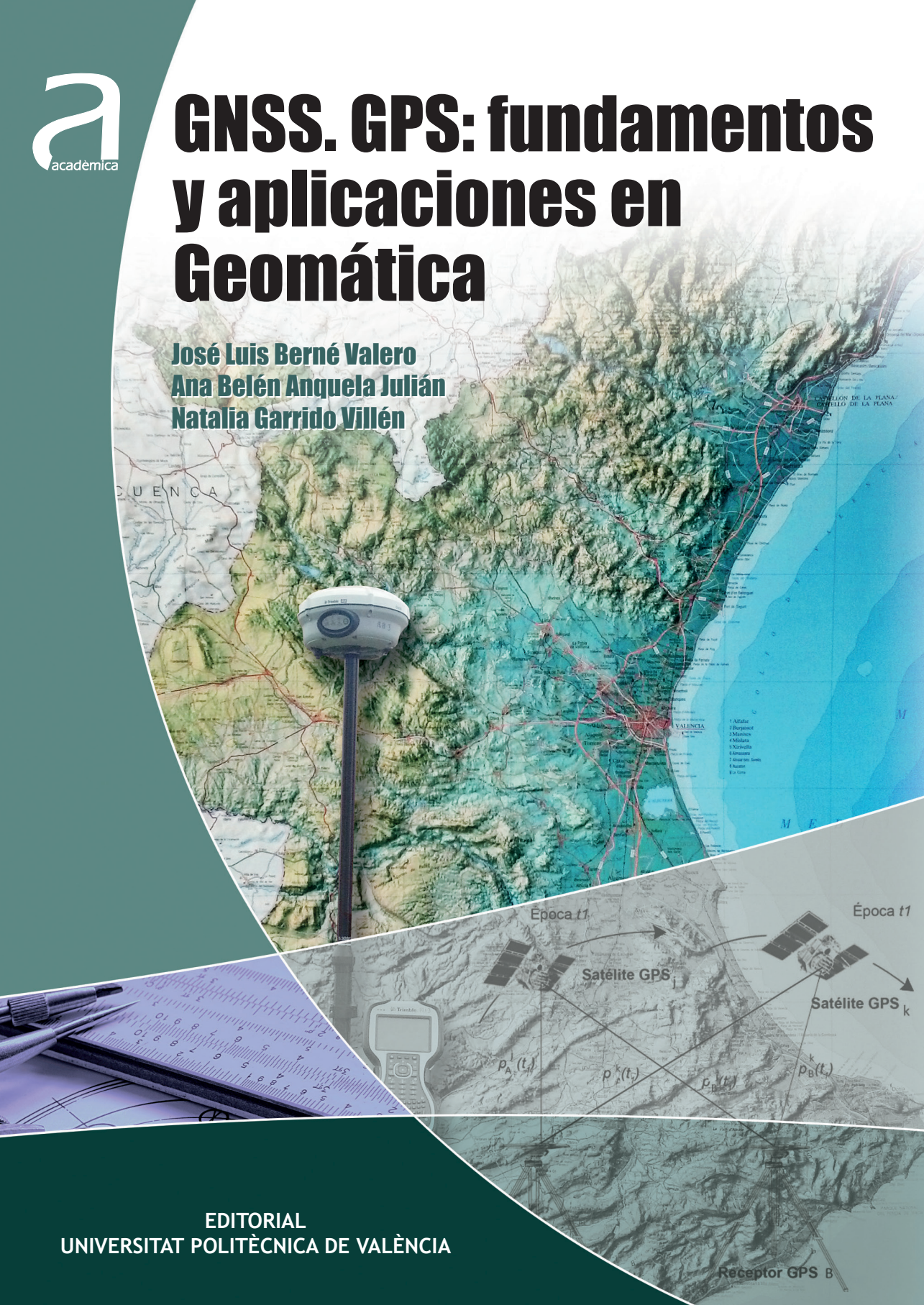


GNSS. GPS: fundamentos y aplicaciones en Geomàtica

José Luis Berné Valero
Ana Belén Anquela Julián
Natalia Garrido Villén



José Luis Berné Valero
Ana Belén Anquela Julián
Natalia Garrido Villén

GNSS

GPS: fundamentos y aplicaciones en Geomática

EDITORIAL
UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Los contenidos de esta publicación han sido revisados por el Departamento de Ingeniería Cartográfica Geodesia y Fotogrametría de la UPV

Colección Académica

Para referenciar esta publicación utilice la siguiente cita: BERNÉ VALERI, J.L. [et al] (2014) *GNSS: GPS: fundamentos y aplicaciones en Geomática*. Valencia : Universitat Politècnica de València

Primera edición, 2014 (versión impresa)
Primera edición, 2014 (versión electrónica)

© José Luis Berné Valero
Ana Belén Anquela Julián
Natalia Garrido Villén

© de la presente edición: Editorial Universitat Politècnica de València
distribución: Telf.: 963 877 012 / www.lalibreria.upv.es / Ref.:6179_01_01_01

ISBN: 978-84-9048-261-2 (versión impresa)
ISBN: 978-84-9048-262-9 (versión electrónica)

Queda prohibida la reproducción, distribución, comercialización, transformación y, en general, cualquier otra forma de explotación, por cualquier procedimiento, de la totalidad o de cualquier parte de esta obra sin autorización expresa y por escrito de los autores.

Índice

Prólogo	1
Agradecimientos	7
Capítulo 1. INTRODUCCIÓN.....	9
1.1. Definición de Geomática y Geodesia.....	9
1.2. Geodesia espacial.....	12
1.3. Técnicas de medición de Geodesia espacial	12
1.3.1. GNSS Global Navigation Satellite Systems	13
1.3.2. SLR Satellite Laser Ranging	14
1.3.3. VLBI Very Long Baseline Interferometry	17
1.3.4. DORIS	19
1.4. Sistemas de observación global. GGOS	21
1.5. Organizaciones internacionales de Geodesia	22
1.5.1. La Unión Internacional De Geodesia Y Geofísica IUGG	22
1.5.2. IAG, Asociación Internacional de Geodesia.....	22
1.5.3. IERS International Earth Rotation and Reference Systems.....	23
1.5.4. IGS Servicio Internacional GNSS.....	24
1.5.5. CODE	27
1.5.6. EUREF	28
1.5.7. Algunos organismos vinculados a la Geodesia:	29
1.6. Bibliografía	29
Capítulo 2. LA TIERRA. SISTEMAS DE REFERENCIA Y SISTEMAS DE TIEMPOS.....	31
2.1. Introducción.....	31
2.2. Movimientos de la Tierra.....	32
2.3. Precesión y Nutación	33
2.4. Movimiento del Polo.....	34
2.5. Sistemas de referencia	37

2.6.	Sistema de Referencia Terrestre Internacional (ITRS). International Terrestrial Reference System.....	40
2.6.1.	El marco de referencia internacional terrestre ITRF	42
2.6.2.	Marco de referencia GNSS. Materialización del ITRS: IGSy	48
2.7.	Sistemas locales de referencia. ETRS89 datum europeo	50
2.8.	Elipsoides de revolución internacionales GRS-80 y WGS84	53
2.9.	Otros sistemas de referencia GNSS	55
2.9.1.	GLONASS. PZ-90	55
2.9.2.	Marco de referencia terrestre de GALILEO (GTRF)	56
2.9.3.	Sistema geodésico Chino de Coordenadas (CGC2000)	56
2.10.	Sistema de tiempos. Tiempo Solar y universal UT	56
2.11.	Tiempo Atómico. Tiempo universal Coordinado. Tiempo GPS	57
2.12.	Bibliografía	61
Capítulo 3.	ÓRBITAS DE LOS SATÉLITES	63
3.1.	Teoría de órbitas. Elementos keplerianos	63
3.2.	Movimiento perturbado	71
3.3.	Efemérides radiodifundidas o transmitidas	74
3.4.	Efemérides precisas.....	76
3.5.	Ejercicio Órbitas	80
3.6.	Bibliografía	92
Capítulo 4.	GNSS. SISTEMA GLOBAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE	93
4.1.	Introducción.....	93
4.1.1.	Satélites Geoestacionarios (GEO Geostationary Earth Orbit)	94
4.1.2.	Satélites de Órbita Media (MEO Mean Earth Orbit).....	94
4.1.3.	Satélites de Órbita Baja (LEO Low Earth Orbit).....	95
4.2.	El desarrollo de los sistemas GNSS	95
4.2.1.	Fase o situación de partida	97
4.2.2.	Fase GNSS-1 (2002-2015).....	97
4.2.3.	Fase GNSS-2 (a partir del 2015).....	97
4.3.	Mercado de Negocio GNSS	97

4.4.	Principio básico del posicionamiento con GNSS	99
4.4.1.	Medición en código.....	101
4.4.2.	Medición en fase	102
4.4.3.	Medición de velocidad.....	102
4.4.4.	Errores en el sistema y la corrección diferencial.....	102
4.4.5.	Descripción de un sistema GNSS	103
4.5.	Constelación NAVSTAR – Sistema GPS.....	103
4.5.1.	Segmento espacial.....	105
4.5.2.	Segmento control	111
4.5.3.	Segmento de usuario	113
4.5.4.	Servicios que presta GPS	114
4.6.	GLONASS. GLobal Orbiting Navigation Satellite System	115
4.6.1.	Sector de Control.....	116
4.7.	GALILEO	116
4.7.1.	Segmento espacial.....	118
4.7.2.	Segmento de control	119
4.8.	BEIDOU. COMPASS	121
4.9.	Sistemas regionales de navegación	122
4.9.1.	QZSS (Quasi Zenit Satellite System).....	122
4.9.2.	IRNSS.....	122
4.10.	Sistemas de aumentación.....	122
4.10.1.	SBAS (Sistema de Aumentación BasadoEn Satélites).....	123
4.10.2.	GBAS. Sistemas de aumentación basados en tierra	127
4.11.	Bibliografía	129
Capítulo 5.	LA SEÑAL.....	131
5.1.	Reloj u oscilador.....	131
5.2.	Fundamentos físicos de la señal	133
5.2.1.	Portadora y moduladora	136
5.3.	Señal GPS	138
5.3.1.	Portadora.....	139

5.3.2. Códigos.....	142
5.4. Mejora de la señal GPS	147
5.5. Otras señales GNSS	147
5.5.1. GALILEO	147
5.5.2. GLONASS	149
5.6. Anexo tablas.....	149
5.6.1. GALILEO	149
5.6.2. Constelación GPS	150
5.6.3. Satélites geoestacionarios SBAS	150
5.6.4. Comparativa GPS, GLONASS, GALILEO y BEIDOU	151
5.7. Bibliografía	151
Capítulo 6. OBSERVABLES	153
6.1. Tipos de observables	153
6.2. Pseudodistancias	154
6.3. Fase	156
6.3.1. Precisión de medidas	159
6.4. Combinaciones de frecuencias L1 Y L2	159
6.4.1. Combinación banda estrecha. Narrow lane	160
6.4.2. Combinación banda ancha. Wide lane Lw	161
6.4.3. Combinación ionosférica, coeficientes no enteros	161
6.4.4. Combinación de pseudodistancia de código y fase, suavizado de código	162
6.4.5. Melbourne-Wübbena (1985)	162
6.4.6. Combinaciones de triple frecuencia	162
6.5. Detección y reparación de la pérdida de ciclos	163
6.6. RINEX. Observables	165
6.7. Estructura de los ficheros RINEX.....	167
6.7.1. Fichero RINEX de observación	167
6.7.2. Fichero de navegación	168
6.7.3. Fichero datos meteorológicos	169

6.8.	El formato RINEX 3.....	170
6.9.	Descarga de datos RINEX.....	170
6.9.1.	Descarga de datos EUREF.....	170
6.9.2.	Descarga de datos del IGN.....	171
6.9.3.	Descarga de datos ICV.....	171
6.10.	Ejercicio.....	172
6.11.	Bibliografía.....	176
Capítulo 7.	FUENTES DE ERROR GPS.....	177
7.1.	Tipos de errores.....	177
7.2.	Errores en satélites y órbitas.....	179
7.2.1.	Errores en los parámetros orbitales del satélite.....	179
7.2.2.	Errores en los relojes de los satélites.....	180
7.2.3.	Errores relativistas.....	181
7.2.4.	Disponibilidad Selectiva. SA.....	183
7.2.5.	Anti-Spoofing AS.....	183
7.3.	Errores atmosféricos.....	184
7.4.	Errores del receptor.....	186
7.4.1.	Pérdidas de ciclo. Cycle Slips.....	186
7.4.2.	Retardo instrumental.....	186
7.4.3.	Efecto multipath o trayectoria múltiple.....	186
7.4.4.	Estado del reloj del receptor.....	187
7.4.5.	Offset y variación del centro de fase de la antena.....	188
7.5.	Errores intencionados con aparatos externos al sistema.....	191
7.6.	Indicadores de precisión.....	192
7.6.1.	UERE (User Equivalent Range Error).....	192
7.6.2.	DOP Contribución de la geometría de los satélites a la incertidumbre de un posicionamiento.....	192
7.6.3.	Parámetros estadísticos de precisión e incertidumbre vinculados a navegación.....	194
7.7.	Bibliografía.....	195

Capítulo 8. LA IONOSFERA	197
8.1. Propagación de emisiones radioeléctricas	197
8.2. Ionosfera	199
8.3. Elementos de propagación de ondas	204
8.3.1. Relación de velocidad e índice de refracción de fase y de grupo.....	205
8.4. Refracción ionosférica. Relación de velocidades de grupo y fase y la velocidad en el vacío.....	207
8.4.1. Determinación del $\Delta\phi_{iono}$ y del $\Delta\tau_{iono}$	209
8.5. Eliminación del efecto ionosférico.....	211
8.5.1. Eliminación del efecto ionosférico en receptores de doble frecuencia	211
8.6. Modelos ionosféricos y medición TEC	213
8.6.1. Modelos ionosféricos. El modelo IRI (Bilitza 1990).....	215
8.6.2. Modelo NeQuick (2000). Sistema GALILEO	216
8.6.3. Modelo de Klobuchar (1987). Sistema GPS	216
8.6.4. Otros modelos	216
8.7. Acerca de LEICA Geo Office (LGO)	217
8.7.1. Modelo Ionosférico	217
8.8. Bibliografía	218
Capítulo 9. REFRACCIÓN TROPOSFÉRICA	219
9.1. Refracción troposférica	219
9.2. Modelos troposféricos	223
9.2.1. Modelo de Hopfield (1969)	223
9.2.2. Modelo de Saastamoinen (1974)	228
9.2.3. Modelo troposférico para PPP. GIPSY	230
9.2.4. Atmosfera Estándar SA	230
9.2.5. Global Pressure and Temperature	231
9.2.6. U.S. Standard Atmosphere.....	231
9.2.7. Modelo Troposférico Leica Geoffice.....	231
9.2.8. Modelo Troposférico Trimble.....	232

9.2.9. Comparativa	233
9.3. Retardos Troposféricos. Funciones de proyección Mapping Functions troposféricas	235
9.3.1. Marini Mapping Function (1972).....	235
9.3.2. Niell Mapping Function (1996)	236
9.3.3. Viena Mapping function VMF	238
9.3.4. Global Mapping Function (2006, 2007).....	240
9.4. Bibliografía	241
Capítulo 10. MÉTODOS DE OBSERVACIÓN Y POSICIONAMIENTO GNSS	243
10.1. Métodos de observación	243
10.1.1. Según los Observables	244
10.1.2. Según el Movimiento de los Receptores	244
10.1.3. Según el Momento en que se efectúa el cálculo	244
10.1.4. Según el tiempo de observación	245
10.1.5. Otra clasificación	246
10.2. Planificación de una red estática	250
10.2.1. Selección de puntos	250
10.2.2. Ventanas de observación	250
10.2.3. Tiempos de observación	251
10.2.4. Organización	251
10.3. Posicionamiento Punto Preciso (PPP).....	252
10.3.1. Principios	254
10.3.2. Sesgos y errores	255
10.3.3. Ventajas e inconvenientes	256
10.3.4. Algunos proveedores de datos y productos de PPP.....	256
10.4. Tipos de receptores	258
10.4.1. Receptor GNSS topográficos, minería, construcción. Controladores y Antenas	259
10.5. Bibliografía	265
Capítulo 11. COMBINACIÓN DE FASE PORTADORA, ESTÁTICO RELATIVO Y DETERMINACIÓN DE AMBIGÜEDADES	267

11.1.	Combinación de fase de portadora	267
11.1.1.	Simple diferencias de fase.....	267
11.1.2.	Dobles diferencias de fase	270
11.1.3.	Triples diferencias de fase.....	271
11.2.	Determinación de Ambigüedades	274
11.3.	Resolución de ambigüedades con datos de dos frecuencias.....	275
11.4.	Técnicas de búsqueda de ambigüedades	279
11.4.1.	Resolución ambigüedades en movimiento (OTF).....	279
11.4.2.	Resolución rápida de ambigüedades	279
11.4.3.	Filtro de búsqueda rápida de ambigüedades	280
11.4.4.	Método de ajuste de decorrelación de ambigüedades	280
11.5.	Bibliografía	280
Capítulo 12.	CÁLCULO Y COMPENSACIÓN DE REDES	281
12.1.	Método general	281
12.2.	Red ligada	284
12.2.1.	Observaciones indirectas	285
12.2.2.	Compensación de una red ligada. Resumen	291
12.3.	Red libre	292
12.3.1.	Solución mediante matriz de constreñimientos.....	293
12.3.2.	Solución mediante matriz pseudoinversa.....	293
12.4.	Iteraciones.....	294
12.5.	Método Secuencial o solución progresiva. Ajustes coordinados.....	295
12.5.1.	Adición y sustracción de observables	296
12.6.	Bibliografía	296
Capítulo 13.	POSICIONAMIENTO ABSOLUTO Y RELATIVO.....	297
13.1.	Cálculo de la posición absoluta de un punto por pseudodistancias de código.....	297
13.2.	Posicionamiento absoluto con fase de la portadora	302
13.3.	Posicionamiento relativo. Cálculo de líneas base	307
13.4.	Ajuste de una red de vectores GNSS	310

13.5. Matriz varianza-covarianza. Correlación entre combinaciones de fases	311
13.5.1. Correlaciones de las simples diferencias	312
13.5.2. Correlaciones de las dobles diferencias	312
13.5.3. Correlaciones de las triples diferencias.....	314
13.6. Esquema: cálculo líneas base software comercial	315
13.7. Cálculos de redes de alta precisión	316
13.8. Bibliografía	318
Capítulo 14. ANÁLISIS ESTADÍSTICO DE HIPÓTESIS Y RESULTADOS. FIABILIDAD Y PRECISIÓN.....	319
14.1. Análisis estadístico de hipótesis y resultados.....	319
14.2. Pruebas estadísticas: consideraciones generales.....	321
14.3. Pruebas o test tras el ajuste	324
14.3.1. Pruebas o test estadísticos para validar el modelo.....	325
14.3.2. Test global χ^2	326
14.3.3. Prueba F.....	327
14.4. Estudio de la fiabilidad interna de la red. Detección de errores	328
14.4.1. Fiabilidad interna	329
14.4.2. Estudio de la fiabilidad externa	335
14.5. Precisión	336
14.5.1. Figuras de error	336
14.6. Particularización a redes GNSS. Esquema	340
14.7. Líneas base.....	341
14.7.1. Parámetros estadísticos de calidad	341
14.8. Ajuste de la red	345
14.8.1. Ajuste Red Libre	346
14.8.2. Ajuste Red Ligada	346
14.8.3. Test de Tau	346
14.8.4. Ponderación	347
14.8.5. Fiabilidad externa	348

14.9. Bibliografía	349
Capítulo 15. CORRECCIONES DIFERENCIALES.....	351
15.1. GNSS diferencial.....	351
15.2. Cinemático en Tiempo real RTK.....	353
15.2.1. Solución de estación simple, antena más próxima	355
15.2.2. LADGNSS. Solución de Red RTK.....	357
15.2.3. Requisitos básicos para trabajo con RED RTK/NTRIP	358
15.2.4. Solución RTX Trimble xFill	359
15.3. Formatos de transmisión de datos GNSS	360
15.3.1. Formato RTCM. Radio Technical Comission for Maritime Service..	361
15.3.2. Formato CMR y CMR+, CMRx.....	364
15.3.3. RTCA.....	364
15.4. El protocolo Ntrip.....	365
15.5. Soluciones o sistemas de correcciones diferenciales RTK	368
15.5.1. Solución de red RTK	368
15.5.2. Virtual Reference Station (VRS).....	371
15.5.3. FKP. Parámetros de corrección de área o planos	373
15.5.4. La solución MAC (Master Auxiliary Concept).....	374
15.5.5. MAX Master Auxiliary Corrections.....	376
15.5.6. I-MAX Individualized Master Auxiliary Corrections	377
15.5.7. Comparativa y soluciones RTK.....	378
15.5.8. Repetidor amplificador de señal.....	379
15.6. DGNSS de precisión, desde el espacio SBAS	379
15.6.1. OmniSTAR.....	379
15.6.2. Otros proveedores de correcciones diferenciales	380
15.7. Bibliografía	381
Capítulo 16. REDES DE ESTACIONES PERMANENTES	383
16.1. Red de estaciones permanentes. Redes GNSS activas	383
16.1.1. Objetivos y aplicaciones fundamentales de estas redes	385
16.1.2. Características básicas	385

16.2.	Estructura o jerarquía de redes.....	386
16.3.	Redes internacionales	388
16.3.1.	IGS Servicio Internacional GNSS.....	388
16.3.2.	CORS-National Geodetic Survey (USA).....	388
16.3.3.	Red permanente europea EPN	389
16.3.4.	European Combined Geodetic Network.....	389
16.4.	Redes nacionales.....	389
16.4.1.	Red ERGPS del IGN de España.....	389
16.5.	Redes regionales o autonómicas en España	392
16.5.1.	Red de estaciones de referencia GNSS de Valencia: red ERVA	393
16.5.2.	Red geodésica activa de Aragon	393
16.6.	Redes de otros organismos o instituciones oficiales de España.....	395
16.6.1.	La red española DGPS para la navegación marítima.....	395
16.6.2.	Redes instituciones privadas.....	395
16.6.3.	Otros proyectos de carácter científico.....	396
Capítulo 17.	TRANSFORMACIÓN DE COORDENADAS.....	397
17.1.	Transformación o cambio de coordenadas geodésicas a cartesianas ECEF	397
17.2.	Transformaciones entre sistemas de referencia.....	401
17.2.1.	Transformaciones de semejanza	403
17.3.	Transformación de alturas	410
17.4.	Bibliografía	410
Bibliografía comentada		413
Acrónimos		417

Prólogo

Por posicionamiento se entiende a la determinación en el espacio de objetos móviles o estacionarios, la localización de un objeto en un sistema de coordenadas determinado, y muchas son las técnicas que resuelven el problema. Pero sin duda alguna en el campo de la navegación, de la georeferenciación y del posicionamiento preciso en la Tierra, las técnicas apoyadas en satélites son actualmente las de mayor importancia, fundamentalmente en espacios abiertos, pero la generalización del posicionamiento en otros espacios, abre nuevas puertas a otras técnicas para el posicionamiento de interiores e incluso bajo el agua.

El término de GNSS (Global Navigation Satellite System) es el nombre genérico que engloba a los Sistemas de Navegación por Satélite, que proporcionan un posicionamiento geoespacial y facilitan la navegación con cobertura global, tanto de forma autónoma, como con sistemas de aumentación. GPS y GLONASS son los únicos sistemas globales de posicionamiento y navegación GNSS plenamente operativos en 2014, a los que de forma ya regional se suma el sistema chino, COMPASS o BEIDOU BD2 en el 2014 y posiblemente este completado en 2017, antes de lo previsto y en 2016 posiblemente el sistema europeo GALILEO, de manera que en el 2020 los cuatro sistemas serán de cobertura global, a esto hay que añadir otros sistemas regionales IRNSS, indio y el QZSS japonés que ya son operativos, además de los sistemas de aumentación operativos WAAS, EGNOS, SMSAS, SDCM y otros en desarrollo.

Estos seis sistemas de navegación y posicionamiento por satélite se completarán al menos con 13 satélites de aumentación SBAS en órbita geostacionaria. Por ello el servicio de GNSS internacional ya ha iniciado sus primeros estudios y ensayos multi-

GNSS para habilitar las compatibilidades, desarrollo de modelos y análisis de alta precisión, el proyecto MGEX.

En nuestra actividad diaria somos usuarios directamente o indirectamente de la geolocalización, pues muchos de nuestros objetos llevan o son usuarios del GNSS, en posicionamiento o en tiempo, relojes, visores, cámara de fotos, sensores de velocidad y tiempo, Smartphone, tabletas, navegadores en coches, o con mayor precisión para navegación aérea, terrestre, marítima, en agricultura de precisión, en minería, Topografía, Geodesia, el posicionamiento es fundamental y hasta en los mercados de valores, al utilizar el tiempo GNSS.

El informe sobre el mercado GNSS presentado en el año 2012, basado en el posicionamiento y navegación, supone un enorme potencial económico que penetra en todos los campos profesionales. Sin duda alguna el de menor negocio es el de Geodesia y Topografía, pero en éste se ha constituido como la herramienta fundamental para su trabajo.

Según datos de la Comisión Europea se estima que entre el 6 y 7 por ciento del PIB de la UE depende de GNSS, una cantidad que equivale a unos 800000 millones de euros. Se estima que hoy hay **más 2000 millones de receptores de navegación por satélite** en todo el mundo y la cifra superará a los 6000 millones en 2022 (Fuente: GNSS Market Report GSA, issue 3, October 2013)

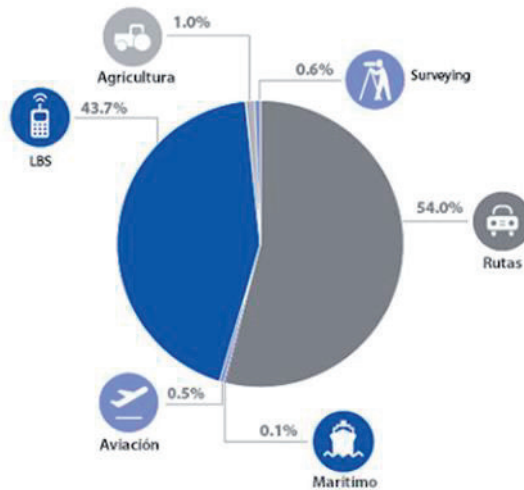


Figura 1. Principal mercado mundial del GNSS por segmentos

La Navegación por satélite (junto con la observación de la Tierra) es probablemente el sector espacial con mayor potencial de crecimiento tanto en términos de sistemas en desarrollo (upstream) como de posibilidades de negocio en el desarrollo de aplicaciones (downstream) (Javier Ventura. Valencia 2013).

Un número creciente de sectores económicos, como el transporte, las comunicaciones, la agricultura de precisión, o servicios de emergencia requieren de estos servicios de geolocalización y posicionamiento. Las perspectivas de mercado GNSS son extraordinarias.

Más del 95% del mercado está concentrado en servicios basados en la localización (LBS, integrado en móviles) y en el transporte de automóvil. Otros sectores importantes son la agricultura, aplicaciones marítimas, transporte ferroviarios, aviación, energía y las aplicaciones científicas.

En la Figura 1 se muestra un esquema del mercado GNSS. Se puede resumir su negocio en los siguientes segmentos:

- Rutas: los sistemas de PND y en el vehículo, la navegación de apoyo y otras aplicaciones ITS.
- Servicio basado en Localización LBS: GNSS compatibles con teléfonos móviles y servicios.
- Aviación: Los dispositivos de GNSS para aplicaciones comerciales, regionales, generales y de negocio de la aviación.
- Agricultura: la orientación del tractor, la tecnología de tasa variable (VRT) y de dirección automática.
- Marítima: la flota mercante y las aplicaciones de los GNSS en el mar abierto.
- Surveying: Geodesia y Topografía: la Tierra y levantamientos hidrográficos.

Se indica en el informe de Naciones Unidas para la gestión global de la información geoespacial que para 2015 habrá más de 100 satélites GNSS en órbita, lo que facilitará la recolección de datos en entornos desafiantes, con mayor precisión e integridad. Los equipos de interfaz con el usuario tendrán mayor integración con otras tecnologías para la producción de soluciones de posicionamiento más completas y ubicuas.

El posicionamiento en interiores (indoor positioning) es la fuerte apuesta para los próximos años. Aun cuando existen diversas tecnologías que podrían utilizarse para mejorar los datos en esta área, como son la banda ultraancha, acelerómetros e identificación por radiofrecuencia (RFID), no existe hasta ahora una tecnología que ofrezca la amplia cobertura que se esperará en los próximos años.

En los próximos años es posible que sean desarrolladas técnicas de posicionamiento analizando el campo magnético y gravitacional (basada en átomos de rubidio), y puedan ser utilizadas en el movimiento submarino. En esta línea se está trabajando con la Brújula Cuántica, y surgirá el **sistema de posicionamiento cuántico** CPE, sistema que no necesitará satélites. Su uso se orienta justo en la dirección opuesta, el interior de la Tierra y sus campos magnéticos. A partir de las fluctuaciones de estas zonas y ras-

treando señales, ubicará otros dispositivos, así como barcos, teléfonos móviles o aviones.

En la actualidad las técnicas, procedimientos e instrumental de los sistemas GNSS son tan amplios, como amplia es su aplicación y extensión de uso, desde la decena de metros para un excursionista y un navegador GNSS o reloj con posicionamiento GNSS, pasando por la navegación y el metro, a la cartografía y el decímetro, hasta el milímetro y la Geodesia.

Desde el punto de vista geodésico, los marcos de referencia se están definiendo con mayor precisión en cada repetición, a medida que se desarrollan la tecnología y las nuevas técnicas. Todo ello debido al impulso adicional con los sistemas GNSS y otros medios de observación espacial, como la medición láser por satélite (SLR, satellite laser ranging), Interferometría de base muy larga (VLBI, very long baseline interferometry) y orbitografía Doppler y Radioposicionamiento integrado por satélite (DORIS).

Los marcos de referencia nacionales están cada vez más alineados con marcos de referencia geodésicos estandarizados a nivel global (por ejemplo el Marco de Referencia Internacional Terrestre ITRF, International Terrestrial Reference Frame), al igual que los marcos de referencia GNSS. Con ello se facilita la interoperabilidad y unificación de los paquetes de datos de información geoespacial en el planeta y ganarán mayor importancia en los próximos cinco a diez años.

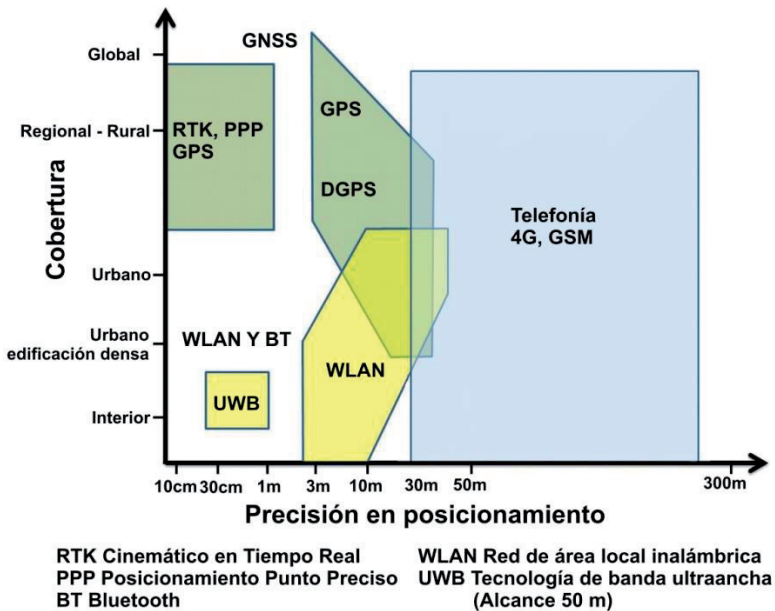


Figura 2. Precisión en posicionamiento

Desde el punto de vista topográfico y geodésico el sistema GNSS supuso una revolución, propia de una Geodesia global y de unas precisiones milimétricas. Para poder garantizar precisiones centimétricas o milimétricas en Topografía y Geodesia y trabajar en marcos de referencia internacionales, se requiere de un conocimiento amplio en cálculos y en conocimientos de sistemas y marcos de referencia.

En este libro se introducen algunos conceptos sobre Geodesia satelital y marcos de referencia, para poder explicar la aplicación del GNSS a estos campos de exigidas precisiones (véase Figura 2). Se explican las ideas y algoritmos básicos de posicionamiento, pero dentro de la precisión centimétrica, con fines de Topografía y Geodesia, dejando para otro tratado las aplicaciones en agricultura de precisión, Cartografía y navegación.

El posicionamiento es y será los próximos años una oportunidad de negocio, en él se mezclan varias técnicas y procedimientos, los sistemas GNSS, la telefonía, internet, redes inalámbricas, ultrasonidos, banda ultra-ancha, posicionamiento cuántico... Donde tiene cabida la aportación de diversos profesionales.

José Luis Berné

Agradecimientos

Un libro no tiene razón de ser sino busca un lector, aquí el lector ya está cautivo al ser un libro docente, por ello mi primer agradecimiento es a los alumnos de ingeniería Geomática, que día a día nos invitan a aprender y descubrir nuevas oportunidades con ellos, y con sus inquietudes nos llenan de retos. El segundo agradecimiento es para esos profesores como Hoffmann y Leick, Seeber, etc. que adelantados en la transmisión del conocimiento nos orientan en nuestro aprendizaje.

Capítulo 1

Introducción

1.1. Definición de Geomática y Geodesia

En el siglo XXI surge un nuevo concepto provocado por el desarrollo tecnológico en el campo de las ciencias geográficas y geodésicas. Estas han sido revolucionadas con las nuevas tecnologías Tics, con la era espacial, y con las nuevas telecomunicaciones, y así surge el término Geomática, también denominada tecnología geoespacial o ciencias geomáticas, es un término científico que está compuesto por dos ramas, "geo" (Tierra) y "matica" (informática), para explicar parte del conocimiento geográfico a través de tecnologías para adquirir, almacenar, procesar, medir, analizar, presentar, distribuir y difundir información geográfica referenciada y representa un conocimiento estratégico para la gestión sostenible del territorio (UAG, 2000). International Standards Organization la define como un campo que integra diversos medios utilizados para la gestión y adquisición de los datos espaciales necesarios para la producción y gestión de la información espacial.

A la Geodesia le corresponde el posicionamiento preciso sobre la tierra, Helmert (1880) define la Geodesia como la ciencia de la medida y representación de la Tierra. Esta definición en la actualidad debe completarse con el estudio de su campo de gravedad y sus variaciones temporales y la rotación de la Tierra.

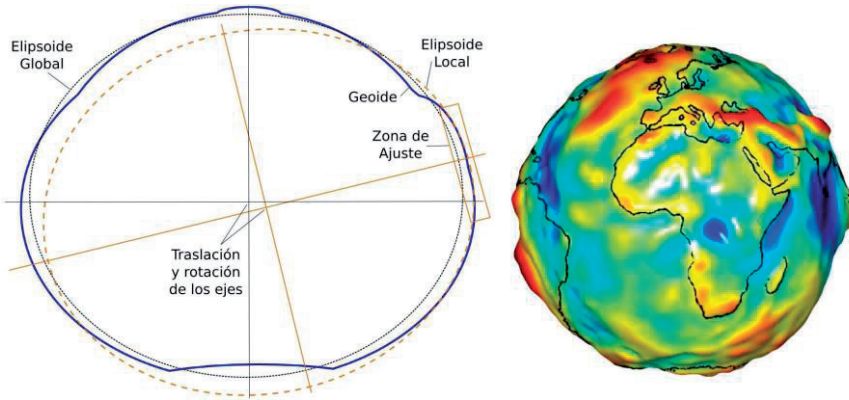


Figura 1.1. Geoide y Elipsoide. Fuente: NASA.

Está estrechamente ligada con la Hidrología, la Glaciología, la Geología, las ciencias atmosféricas, la comprensión de la dinámica terrestre, el movimiento de las placas y el comportamiento global de la Tierra. Para sus mediciones utiliza gran variedad de técnicas y sistemas, y su revolución reciente se debe a la aplicación de técnicas geoespaciales, como lo sistemas GNSS, la navegación inercial, y técnicas gravimétricas modernas.

La Tierra no es un cuerpo rígido homogéneo, está formada por una parte sólida, una líquida u oceánica y unos casquetes de hielo, rodeada por una atmósfera. El centro de la Tierra es una mezcla de materiales viscosos y sólidos y los movimientos de rotación, traslación y fuerzas gravitatorias, la hacen un elemento vivo, cambiante, por ello su superficie está sujeta también a deformaciones producidas por los efectos de mareas terrestres, oceánicas y atmosféricas, como se muestra en la Figura 1.1.

Para estudiar su forma se acepta una figura geométrica de propiedades conocidas y desarrollables matemáticamente, y ésta es el Elipsoide, achatado por su revolución, por los polos. Para definir la componente z o altitud, el elipsoide no es una buena referencia. El agua de los océanos busca estar en equilibrio y por ello busca una superficie gravitatoria equipotencial, y por ello se toma como referencia la superficie del nivel medio de los mares, superficie equipotencial en el campo de la gravedad terrestre, denominado Geoide, y a esta altitud se le llama ortométrica.

Su campo de gravedad verifica la condición de potencial de gravedad $W = W_0 = \text{cte}$. El geoide y el elipsoide están relacionados por

$$h = H + N$$

donde h es la altura elipsoidal de un punto respecto al elipsoide, H o altura ortométrica es la altura de un punto respecto al geoide, N es la ondulación del geoide, la altura del

geoide respecto al elipsoide. En este caso h y N son perpendiculares al elipsoide, y H al geoide, sigue la línea de la plomada.

El estudio de la Geodesia puede realizarse con distintos métodos de trabajo y observables y podemos distinguir: Geodesia geométrica y Geodesia dinámica.

Desde el punto de vista temático se puede establecer otra clasificación:

Geodesia geométrica o elipsoidal, Geodesia física, Geodesia tridimensional, Geodesia espacial y Geodesia cinemática.

Geodesia geométrica: estudia la geometría del elipsoide de revolución, es la determinación de la geometría, parámetros de tamaño y forma y posición del elipsoide.

Geodesia dinámica o física: estudia el campo de la gravedad terrestre y distribución de masas. Estudia el geoide como superficie equipotencial del campo de la gravedad de la Tierra, su diferencia con el elipsoide y sus variaciones en función del tiempo. El campo gravitatorio es afectado por muchos factores, densidad de masas, océanos, efectos gravitatorios, capa de hielo, y al estudio específico de estos temas se dedica la gravimetría.

Geodesia tridimensional: trata de la descripción geométrica y dimensional de la Tierra en un sistema de referencia tridimensional, su potencial y vector de gravedad terrestre: se puede prescindir del elipsoide.

El campo gravitatorio presenta variaciones globales, regionales y locales y pueden ser medidas con gran precisión y fechadas y esto da lugar a lo que algunos científicos les da el nombre de **Geodesia tetradimensional o cinemática**.

Geodesia espacial o satelital: estudia la Geodesia a partir de satélites y elementos espaciales, tratando la Geodesia cinemática, tridimensional y dinámica.

Hoy en día los métodos globales tratan de forma conjunta datos geométricos y dinámicos y esta es la llamada **Geodesia integrada**.

Los principales objetivos de la Geodesia son:

- Determinación de la geometría y figura de la Tierra, posicionamiento y navegación.
- Determinación de la gravedad terrestre, estudio del geoide, anomalías y variación temporal.
- Orientación de la Tierra. Precesión y nutación, tiempos UT, movimiento del polo y fenómenos geodinámicos.
- Estudio de la geometría superficial, modelo de elevación del nivel del mar.
- Aplicaciones en Hidrología, atmósfera, vapor de agua, contenido TEC y cambio climático.

Las observaciones geodésicas miden y relacionan campos como la Geosfera (parte sólida) Hidrósfera (fluida) Atmósfera (gaseosa) Criosfera (glacial) y Biosfera (viva).

1.2. Geodesia espacial

La aplicación de técnicas espaciales para la definición de marcos de referencia y estudio de la forma de la Tierra, de su campo de gravedad y su comportamiento ha creado un nuevo campo llamado Geodesia espacial, y con carácter más restringido Geodesia por satélites. La Geodesia espacial incluye la Geodesia satelital (GNSS, DORIS, GRACE,...) y técnicas de Interferometría de muy larga base VLBI, SLR, LLR.

La Geodesia espacial se basa en la recepción de señales electromagnéticas emitidas por dispositivos embarcados en satélites artificiales, o emitidas por cuásares extra galácticos, observaciones a la Luna y a las estrellas.

Los principales objetivos son la determinación de la figura de la Tierra, del campo de gravedad y el geoides, y la medición de fenómenos geodinámicos, tales como la dinámica de la corteza terrestre, el movimiento del polo, o también análisis de fenómenos atmosféricos.

La Geodesia por satélites comenzó en el año 1958 después del lanzamiento del Sputnik (4 de octubre de 1957), un mes más tarde se envía el Spunitk 2, y en 1958 el primer satélite americano Vanguard I. La década de 1960 significó una gran apuesta y en 1964 se lanzan los primeros satélites Doppler Transit por EEUU, y luego los satélites del globo PAGEOS, el primer satélite geodésico ANNA-18, etc. En 1969 el Apolo 11 deposita en la Luna los reflectores laser y ese mismo año se mide la primera base por VLBI. En la década de los 80 se desarrolla el GPS por los EEUU, que permitirá la navegación precisa y el posicionamiento. Se establece el Sistema Geodésico Mundial WGS84. Avanzan en esta década las técnicas VLBI, GPS y el Sistema DORIS. En la década de los noventa se amplían las técnicas espaciales a temas medioambientales, con los satélites ERS, de la Agencia Europea del espacio ESA, en esta década aparecen los modelos de geopotenciales OSU 91 y EGM96. En el año 2000 se lanzan varios satélites para medir el campo de la gravedad de la Tierra como CHAMP, GRACE y GOCE.

1.3. Técnicas de medición de Geodesia espacial

Las técnicas para llevar a cabo la Geodesia espacial utilizan varios principios de medida, en general consiste en una estructura Tierra-espacio con un componente en Tierra de estaciones fijas desde las que se realiza un seguimiento al movimiento del satélite u objeto astronómico (Luna, cuásares...) con ondas electromagnéticas. Estas estaciones pueden ser pasivas, no emiten señal sólo las reciben desde los satélites o cuásares (GNSS, VLBI...) o pueden ser activas, emiten y reciben señal (SLR, LLR, DORIS...). Es decir, con fines geodésicos se utilizan dos tipos de satélites, los llamados pasivos, que no llevan ningún emisor de señal propia, se apoyan en llevar elementos reflectantes

o reflexión, caso del SLR y los satélites activos, emiten pulsos de luz o microondas, incluso alguno de estos satélites llevan prismas retroreflectores pasivos.

Otra clasificación puede hacerse de acuerdo al centro de emisión y se agrupan en:

- Técnicas estación-satélite, se realizan observaciones a satélites desde las estaciones en la Tierra. Ejemplo: LASER.
- Técnicas satélite-estación, los satélites emiten señales recibidas en tiempo. Ejemplo: GNSS.
- Técnicas satélite-satélite, caracterizado por la interconexión entre satélites. Ejemplo: satélites utilizados para detectar variaciones en el campo de la gravedad terrestre GRACE.

Las cuatro técnicas fundamentales en Geodesia espacial para trabajar con precisión centimétrica son:

- GNSS. Sistemas Satelitales de Navegación Global.
- SLR. Satellite Laser Ranging.
- VLBI. Very Long Baseline Radiopositioning.
- DORIS. Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite.

Existen otras técnicas para altimetría, como radares altimétricos (Topex, ERS, Jason) y Altimetría Laser (LIDAR), técnicas de Geofísica especial como el radar de apertura sintética interferométrico InSAR, y técnicas de medidas gravimétricas (GOCE, GRACE).

1.3.1. GNSS Global Navigation Satellite Systems

El concepto de GNSS (Global Navigation Satellite Systems) es el término estándar genérico que engloba a los Sistemas de Navegación por Satélite que proporcionan un posicionamiento geoespacial con cobertura global, tanto de forma autónoma, como con sistemas de aumentación. GPS y GLONASS son los únicos sistemas GNSS plenamente operativos en 2014 a los que el sistema BeiDou Chino se ha sumado, y en breve se sumarán otros sistemas como GALILEO y QZSS. A esto hay que añadir los sistemas de aumentación WAAS, EGNOS, MSAS y CAGAN.

Cualquier constelación de las indicadas está formada por una red de satélites entre 21 y 30, a una altura de la superficie terrestre entre 21000 y 25000 km. Cada satélite emite varias señales en la banda L, para la determinación de la distancia satélite – receptor en Tierra, es conocida la posición del satélite, efemérides, y se puede medir dicha distancia.

La pseudodistancia es la medida de la distancia entre el satélite y el receptor en la época de transmisión y recepción de la señal, obtenida a partir del tiempo medido en la propagación de esa señal. El tiempo medido se obtiene comparando la señal recibida

por el receptor del satélite y la réplica de dicha señal que genera el receptor. La sincronización entre el código pseudoaleatorio recibido y la réplica generada se realiza desplazando temporalmente esta última hasta que la correlación entre las dos sea máxima. En el caso de que el reloj del satélite y el del receptor estén sincronizados, el tiempo que habrá que desplazar la réplica será el tiempo de propagación de la señal desde el satélite hasta el receptor.

La medida de distancia con mayor precisión se lleva a cabo con medidas de fase, midiendo el número entero N de longitudes de onda λ y la parte no entera ϕ . Esta idea tan sencilla no es fácil de llevar a cabo dada la dificultad de determinar N , y a este problema se le llama la determinación de ambigüedades.

Cada satélite tiene varios relojes atómicos y genera a partir de la frecuencia fundamental varias ondas portadoras (en 1575.42 MHz y 1227.60 MHz), y códigos modulados pseudoaleatorios, que emiten a la Tierra. Los receptores de suelo reciben estas señales y luego calculan sus posiciones. La precisión que se puede alcanzar en Geodesia es del orden de unos pocos milímetros.

En la Tabla 1.1. se resumen los componentes del GNSS.

Tabla 1.1. Componentes del GNSS

Segmento espacial	Satélites o sistemas GPS, GLONASS, COMPAS, GALILEO, QZS...
Segmento terrestre	Antenas GNSS y receptores multifrecuencias
Datos o aplicaciones	Determinar marcos de referencia Determinación de órbitas precisas Orientación y rotación de la Tierra Productos Troposfera e Ionosfera Sistema de cobertura mundial

1.3.2. *SLR Satellite Laser Ranging*

Es un sistema de observación de distancia por rayos laser. Los satélites utilizados son pasivos, son simples esferas recubiertas de prismas de reflexión total, como los usados con las estaciones totales. La estación está constituida por un potente laser pulsante, un reloj atómico, un contador, un receptor fotodetector, un ordenador y un sistema auxiliar. El Satellite Laser Ranging (SLR) es un método muy preciso de medición de distancias realizado mediante la emisión de pulsos de Luz Láser a Satélites de acuerdo con el principio de pulso-eco. Los componentes del sistema SLR se resumen en la Tabla 1.2.

El proceso consiste en enviar un pulso muy corto y potente (destello) de luz láser mediante un Telescopio Láser a los retroreflectores de los satélites, como se muestra en la Figura 1.2. Estos retroreflectores son "espejos" especiales con la capacidad de reflejar la luz en la misma dirección de incidencia. Entonces el haz de luz viaja hasta el satélite, y regresa hacia el receptor del telescopio.

Tabla 1.2. Componentes del SLR

Segmento espacial	Satélites equipados con retroreflectores “corner cube”, LAGEOS, GEOS, altura 5900 km
Segmento Tierra	Transmisor de laser de corto-pulso
Sistema de medición, precisión cm	Tiempo de vuelo de ida y vuelta al satélite Laser YAG de Nd (cristal de Yrrio Aluminio Granate con iones de neodimio)

Empleando un reloj atómico se mide el tiempo de vuelo del pulso láser en su viaje de ida y vuelta. Con este tiempo de vuelo y conocida la velocidad de la luz, es posible calcular la distancia entre el satélite y el telescopio. Este sistema provee mediciones instantáneas con un nivel de precisión milimétrico.

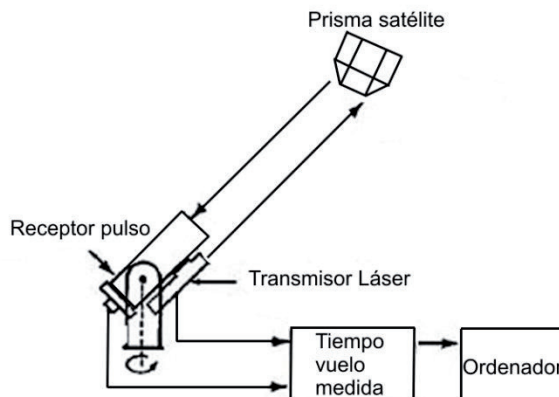


Figura 1.2. Medida SLR

Para aplicaciones de IERS, los satélites más utilizados son los satélites esféricos densos conocidos como Lageos-1 (lanzamiento 1976) y Lageos-2 (lanzamiento de 1992). Ahora es posible medir a los satélites Lageos con una precisión de menos de 1 cm de un pulso de láser. Los satélites LAGEOS tienen un cuerpo esférico de latón recubierto de aluminio. Estos materiales fueron elegidos para reducir el efecto del campo magnético terrestre sobre el satélite. Tienen un diámetro de 60 centímetros y una masa aproximada de 405 kilogramos. Su exterior está cubierto con 426 retroreflectores, dándoles el aspecto de una pelota de golf gigante, véase Figura 1.3. Estos satélites no tienen a bordo ningún sensor o dispositivo electrónico ni sistemas de control de altitud. Se mueven en órbita libre alrededor de la Tierra, a una altitud aproximada de 5900 km, por encima de la órbita baja terrestre y por debajo de la órbita geosincrónica. Su periodicidad es de aproximadamente 204 minutos, esto significa que pasan por un mismo punto cada 3 horas 24 minutos.

El conjunto de estaciones y red SLR está organizado por el International Laser Ranging Service. La misión principal del ILRS es apoyar, a través de Satélite Laser Ranging (SLR) y datos Lunar Laser Ranging (LLR) así como productos relacionados, las actividades de investigación Geodésica y Geofísica.



Figura 1.3. Retroreflector

La red de estaciones SLR está formada por 38 estaciones en el mundo, y a ella pertenece la estación de San Fernando (Cádiz-España), que puede verse en la Figura 1.4.

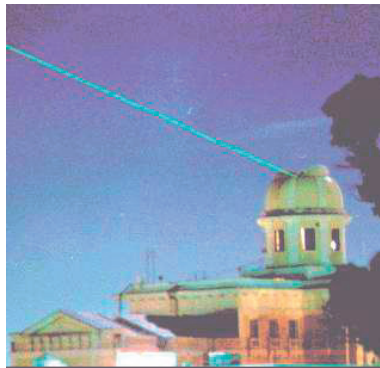


Figura 1.4. Observatorio San Fernando (Fuente: ROA, Cádiz)

El SLR es una técnica fundamental para la materialización del ITRS, contribuye a la definición del Marco de Referencia Internacional Terrestre (ITRF) y es la técnica que **define mejor el centro de masa de la Tierra**, con exactitud centimétrica, y tiene gran peso en la materialización de la escala del marco de referencia. Monitorea la rotación de Tierra y el movimiento polar sirve para proveer de la relación del Marco de Referencia Internacional Celeste (CRF) y se utiliza para modelar la variación temporal y espacial de la gravedad de la Tierra. Tiene aplicación en estudios de tectónica de placas y deformaciones.

Las mediciones de SLR requieren una corrección para el componente seco de la troposfera; así, las estaciones de SLR miden la presión atmosférica, temperatura y humedad relativa para calcular esta corrección. Desde 1976, más de 100 estaciones han obtenido medidas SLR Lageos-1. Se han obtenido coordenadas con una precisión mejor que 2 cm para la mayoría de estas estaciones y se han obtenido las velocidades de unas 50 de las estaciones.

La misión de los satélites LAGEOS incluye las siguientes metas:

- Proporcionar una medida exacta de la posición del satélite con respecto a la Tierra
- Determinar la forma del planeta (geoide)
- Determinar los movimientos de las placas tectónicas asociados a la deriva continental

Los satélites SVN35 y 36 de NAVSTAR (GPS) llevan reflectores de esquina de cubo laser de satélite SLR. El GPS-2A 13 (Navstar 35) y GPS-2A 15 (Navstar 36) están equipados con retroreflectores láser. El Laboratorio de Investigación Naval (NRL) y la NASA están llevando a cabo un experimento conjunto, el propósito principal del cual es diferenciar sin ambigüedad los errores de reloj y los errores de efemérides de satélite. Se prevé que SLR permita seguir tanto los satélites GPS-35 y GPS-36 en última instancia, y reducir la incertidumbre de la posición por satélite en más de un orden de magnitud. Así mismo los nuevos sistemas de navegación GNSS incorporan retroreflectores laser, así lo han hecho IRNS, BeiDou, QZSS.

Un caso similar *es LLR LUNAR LASER RANGING*, las misiones Apolo 11 (1973), 14 y 15 dejaron retroreflectores sobre la Luna por parte de EEUU, y también los rusos en el programa Lunakhod. La técnica LLR puede materializar el sistema de referencia con errores de algunos centímetros (Boucher 1998).

1.3.3. VLBI Very Long Baseline Interferometry

La Interferometría de muy larga base consiste en la observación de emisiones de radio de fuentes muy lejanas, objetos extragalácticos (cuásares). La distancia a ellos desde la Tierra es tan grande que se pueden considerar que estos objetos están fijos en el espacio y que definen un buen sistema inercial. Un cuásar es una fuente de radiación cuasiestelar, es una enérgica galaxia con un núcleo galáctico activo, son muy brillantes y fueron identificados a partir de 1950. Son los objetos más potentes del universo. Hay más de 100000 cuásares y están a millones de años luz de la Tierra. Pueden observarse en muchas partes del espectro: ondas de radio, infrarrojos, ultravioleta, rayos x. Los componentes de VLBI se resumen en la Tabla 1.3.

Un interferómetro es un conjunto de 2 o más antenas conectadas entre sí que observan simultáneamente una fuente astronómica, como se muestra en la Figura 1.5. Las observaciones a cada objeto se realizan mediante la observación simultánea de dos radiotele-

lescopios y en la misma banda de frecuencia. Estas estaciones suelen estar separadas miles de km, el receptor convierte la señal de radiofrecuencia captada a una frecuencia intermedia, esta información viene con unas marcas temporales y luego se procede al tratamiento digital, la información se almacena y se procesa en el correlador de ambas estaciones. Las observaciones suelen durar 24 horas, y se obtienen precisiones del orden de 1 mm en horizontal y 3 mm en vertical. En la actualidad las posiciones de los puntos se miden varias veces al año por las más de 40 antenas distribuidas globalmente. El patrón de tiempos empleados es atómico y para ello utilizan máser de hidrógeno. El sistema VLBI mide el vector entre los centros radioeléctricos de dos radiotelescopios, utilizan la banda S (2-4 GHz) y la X (8-12 GHz).

Tabla 1.3. Componentes del VLBI

Segmento espacial	Quásares (frec. microondas) planetas, estrellas, galaxias
Segmento terrestre	Radiotelescopios, equipados con receptores de banda ancha
Sistema medición	La diferencia de tiempo de llegada del frente de onda radial emitido por un quásar a dos antenas de Tierra

Esta técnica es capaz de medir todos los componentes de la orientación de la Tierra con precisión y de forma continua.

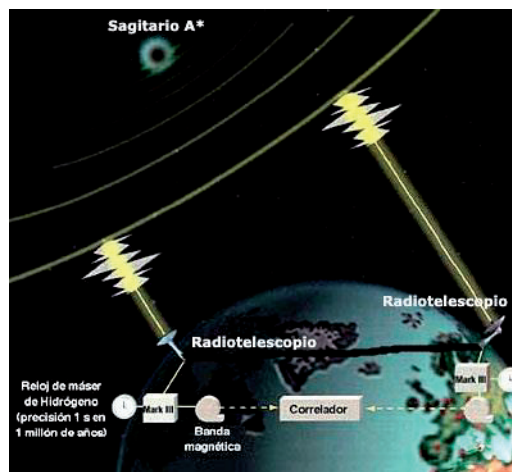


Figura 1.5. VLBI. Fuente: IGN

El Servicio Internacional de VLBI (IVS) fue establecido en 1999 por la Asociación Internacional de Geodesia (IAG). IVS es una colaboración internacional de organizaciones que operan o apoyan la Interferometría de muy larga base en sus aplicaciones a la Geodesia y Astrometría.

Existen dos grandes organizaciones mundiales de VLBI: La EVN European VLBI Network y la VLBA Very Long Baseline Array. La red de observatorios está formada por más de 40 organizaciones distribuidas en 17 países, que se puede consultar en <http://ivscc.gsfc.nasa.gov/stations/ns-map.html>, en España existe un sistema de antenas en Robledo de Chavela, provincia de Madrid y en el Observatorio de Yebes (Guadalajara).

El estudio continuo de la rotación de la Tierra requiere del empleo conjunto de observaciones VLBI y de técnicas con satélites. El VLBI proporciona la referencia absoluta para la determinación del tiempo universal, precesión y nutación. Las técnicas con satélites (GPS, SLR, DORIS...) proporcionan la interpolación diaria y la predicción de corto periodo del tiempo universal, basada en las observaciones altamente precisas pero menos frecuentes del VLBI; también proporcionan valores diarios del movimiento del polo.

Los productos fundamentales que distribuye son:

- Todos los componentes de la orientación de la Tierra
- Marcos de referencia celestial y terrestre
- Parámetros troposféricos

1.3.4. DORIS

DORIS (Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite), es un sistema de determinación de órbitas bajas, diseñado por el CNES Francés (2003) en colaboración con el IGN francés y basado en el efecto Doppler, está gestionado por el servicio Internacional DORIS IDS. Este sistema consta de un receptor montado a bordo de satélites artificiales. Estos reciben una señal de una red de más de 60 balizas instaladas en Tierra. El receptor ubicado en el satélite calcula la posición según el principio Doppler, producido por el movimiento relativo receptor-satélite. Una antena que apunta hacia el suelo recibe las ondas radioeléctricas enviadas por las estaciones. Un oscilador ultra estable, reloj del instrumento y clave del sistema, asegura la precisión de las medidas y su datación.

El conjunto de instrumentos del satélite consta de una antena, un receptor y un oscilador, y la red de estaciones en Tierra, la red de balizas que emiten una frecuencia doble. Los instrumentos han sido colocados a bordo de varios satélites como el Cryosat-2, Jason-1, HY-2A y Jason-2, SPOT POSEIDON de TOPEX y ENVISAT. En la Tabla 1.4. se muestran los satélites con instrumentación DORIS.

El instrumento Doris en el satélite está formado por un receptor MVR que mide la velocidad radial, una antena omnidireccional y un oscilador ultraestables, que se pueden ver en la Figura 1.6. Cada 10 segundos, mide el cambio de Doppler en la frecuencia de las señales de radio transmitidas por las balizas. Las señales de radiofrecuencia son perturbadas cuando atraviesan la ionosfera, por ello se utilizan dos frecuencias. Las

frecuencias más altas son menos sensibles a las perturbaciones ionosféricas, razón por la cual se utiliza la frecuencia de medición principal, 2036.25 MHz, y una segunda frecuencia 401.25 MHz para la corrección de errores.

Tabla 1.4. Satélites con instrumentación DORIS

Satélites	Generación receptor	Redundancia DORIS	Otro sist. seguimiento	COSPAR #	Final instrumento
<i>Spot 2</i>	1 G	No	-	9000501	30 junio 2009
<i>TOPEX/ Poseidon</i>	1 G	Sí	SLR+GPS	9205201	01 nov. 2004
<i>Punto 3</i>	1 G	No	-	9306101	09 nov. 1996
<i>Spot 4</i>	1 G	No	-	9801701	01 nov. 2013
<i>Jason-1</i>	2GM	Sí	SLR+GPS	0105501	
<i>Envisat</i>	2 G	Sí	PL1	0200901	08 abril 2012
<i>Spot 5</i>	2GM	No	-	0202101	
<i>STPSat-1</i>	CÍTRICAS	-	GPS	0700604	
<i>Jason-2</i>	DGXX	Sí	SLR+GPS	0803201	
<i>CryoSat-2</i>	DGXX	Sí	LRR	100131	
<i>HY-2A</i>	DGXX	Sí	LRA+GPS	110431	

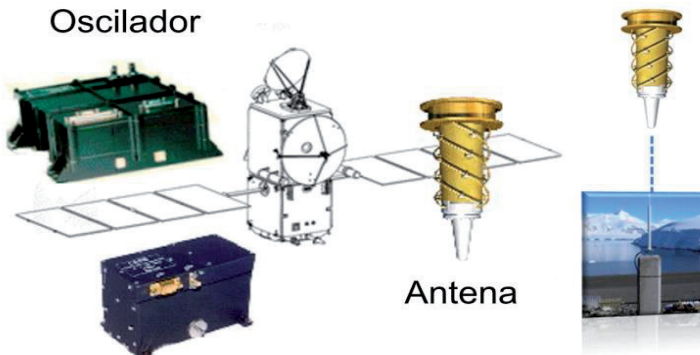


Figura 1.6. Instrumentación DORIS. Fuente: International DORIS Service.
<http://www.aviso.oceanobs.com/en/doris/system/instruments-onboard.html>

Cryosat-2 es un proyecto de la Agencia Espacial Europea (ESA), lanzado en el 2010 que consta de un satélite de tecnología radar diseñado para el estudio de las regiones heladas de la tierra, variaciones de la superficie, espesor del hielo, su masa y como varía ésta con el tiempo, también lleva instalado a bordo un Sistema Doppler, lo que permite determinar con precisión la órbita del satélite, con una precisión de milímetros,

lo que en este caso es esencial para poder medir con precisión la altura de la superficie del hielo.

El instrumento DORIS a bordo del Jason-2 ofrece localización en tiempo real y la determinación de la órbita precisa. DORIS es un instrumento de doble frecuencia capaz de determinar el contenido de electrones de la atmósfera.

Este sistema fue desarrollado principalmente para aplicaciones oceanográficas, para determinación de órbitas en misiones de altimetría de océanos. Pero su buena distribución geográfica de balizas de seguimiento y su tecnología permiten el posicionamiento de la red de estaciones con una precisión absoluta del orden de 2 cm, por lo que se utiliza en el estudio de deformaciones geofísicas, determinación de parámetros de rotación, gravedad de la Tierra y marcos de referencia IERS. Mide irregularidades en el movimiento del polo, y utilizando las velocidades absolutas de todas sus balizas DORIS, permite deducir movimientos relativos de las placas tectónicas. Para más información véase <http://ids-doris.org/network/sitelogs.html>.

1.4. Sistemas de observación global. GGOS

Los sistemas de observación global integran las técnicas, modelos y métodos para el estudio geodésico y geodinámico y su influencia en el cambio global. Desde el punto de vista geodésico las técnicas de Geodesia espacial y misiones satelitales son básicas para la determinación y control geodinámico, rotación de la Tierra y campo de la gravedad. El Sistema Mundial de Observación Geodésica (GGOS) es básico para la Asociación Internacional de Geodesia (IAG).

- La infraestructura de GGOS consta de cinco niveles dependiendo de la distancia a la Tierra:

- Nivel 1. Infraestructura geodésica terrestre
- Nivel 2. Las misiones de satélites LEO
- Nivel 3. Los sistema GNSS y SLR
- Nivel 4. Misiones a la Luna LLR y planetas
- Nivel 5. VLBI, objetos extragalácticos, quásares

- Las técnicas de observación son:

- Observaciones de microondas enviadas por los satélites GNSS
- Sistemas Laser
- Sistemas de microondas de objetos extragalácticos. VLBI
- Instrumentación a bordo de los satélites LEO para medir aceleraciones, gradientes de gravedad
- Radar altimétrico

- Las aplicaciones y servicios de GGOS, además de los propios geodésicos son:

- Monitoreo y predicción de aumento del nivel del mar
- Monitoreo de cambios en el volumen de hielo
- Creación de mapas topográficos muy precisos
- Evaluación de desastres naturales (volcanes, sismos)
- Meteorología
- Agricultura de precisión
- Navegación autónoma
- Ciencias de la Tierra

1.5. Organizaciones internacionales de Geodesia

1.5.1. *La Unión Internacional De Geodesia Y Geofísica IUGG*

Es una organización no gubernamental establecida en 1919, es una de las 31 comisiones científicas agrupadas en el Consejo Superior para la Ciencia. Se dedica a la promoción y coordinación de estudios científicos de la Tierra y su entorno espacial. Estos estudios incluyen la forma de la Tierra, su gravedad y campos magnéticos, la dinámica de la Tierra en su conjunto y de sus componentes, estructura interna, composición y tectónica de placas, generación de magmas, vulcanismo y formación de rocas, ciclo hidrológico, incluyendo la nieve y el hielo, todos los aspectos de los océanos, la atmósfera, ionósfera, magnetosfera y las rotaciones de la Tierra.

Está constituida por ocho asociaciones, entre las que esta la IAG Asociación Internacional de Geodesia.

1.5.2. *IAG, Asociación Internacional de Geodesia*

Se creó en 1886 y su primer director fue el español Ibáñez de Íbero. Los objetivos abarcan el estudio de todos los problemas geodésicos relacionados con la observación de la Tierra y el cambio global. Esto comprende el establecimiento de sistemas de referencia, el seguimiento de campos de la gravedad, la rotación de la Tierra, la deformación de la superficie de la Tierra, incluyendo océanos y hielo, y el posicionamiento para uso interdisciplinario.

Su estructura incluye los siguientes componentes:

- Comisión 1 Marcos de referencia
- Comisión 2 Campo de gravedad
- Comisión 3 Rotación de la Tierra y geodinámica
- Comisión 4 Posicionamiento y aplicaciones

- Comisión 5 Sistema geodésico de observación global

Servicios de la IAG:

- Geometría
 - IERS Servicio Internacional de Rotación de la Tierra y Sistemas de Referencia
 - IGS Servicio Internacional GNSS
 - IVS Servicio Internacional VLBI
 - ILRS Servicio Internacional Laser
 - IDS Servicio Internacional DORIS
- Gravimetría
 - FGI Servicio Internacional del Campo de la Gravedad
 - BGI Oficina Internacional de Gravimetría
 - IGES Servicio Internacional del Geoide
 - ICET Centro Internacional de mareas Terrestres
 - ICGEM Centro Internacional de Modelos Globales de la Tierra
 - IDEMS Servicio Internacional de Modelos de elevación Digital
 - PMSL Servicio Permanente para el Nivel Medio del Mar
 - IAS Servicio Internacional de Altimetría Básico
 - BIPM Oficina internacional de pesos y medida

1.5.3. IERS International Earth Rotation and Reference Systems

Conocido como el servicio de rotación de la Tierra, fue establecido en 1987 y es un organismo interdisciplinar entre la Astronomía, la Geodesia y la Geofísica que estudia la orientación de la Tierra, y establece los sistemas de coordenadas. Proporciona y mantiene:

- El sistema de referencia terrestre internacional ITRF
- El sistema y marco de referencia celeste internacional ICRS/ICRF
- Los parámetros de orientación de la Tierra EOP
- Datos geofísicos y datos de tiempos UTC (UT1, UTC, TAI)

1.5.4. IGS Servicio Internacional GNSS

Es una federación voluntaria que agrupa a más de 200 agencias en todo el mundo que gestiona datos y productos GPS, GLONASS, GNSS.... Fue creado en 1993 en la IAG y funciona desde 1994.

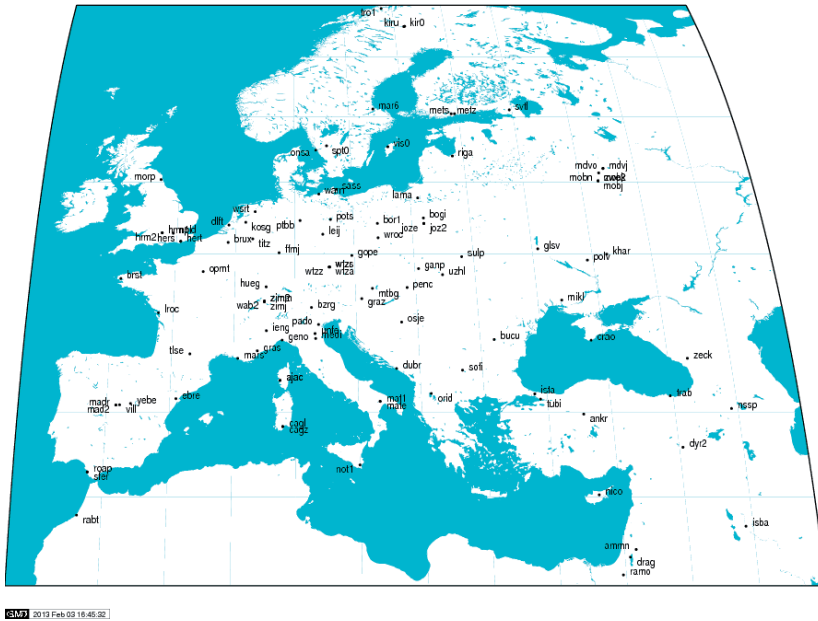


Figura 1.7. Red IGS en Europa. Fuente: www.igsb.jpl.nasa.gov

La red mundial de estaciones permanentes IGS recopila archivos y distribuye los datos de observación GNSS y genera los siguientes productos:

- Rinex. Efemérides de satélites GPS y observaciones
- Rinex. Efemérides de satélites GLONASS y observaciones
- Erp. Parámetros de rotación de la Tierra
- Sinex. Coordenadas de las estaciones permanentes de seguimiento y sus velocidades
- Tropo. Retraso troposférico
- Ionex. Mapas ionosféricos globales
- Antex. Calibración de antenas
- Posicionamiento preciso PPP
- Órbitas de los relojes

La red IGS comprende más de 300 estaciones permanentes GNSS de funcionamiento continuo. La red IGS en Europa se muestra en la Figura 1.7.

El Servicio Internacional GNSS (IGS), es una federación voluntaria de más de 200 agencias de todo el mundo que ceden sus recursos y datos de estaciones permanentes GPS y GLONASS para generar productos precisos de GPS y GLONASS. El IGS se compromete a proporcionar datos de la más alta calidad y productos estándar para sistemas mundiales de navegación por satélite (GNSS), con el objeto de apoyar la investigación en Ciencias de la tierra, aplicaciones multidisciplinarias y educación. Actualmente el IGS incluye dos GNSS, GPS estadounidense y el GLONASS ruso y pretende incorporar futuros GNSS.

Tabla 1.5. Productos del IGS

Efemérides de satélites GPS Relojes de satélites y estaciones	- Radiodifundidas - Ultrarrápidas - Rápidas o Finales
GLONASS	- Efemérides de los satélites
Estaciones de seguimiento IGS (>250)	- Coordenadas geocéntricas
Parámetros de rotación de la Tierra:	- Movimiento del Polo (PM) - Ratios de movimiento del Polo (PM rate) - Longitud del día (LOD)
Parámetros atmosféricos	- Retardo troposférico del zénit - Malla ionosférica TEC

Los productos IGS que se resumen en la Tabla 1.5 y que se muestran en la Tabla 1.6. de manera detallada son:

- **Productos finales IGS (IGS).** Son los de más alta calidad y consistencia interna de todos los productos IGS. Se hacen públicos semanalmente, cada viernes, con un retraso de entre 13 días (para el último día de la semana) y 20 días (para el primer día de la semana). Los productos finales del IGS son la base para el marco de referencia IGS y sirven para aquellas aplicaciones que exigen calidad y alta consistencia.
- **Productos rápidos IGS (IGR).** Tienen una calidad casi comparable a la de los productos finales. Se hacen públicos diariamente con un retraso de unas 17 horas después del final del día anterior de observación; es decir, los productos rápidos IGS se lanzan diariamente sobre 17:00 UTC. Para la mayoría de las aplicaciones, el usuario de los productos IGS no notará diferencias significati-

vas entre los resultados obtenidos con los productos finales IGS y los productos rápidos IGS.

- Productos ultra-rápidos IGS (IGU). Para disminuir la edad de las órbitas predichas, el IGS comenzó a publicar este tipo de productos oficialmente la semana 1087, en noviembre de 2000. A diferencia de los anteriores productos del IGS, los productos ultra rápidos están disponibles para ser utilizados casi en tiempo real. Estos productos salen cuatro veces al día, a las 3:00, 9:00, 15:00 y 21:00 UTC, es decir cada seis horas. (Hasta la semana 1267 se publicaron dos veces al día). Todos los productos orbitales contienen estrictamente las 24 horas desde las 00:00 a 23:45. Las primeras 24 horas de cada órbita ultra-rápida de IGS se basan en los datos de observación GPS más recientes de la red horaria de seguimiento del IGS. En el momento del lanzamiento, las órbitas observadas tienen una latencia inicial de 3 horas. Las siguientes 24 horas de cada archivo son órbitas predichas, extrapoladas a partir de las órbitas observadas.
- Productos PPP de órbitas precisas y corrección de reloj del satélite.

Las actuales estaciones del marco de referencia de IGS (RF) utilizadas desde la semana GPS 1709 (07 de octubre de 2012), se pueden consultar en www.igs.cb.jpl.nasa.gov. Este marco de referencia, llamado IGB08, es una actualización de la anterior IGS08. Su propósito es restaurar como RF algunas de las muchas estaciones IGS08 que se habían vuelto inutilizables para su uso como marco de referencia operativa debido a discontinuidades de posición. Este conjunto de estaciones IGS08 había sido seleccionado por el Grupo de Trabajo del Marco de Referencia IGS (RFGW) para la realización de la última versión de marco de referencia terrestre Internacional del IGS (ITRF2008).

Algunos Centros de Análisis del IGS son:

- Center for Orbit Determination in Europe (CODE). Suiza
- Geoforschungszentrum Institute (GFZ). Alemania
- Bundesamt für Kartographie und Geodäsie BKG (IfAG). Alemania
- European Space Agency (ESA). Alemania
- Institut Géographique National. Francia IGN
- National Geodetic Survey (NGS). USA
- Jet Propulsion Laboratory (JPL). USA
- Sistema de información de datos dinámica cortical, NASA GSFC. USA
- Natural Resources Canada (EMR). Canada

Tabla 1.6. Productos del IGS



RINEX v. 2.10	Obs. GPS y GLONASS, datos meteorológicos y archivos de navegación
RINEX v. 2.11	Obs. GPS, GLONASS y GALILEO, datos meteorológicos y archivos navegación Se introducen además los códigos C2, L2C/L5 de GALILEO
RINEX v. 3.01	GPS, GLONASS, GALILEO, BeiDou (COMPASS), QZSS y SBAS Cambio de la estructura del registro de datos.
RINEX v. 3.02	Mejora de 3.01 incluye: mensaje de cabecera para especificar el sesgo de código fase GLONASS, su frecuencia y convención de nomenclatura RINEX
SINEX	Soluciones de posición y velocidad de la estación
Hatanaka RINEX	Observaciones GPS y GLONASS en un archivo comprimido
SP3 versión c	Soluciones de órbitas GPS y GLONASS
SP3 versión un	Soluciones de órbitas GPS y GLONASS. Discontinuado de enero de 2006
ERP	Archivos de parámetros de rotación Tierra
Reloj-RINEX	Soluciones de estado de reloj del satélite
IONEX	Productos ionosféricos de TEC
Tropo SINEX	Productos de retardo del Zenith
Registro de sitio	Historia de la instalación del sitio
ANTEX	Calibraciones de antena

1.5.5. CODE

Centro de Determinación de Órbitas en Europa

Desde 1992 el AIUB, Instituto de Astronomía de la Universidad de Berna, gestiona el Centro de determinación de órbitas en Europa (CODE). Se trata de un consorcio del AIUB, la Oficina Federal Suiza de Topografía (swisstopo, Wabern, Suiza), el Bundesamt für Kartographie und Geodäsie (BKG, Frankfurt a. M., Alemania), y el Institut für Astronomische und Physikalische Geodäsie, Technische Universität München (GPI / TUM, Alemania).

Contribuye con sus actividades a los siguientes servicios:

- Centro de Análisis para el Servicio Internacional de GNSS (IGS)
- Centro de Análisis de la Red Permanente Europeo (EPN), y
- Centro de Análisis Asociado al Servicio Internacional Laser Ranging (ILRS)

Cada día, se calculan y se ponen a disposición para aplicaciones geodésicas y topográficas las órbitas precisas de los satélites, las coordenadas de la estación, los parámetros de rotación de la Tierra, las correcciones del reloj, mapas ionosféricos globales y los parámetros de la troposfera. El procesamiento diario se realiza utilizando el motor de procesamiento del programa Bernese (BPE), Software desarrollado por la Universidad de Berna.

Los productos y servicios que establece son:

- Órbitas consistentes de los satélites GPS y GLONASS
- Parámetros de rotación de la Tierra
- Parámetros de la Troposfera
- Mapas de la Ionosfera (sólo rápidos y finales)
- Correcciones de los relojes GPS (sólo rápidas y finales)
- Coordenadas semanales de las estaciones de seguimiento (sólo finales)

1.5.6. EUREF

EUREF es la subcomisión de marco de referencia europeo. Creada por la IAG, está integrada en la Subcomisión de 1.3 de marcos de referencia Regional, Comisión 1 – marcos de referencia. En la Asamblea General de la IUGG, celebrada en Vancouver, en 1987 el IAG y CERCO deciden desarrollar un nuevo marco de referencia geodésico en Europa basado en observaciones GPS. Y en 1990 para el simposio en Florencia, EUREF ya había diseñado el Sistema de Referencia Terrestre Europeo 89 (ETRS89).

Su función principal es la creación y mantenimiento del marco de referencia europeo, a través de su red de estaciones permanentes GNSS, conocida como la EUREF Permanent Network (EPN), formada por unas 248 estaciones, algunas pertenecientes a la red IGS.

Los datos están disponibles en internet, habiendo datos diarios, horarios, cada 15 minutos y en tiempo real en un 50 % de las estaciones EPN. Las estaciones EPN se clasifican de acuerdo a la calidad de la estación y su continuidad:

- Clase A: precisión de 1 cm en todas las épocas de tiempo
- Clase B: precisión de 1 cm en la época de observación
- Clase C: resto de situaciones

El producto principal es la estimación semanal de las estaciones de seguimiento de EPN. Los datos proporcionados son los observables de pseudodistancia, observaciones de fase y efemérides. También están disponibles las coordenadas exactas de las estaciones, datos troposféricos y series temporales de coordenadas.

1.5.7. Algunos organismos vinculados a la Geodesia:

- IGS Contributing and Partner Organizations
- IGS Data Centers and Analysis Centers
- International Union of Geodesy and Geophysics ([IUGG](#))
- International Association of Geodesy ([IAG](#))
- Federation of Astronomical and Geophysical Data Analysis Services ([FAGS](#))
- International Earth Rotation Service ([IERS](#))
- IERS Terrestrial Reference Frame ([ITRF](#))
- SOPAC Scripps Orbit and Permanent Array Center <http://sopac.ucsd.edu/>
- IGS AC Coordinator - <http://www.gfz-potsdam.de/igsacc>
- International VLBI Service for Geodesy and Astrometry ([IVS](#))
- International Laser Ranging Service: <http://ilrs.gsfc.nasa.gov>
- International DORIS Service: <http://ids.cls.fr>
- Bureau International des Poids et Mesures ([BIPM](#))
- National Earth Orientation Service, USNO ([NEOS](#))
- University NAVSTAR Consortium ([UNAVCO](#))
- JPL's Ionospheric and Atmospheric Remote Sensing: <http://iono.jpl.nasa.gov>
- GPS Environmental & Earth Science Information System (GENESIS): <http://genesis.jpl.nasa.gov>

1.6. Bibliografía

- Seeber, G. (2003). Satellite Geodesy. Editorial Walter de Gruyter. Berlín. New York.
- Leick, A. (2004). GPS Satellite Surveying. Editorial Wiley. New Jersey

Capítulo 2

La Tierra. Sistemas de referencia y sistemas de tiempos

2.1. Introducción

La determinación de coordenadas de un punto en la Tierra requiere de la definición de los sistemas de referencia y de su materialización a través de los marcos de referencia. Pero la Tierra, como los demás cuerpos celestes, se mueve, está sujeta a varios movimientos que obligan a definir sistemas de referencia ligados a su centro y su polo rotación, y a sistemas externos a ella.

No existen sistemas de referencia en reposo, están animados de movimiento, si este movimiento de traslación con respecto al universo es rectilíneo y uniforme, se denomina inercial, el tiempo transcurre de la misma manera en los sistemas de referencia inercial, y las leyes físicas permanecen invariables. Un sistema de referencia situado en el centro de la Tierra no es inercial, puesto que actúan varias fuerzas como gravedad y atracción, que producen una aceleración.

Un **sistema de referencia** es una definición conceptual de teorías, hipótesis y constantes que permiten situar una tripleta de coordenadas en el espacio, (por ejemplo ITRS).

Un **marco de referencia** es la materialización de un sistema de referencia, es una serie de puntos fiduciales que junto con sus coordenadas constituyen la realización práctica del sistema de referencia (ejemplo ITRF05).

Un **sistema de coordenadas**, es la parametrización de las coordenadas de los puntos que forman el marco de referencia. Existen muchos sistemas de coordenadas, siendo lo

habitual coordenadas cartesianas (X, Y, Z), coordenadas geodésicas (longitud, latitud y altura) sistema local (U, N, E).

2.2. Movimientos de la Tierra

La Tierra, como los demás cuerpos celestes, se mueve, siendo sus movimientos más importantes la traslación, la rotación, la precesión y la nutación, y produciéndose otros fenómenos de menor envergadura; todos estos movimientos son importantes a la hora de definir sistemas y marcos de referencia, a la hora de dar las coordenadas de los puntos fiduciales que materializan los marcos.

La Traslación, es el movimiento de la Tierra alrededor del Sol, y tarda 365 días, 5 horas y 47 minutos, por eso cada cuatro años se suma un día. La trayectoria u órbita terrestre es elíptica. El plano de la órbita terrestre alrededor del Sol es llamado eclíptica, y este plano está inclinado referente al plano ecuatorial unos 23.5° , este valor no es fijo debido al efecto del movimiento terrestre de nutación, en el año 2011 el valor era de $23^\circ 26^m 16^s$.

Los planos del ecuador y la eclíptica se cortan en el punto Aries (punto vernal, es el punto en el que el sol pasa del hemisferio sur al hemisferio norte). Debido a la precesión de los equinoccios este punto retrocede $50.25''$ al año. Actualmente el punto Aries no se encuentra en la constelación Aries (como cuando fue calculado hace 2000 años por Hiparco), ahora está próximo a Piscis. El punto diametralmente opuesto a Aries es el punto Libra. Estos puntos de cruce entre eclíptica y plano ecuatorial, se llaman equinoccios.

Los valores de distancia de la Tierra referente al sol son, de 152000000 km en el apogeo y de 147000000 km en el perigeo, y lleva una velocidad media de traslación de 106000 km/h. Este movimiento define las estaciones.

La Rotación es el movimiento que efectúa la Tierra girando sobre sí misma, a lo largo de un eje imaginario llamado eje terrestre. Este movimiento no se puede abordar sin despreciar las dimensiones de la Tierra y su modelo dinámico. El eje de rotación instantáneo de la Tierra, sufre movimientos a largo plazo y a corto plazo respecto al eje que desde el centro de la Tierra apunta al polo norte, y varias son las razones o causas.

Una vuelta completa sobre su eje, si se toma como referencia las estrellas, dura 23 horas 56 minutos y 4 segundos, y se llama *día sidéreo*. Si se toma como referencia el Sol, el mismo meridiano pasa frente al sol cada 24 horas, y se llama *día solar*.

La orientación del eje de rotación no permanece fija, varía al menos según dos movimientos, el movimiento de precesión, que varía cíclicamente con un periodo de 25781 años y el movimiento de nutación, con un ligero bamboleo, de periodo más corto, 18.6 años.

La intersección del eje de rotación con la superficie terrestre, dependerá del vector tomado para definir este eje, y por tanto es importante definir con claridad éste para

definir el sistema de referencia geocéntrico terrestre. Si las coordenadas de los puntos se refieren a un polo convencional se tendrán coordenadas absolutas, si se refieren al polo instantáneo, coordenadas instantáneas, y así se definen diversos polos.

La velocidad angular de la Tierra es la misma, pero la velocidad se reduce a medida que te acercas a los polos, ya que también se acerca al eje de rotación, por lo que el círculo sobre el cual se traslada en cada giro es menor. Esto da un valor de 1670 km/h velocidad de rotación en el ecuador, y de 0 km en los polos.

El terremoto de Japón de 2009 desplazó 10 cm el eje de rotación, este desplazamiento ha acortado los días en un valor de 1.8 millonésimas de segundo.

2.3. Precesión y Nutación

La Tierra no es una esfera perfecta y homogénea, y debido a la atracción gravitatoria de la Luna y el Sol, se producen alteraciones en su movimiento, de manera similar al efecto de una peonza cuando va perdiendo fuerza en su giro, y produce un movimiento oscilatorio.

Este movimiento tiene dos componentes, una componente secular, la Precesión y una componente periódica la Nutación

Precesión. Debido a la rotación y al achatamiento de la Tierra en los polos, se produce el movimiento de precesión, por la atracción de la Luna, el Sol y los planetas. La precesión supone un cambio de dirección en el espacio del eje de rotación de la Tierra lo que origina una especie de pequeño balanceo durante el movimiento de traslación en sentido inverso al de rotación. Este movimiento se asemeja al movimiento de una peonza cuando su eje de rotación no es vertical. Este movimiento de precesión, así como el de nutación, se muestran en la Figura 2.1.

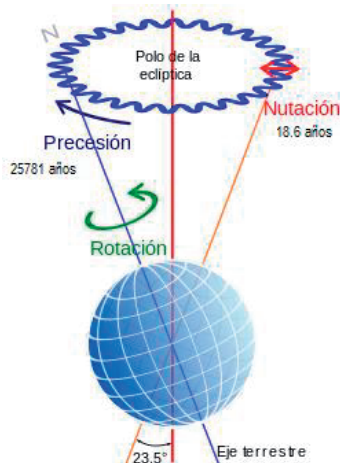


Figura 2.1. Precesión y nutación. Fuente: Wikipedia

Como consecuencia directa de la precesión, el polo norte celeste gira alrededor del polo de la eclíptica con un periodo de 25781 años. El ángulo que forma este cono de precesión es de 47° . Este proceso hace que el plano ecuatorial se desplace lentamente de este a oeste, y por tanto también la línea de equinoccios, que marca la intersección de este plano con el de la eclíptica: con ello también el punto Aries, lo desplaza 50 segundos año.

Nutación. Las fuerzas de atracción de la Luna y el Sol varían constantemente debido a cambios en las distancias que las separan, y producen pequeñas oscilaciones sobre la posición del eje terrestre. La nutación es un movimiento superpuesto con la precesión. Mientras el eje de rotación describe el movimiento cónico de precesión, la Tierra recorre una pequeña elipse con un periodo de 18.6 años. Este movimiento es similar al de una peonza cuando pierde fuerza y está a punto de caerse.

La mayor parte del efecto de nutación se debe a la Luna, su órbita forma un plano inclinado de $5^\circ 11'$ respecto a la eclíptica, la intersección de estos dos planos es la línea nodal, que rota cada 18.6 años. El ángulo del cono de nutación es bastante menor que el de precesión, y tiene un valor de $18^\circ 42'$, pero la nutación es mucho más rápida que la precesión. La nutación también afecta al punto Vernal.

La posición y orientación del eje terrestre es el resultado de estos movimientos descritos, y tiene una repercusión en los sistemas de referencia. El polo de rotación rota sobre el polo de la eclíptica con dos componentes Precesión + Nutación. No hay teoría científica que pueda predecir el movimiento del polo, por eso se monitoriza con observaciones externas.

2.4. Movimiento del Polo

En Geodesia de alta precisión, se tiene que recordar y valorar que el eje de rotación de la Tierra, el polo instantáneo, tiene un movimiento propio con respecto a la corteza terrestre, pequeño, pero con las técnicas actuales medible.

Movimiento del Polo

Los sistemas de referencia terrestres están afectados por el movimiento de rotación de la Tierra, apareciendo la aceleración centrífuga, la fuerza de Coriolis y otros fenómenos. Por ello un problema importante en estos sistemas es conseguir una dirección del eje Z que sea fija, invariable en el tiempo, y para ello se adoptó por convenio un polo medio, éste ha ido evolucionando en su nombre y precisión. En principio se definió como el eje medio de rotación correspondiente al centro del movimiento libre del polo entre los años 1900.0 y 1906.0 y se le denominó Conventional International Origen CIO, luego Conventional Terrestrial Pole CTP. Posteriormente se tomó el **Polo Celeste de Efemérides CEP** (Celestial Ephemeris Pole), utilizado en Astronomía como eje instantáneo de rotación, pero sufre desplazamientos variables de hasta 6 metros a lo largo del año.

La intersección del eje de la rotación instantáneo de la Tierra y la corteza se mueve con el tiempo. Este movimiento se llama el movimiento del polo. El estudio del movimiento de rotación es muy complejo, debido a la posición espacial del eje y a la velocidad de rotación angular, variables que dependen de muchos factores. En el estudio de la rotación se utiliza un eje intermedio definido de forma convencional, próximo al eje de rotación instantáneo, cuyo movimiento respecto al sistema de referencia fijo en el espacio se denomina precesión-nutación, y un segundo movimiento del eje intermedio respecto al sistema de fijo referencia terrestre, denominado **movimiento del polo**.

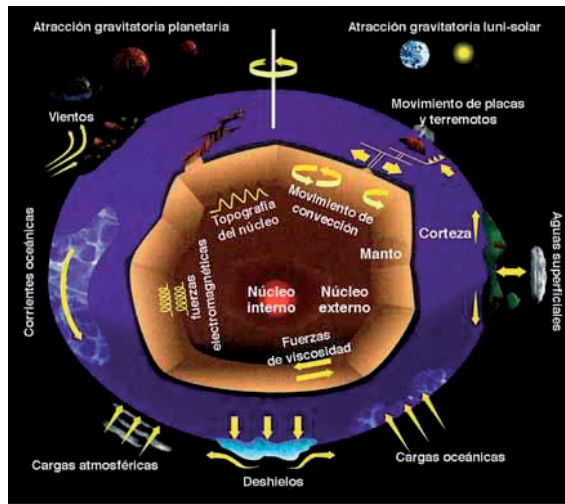


Figura 2.2 Causas del movimiento del polo (nasa.gov)

Este movimiento hace que el eje instantáneo de giro de la Tierra describa aproximadamente un movimiento circular alrededor de la posición media del mismo. Los valores de los parámetros utilizados en el estudio del movimiento de precesión-nutación y movimiento del polo se conocen como Parámetros de Orientación de la Tierra EOP, valores importante para transformaciones entre el sistema ITRS y el sistema CGRS. Las causas del movimiento del Polo se muestran en la Figura 2.2.

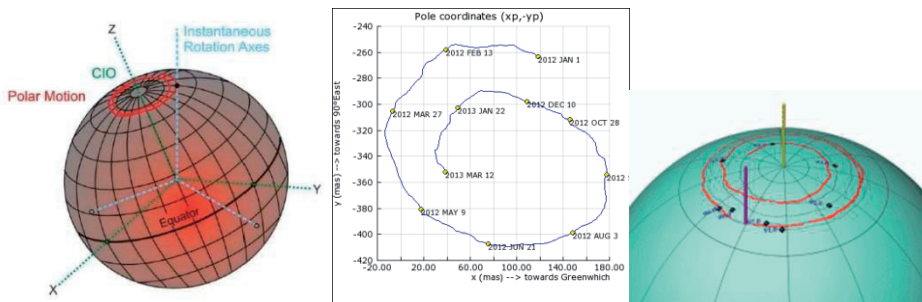
Los principales componentes del movimiento polar son dos:

- Un movimiento cuasi circular del polo instantáneo, es una oscilación libre, con un radio aproximado de 6 metros, contrario a las agujas del reloj y con un período de 430 días y una amplitud de $0^{\circ}1$ a $0^{\circ}2$, denominado el **periodo Chandler**, de comportamiento impredecible. Se trata de una pequeña oscilación del eje de rotación de la Tierra que añade 0.7 segundos de arco en un período de 430 días a la precesión de los equinoccios.

- Un movimiento estacional en la misma dirección debido a procesos meteorológicos, y el desplazamiento estacional de las masas de aire y agua, de un periodo anual y amplitud $0''05$ a $0''1$.

Aproximadamente $1''$ sobre la Tierra representa 30 metros, luego $0''2$ representa unos 6 metros que es el movimiento del periodo Chandler.

La superposición de estos movimientos da lugar a una trayectoria más o menos espiral (Polodia) que es determinada con respecto al polo medio, eje de referencia internacional y sus valores son las correcciones del polo instantáneo respecto al polo medio, sus coordenadas planas rectangulares son (x_p, y_p) .



$x = 56.48 \text{ mas}$ $y = 384.43 \text{ mas}$ $UT1 - UTC = 139.482 \text{ ms}$

Figura 2.3. Rotación del Polo. (IERS)

La unidad angular es miliarcosegundo (*mas*), la unidad de tiempo es de milisegundo (*ms*).

Para los últimos 7-20 días y para hacer predicciones, el IERS recomienda el uso del "Bulletin A", distribuido por el servicio rápido del IERS (USNO, Washington).

El modelo de precesión-nutación más utilizado es el definido como IAU2000. De acuerdo al centro de orientación de la Tierra IERS (International Earth Rotation Service), éste proporciona las coordenadas instantáneas del polo para cada día referidas al polo IERS.

Para evitar las variaciones en latitud y en longitud debido al movimiento polar, se define un polo celeste intermedio fijo a la corteza.

El Polo Celeste Intermedio, CIP (Celestial Intermediate Pole), sustituye desde el 1 de enero de 2003 al polo celeste de efemérides CEP (1984 hasta 2003). El CIP se encuentra próximo al eje de rotación de la Tierra y define el eje intermedio. Este cambio de terminología corresponde con la descomposición de frecuencias entre el movimiento del polo y la nutación del eje, lo cual evita ambigüedades a nivel diurno/subdiurno; por definición, el efecto de la precesión-nutación del CIP no tiene componentes espectrales

de periodo menor de dos días. El modelo IAU2000A y B define el Polo Celeste Intermedio CIP como:

- Polo cuyo movimiento en el GCRS (Geocentric Celestial Reference System) viene dado por el movimiento del eje medio de la Tierra de Tisserand con periodos mayores de dos días.
- La dirección del CIP en J2000.0 está desviada del GCRS de forma consistente con el modelo de precesión-nutación IAU2000.
- El movimiento del CIP se realiza por la precesión-nutación de la UAI más correcciones, que dependen del tiempo y las proporciona el IERS.

El eje de la rotación instantáneo puede ser referenciado al CIP por las coordenadas del movimiento polares (X_p, Y_p).

Los cinco parámetros de orientación de la Tierra, obtenidos de las observaciones, proporcionan correcciones a la rotación uniforme diurna y modelizan la precesión-nutación: Las desviaciones del polo celeste ($\Delta\psi, \Delta\epsilon$) ó ($\Delta X, \Delta Y$) con una resolución temporal máxima de 2 días. UT1-UTC ó UT1-TAI.

Polo celeste instantáneo de rotación, difiere del CIP en aproximadamente 0.01". Las correcciones del polo celeste se denominan $d\psi$ y $d\epsilon$, proporcionan los desplazamientos en longitud y oblicuidad del polo celeste o colatitud respecto a la posición definida por los modelos convencionales IAU, pero en lugar de publicar estos valores publica los valores x_p, y_p .

El "Boletín IERS A" contiene parámetros de orientación de la Tierra x/y Polo, UT1-UTC y sus errores en intervalos diarios y predicciones para 1 año. Además de compensaciones del polo celeste con respecto a la teoría de nutación IAU1980 (dpsi y deps) y las resoluciones de IAU 2000 (dX y dY), a partir del 01 de enero de 2003.

En Geodesia y Astronomía se trabajó con el Polo CIO, definido como la posición media del eje de rotación, afectado sólo del movimiento libre denominado periodo Chandler. Este polo ya no se usa ya que la precisión en posición es del orden de un metro y hoy se trabaja con mejores precisiones, así mismo el CEP, también ha caído en desuso y se utiliza el CIP.

2.5. Sistemas de referencia

Un **sistema de referencia** (Reference System), es la definición teórica e ideal de una estructura geométrica para referenciar las coordenadas de puntos en el espacio, definición de tres ejes coordenados, está constituido por un conjunto de parámetros, modelos convencionales y algoritmos, y queda definido por un origen, direcciones de los ejes, escala y algoritmos para sus transformaciones espaciales y temporales, y las constantes utilizadas en las definiciones y correcciones.

A los sistemas de referencia geodésicos se le asocia un elipsoide, con sus parámetros geométricos y físicos como forma, tamaño, constante gravitacional y velocidad de rotación.

Un **marco de referencia** (Reference Frame) es la realización práctica de un sistema, es la materialización de un sistema de referencia, es decir, el conjunto de puntos y sus coordenadas y las técnicas aplicadas en las medidas y los métodos utilizados.

El término **Datum**, se utiliza ampliamente en el mundo de la Topografía y Geodesia, pero a veces de forma no clara. Se entiende por datum geodésico al conjunto de parámetros que definen la situación y orientación de un sistema de coordenadas geodésicas. Se asocia a la posición, orientación, tamaño y forma de una figura geométrica (elipsoide) lo más coincidente con la figura física de la Tierra (geoide). Generalmente el datum se define a nivel local o regional, y el sistema de referencia a nivel global. Erróneamente se asocia el datum al punto astronómico fundamental, que es aquel punto que coincide elipsoide y geoide, donde la desviación de la vertical es nula.

Los satélites que forman la constelación GNSS aparecen en un dominio celeste, y la descripción de su movimiento se hace en principio en éste, pero los receptores están generalmente ligados a la Tierra, y sus coordenadas se tratan en un sistema terrestre. Por ello es necesario definir dos tipos de sistemas de referencia en el espacio, uno celeste ICRS Sistema Internacional de Referencia Celeste, para la descripción del movimiento satelital, y otro terrestre ITRS, Sistema Internacional de Referencia Terrestre, para la posición de los usuarios.

El CGRS es un sistema de referencia celeste geocéntrico, a este sistema se refieren las observaciones hechas desde la Tierra y a él se asocian los procesos dinámicos, y los parámetros de rotación de la Tierra (EOP), pues no depende de la rotación de la Tierra. Es un sistema en movimiento acelerado (geocentro), asociado a un triedro centrado en el centro de masas de la Tierra, incluyendo océanos, y atmosfera. El eje Oz se dirige al polo medio de rotación, el eje X pasa por el Ecuador en el meridiano de Greenwich.

El CGRS está ligado al ITRS mediante los parámetros de orientación de la Tierra. Tanto la matriz de rotación como el resto de parámetros para pasar de un sistema a otro pueden encontrarse en la [www](http://www.iers.org) del International Earth Rotation & Reference Systems Service, y el Observatorio Naval de Estados Unidos (USNO).

El marco de referencia utilizado para representar las coordenadas cartesianas en GPS/GLONASS se llama (**ECEF**) y es un marco de referencia terrestre centrado en la Tierra y fijo a ella (Earth Centered, Earth Fixed). A se denomina CTS sistema Terrestre Convencional.

En 1988 se creó el servicio de rotación de la Tierra internacional, IERS (Internacional Earth Rotation Service) como responsable del mantenimiento, tanto del sistema celeste como del sistema terrestre.

En la Tabla 2.1. se muestra un esquema de los servicios especializados del IERS.

Tabla 2.1. Servicios de IERS

Servicios técnicos especializados		Servicio combinado
IVS	International VLBI Service	} IERS
ILRS	International Laser Ranging Service	
IGS	International GPS Service for Geodynamics	
IDS	International DORIS Service	

Los servicios especializados del IERS son:

- IVS proporciona las observaciones efectuadas por medio de técnicas VLBI, las cuales son las únicas que pueden establecer el enlace con el sistema de referencia celeste (sistema inercial).
- ILRS suministra las observaciones que pueden determinar de la mejor forma posible el geocentro.
- IGS proporciona observaciones GPS. Considerado éste como un método de bajo costo y fácil de manejar, por lo que resulta ser el mejor método para densificar redes geodésicas, con objeto de controlar los procesos geodinámicos.
- IDS proporciona datos sobre la navegación de los satélites.

Los estándares del IERS abarcan un conjunto de constantes y modelos que se utilizan en el centro de cálculo del IERS y en la oficina central para la combinación de los resultados que suministran los distintos servicios. Estos estándares contienen, entre otros:

- las teorías de precesión y nutación de la IAU,
- ratios para el desplazamiento continental (eje. NUVEL NNR-1A),
- constantes gravitacionales, etc.

Los sistemas de referencia convencionales mantenidos por el IERS se componen de:

- El Internacional Celestial Reference System (ICRS)
- El Internacional Terrestrial Reference System (ITRS).

El sistema de referencia celeste internacional (ICRS) se define como (Seeber, Rummel):

- el origen está fijado en el baricentro del sistema solar (heliocentro),
- la orientación se efectúa:
 - relativa a las radiofuentes estelares

- paralelo a los ejes del FK5
- ecuador medio en la época J2000.0
- eje x, punto medio de Aries en la época J2000.0
- el sistema del tiempo definido por el Tiempo Dinámico Baricéntrico.
- los métodos de observación empleados: astronómicos (FK5), VLBI, satélite Hipparcos

2.6. Sistema de Referencia Terrestre Internacional (ITRS). International Terrestrial Reference System

El marco de referencia utilizado para representar las coordenadas cartesianas en GPS/GLONASS se llama (ECEF) y es un marco de referencia terrestre centrado en la Tierra y fijo a ella (Earth Centered, Earth Fixed). A menudo es llamado CTS sistema Terrestre Convencional

Los marcos ECEF, son los ITRF, o los IGS.

Constituye un conjunto de prescripciones y convenios necesarios para definir origen, escala, orientación y tiempo de evolución de un sistema convencional de referencia terrestre. Es un sistema de referencia ideal, definido por la Resolución N° 2 de la IUGG adoptada en Viena, 1991. El ITRS es el CTRS (Sistema de Referencia Terrestre Convencional) proporcionado por el IERS.

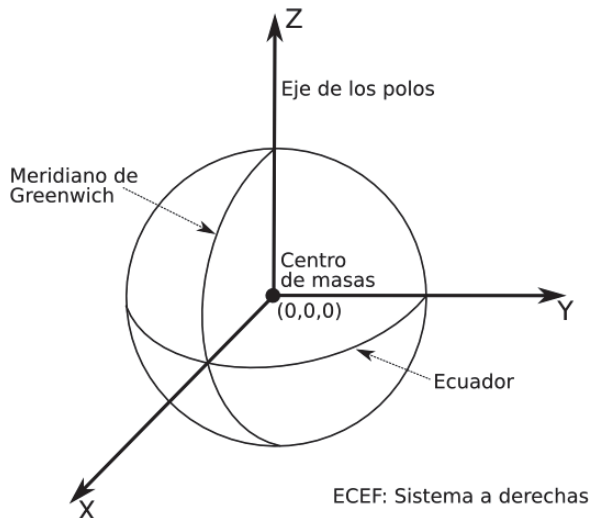


Figura 2.4. Marco de referencia ECEF

Se define como:

- Geocéntrico, fijado al centro de masas de la Tierra definida ésta como la masa de toda la Tierra incluida la de los océanos y la de la atmósfera.
- La unidad de longitud es el metro del sistema internacional (SI); la escala está entendida en el contexto de la teoría relativista de la gravitación.
- La orientación de los ejes está dada por la orientación inicial del BIH (*Bureau International de l'Heure*) dada en 1984.
- La evolución temporal de la orientación no crea residuo de la rotación global respecto a la corteza terrestre.
- Los métodos de observación son VLBI, SLR, GPS, DORIS, PRARE.
- El elipsoide de referencia es el GRS80.



Figura 2.5. Clasificación de los sistemas de referencia

La orientación de los ejes en el ITRS están definidos, según se muestra en la Figura 2.4., como:

- El eje Z, es el establecido por la orientación media del eje polar en el periodo 1900-1905, llamado *Polo Terrestre Convencional* (CTP) u *Origen Internacional Convencional* (CIO). En el vocabulario de la IERS se denomina “*IERS Reference Pole*” (IRP).
- El eje X, es el vector de origen, el geocentro y que pasa por la intersección del plano ecuatorial con el plano meridiano de Greenwich 1984, este último es de-

nominado en la nomenclatura del IERS como “*IERS Reference Meridian*” (IRM).

- El eje Y corresponde al respectivo eje perteneciente a un sistema dextrógiro.

Para obtener coordenadas geodésicas se utiliza el elipsoide de referencia del sistema GRS80.

Diferentes Sistemas de referencia se muestran en la Figura 2.5.

2.6.1. El marco de referencia internacional terrestre ITRF

El marco de referencia terrestre Internacional (ITRF) es, según el IERS, la materialización del ITRS, definido por un conjunto de puntos físicamente establecidos con sus coordenadas cartesianas tridimensionales (X,Y,Z) geocéntricas o geográficas y sus velocidades, junto con la matriz varianza covarianza de su solución. Por ello se debe usar un elipsoide de referencia para obtener coordenadas elipsoidales (latitud, longitud y altura elipsoidal), el elipsoide de referencia asociado es el GRS-80. En la Figura 2.6. se muestra la página web del ITRF. Se trata de un sistema de referencia ideal, definido por la Resolución N° 2 de la IUGG adoptada en Viena, 1991. El establecer un ITRF no es una tarea fácil, pues hay que considerar y modelar la influencia de la tectónica de placas, mareas globales sólidas de la Tierra, efectos de cargas oceánicas y atmosféricas y mareas polares.

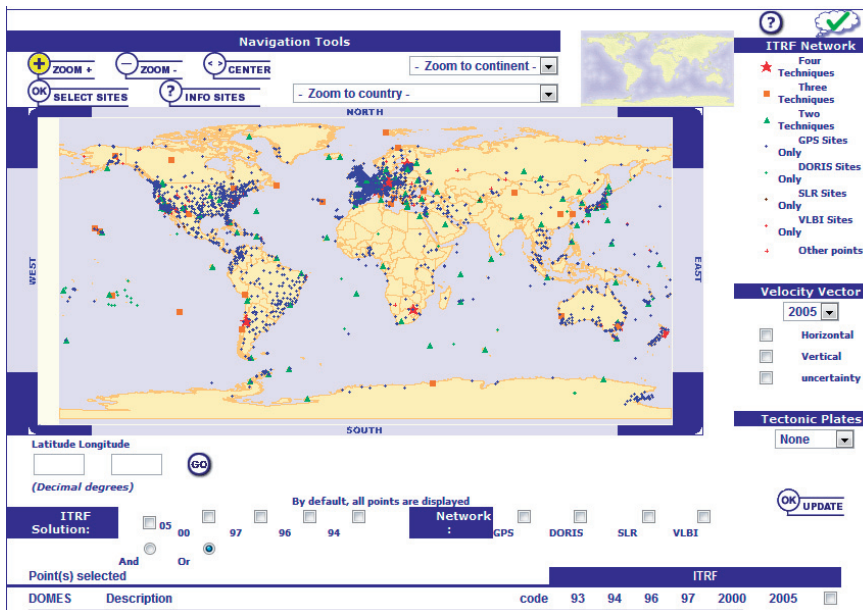


Figura 2.6. Web del ITRF

ITRF Es un marco tridimensional adaptado a la Tierra y gira con ésta, su origen está centrado con respecto al centro de masas, incluido océanos y atmosfera, con una precisión del orden del centímetro, su orientación es ecuatorial, es decir el eje Z es paralelo al Polo. Ha sido realizado por redes de estaciones permanentes distribuidas por todo el mundo y sus posiciones han sido estimadas por diversas técnicas de geodesia satelital.

La técnica VLBI posee el mayor peso en la definición de la orientación. Para expresar las posiciones de las coordenadas geodésicas, se utiliza el elipsoide GRS80 geocéntrico.

La precisión del ITRF absoluta es del orden de $\pm 0.5 \text{ cm} \pm 2 \text{ cm}$, esto ha permitido medir el movimiento de las diferentes placas tectónicas y generar modelos. El ITRF se determina a partir de observaciones realizadas con técnicas GNSS, SLR, VLBI, DORIS.

Las actualizaciones de la ITRF incluyen ITRF89, ITRF90, ITRF91, ITRF92, ITRF93, ITRF94, ITRF95, ITRF96, ITRF97, ITRF2000, ITRF2005 y ITRF2008, y está preparándose ITRF2013. Las sucesivas versiones de ITRF representan mejor las cantidades y calidades de las observaciones, hay mejoras en los algoritmos de procesamiento y presentan mejores modelos de los movimientos (o velocidades) de las placas tectónicas.

Esto es necesario ya que todos los puntos de la corteza terrestre se asientan sobre placas tectónicas que sufren movimientos constantes.

El ITRF se nombra ITRF_{yy} y época t_0 , donde yy indica el último año cuyos datos se usaron en la formación del ITRF y referidos todos a 1 de enero del año, sino es así debe indicarse la época, y t_0 es el instante o época de la que se refieren los parámetros; así el ITRF_{97} fue publicado en 1999 con los datos disponibles en 1997. La época se obtiene dividiendo el día juliano del año por 365 y este es el valor, por ejemplo 14 de abril, es el día 104 dividido por 365 da un valor de 0.28.

La transformación rigurosa entre dos sistemas terrestres arbitrarios como el ITRF_{yy} , época t_0 , y el ITRF_{zz} época t , se designa simbólicamente por:

- $\text{ITRF}_{yy}(t_0) \rightarrow \text{ITRF}_{zz}(t)$
- $\text{ITRF}_{zz}(t) = \text{ITRF}_{yy}(t_0) + V_{yy}(t-t_0)$

Para realizar cualquier transformación entre sistemas debe realizarse con los marcos en la misma época, así se elimina la componente debida al movimiento de placas.

La relación entre dos marcos de referencia viene dada por una transformación de 7 parámetros (3 Traslaciones, 3 Rotaciones, y un cambio de escala D) más otras siete de sus variaciones temporales, primeras derivadas respecto al tiempo.

La transformación, sin velocidades, es la siguiente:

$$\begin{pmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} D & -R_3 & R_2 \\ R_3 & D & -R_1 \\ -R_2 & R_1 & D \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}$$

X, Y, Z son las coordenadas en el marco origen

X_S, Y_S, Z_S son las coordenadas a obtener en el marco destino

Por ejemplo entre ITRF92 e ITRF 2000, para la época 1988.0

$$\begin{pmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{pmatrix}_{ITRF92} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{ITRF00} + \begin{pmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} D & -R_3 & R_2 \\ R_3 & D & -R_1 \\ -R_2 & R_1 & D \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{ITRF00}$$

Los parámetros de transformación entre ITRF2000 y ITRF92 para la época 1988.00 se muestran en **negrita** en la Tabla 2.2., en caso contrario serán estos valores pero con signo cambiado.

Estos parámetros se obtienen a partir de las publicaciones del IERS (ppb, partes por billón 10⁻⁹/years' y la rotación en arco segundo año, o en milésima segundo arco *mas*).

Por otra parte para un parámetro dado P, su valor en una época t, se obtiene a partir de la ecuación: P (t) = P (t₀) + P (t-t₀).

Tabla 2.2. Parámetros y ratios de transformación entre ITRF2000 y marcos anteriores

TRANSFORMATION PARAMETERS AND THEIR RATES FROM ITRF2000 TO PREVIOUS FRAMES									
SOLUTION	T1	T2	T3	D	R1	R2	R3	EPOCH	Ref.
UNITS----->	cm	cm	cm	ppb	.001"	.001"	.001"		IERS Tech.
									Note #
RATES	T1	T2	T3	D	R1	R2	R3		
UNITS----->	cm/year	cm/y	cm/y	ppb/y	.001"/y	.001"/y	.001"/years		
ITRF97	0.67	0.61	-1.85	1.55	0.00	0.00	0.00	1997.0	27
rates	0.00	-0.06	-0.14	0.01	0.00	0.00	0.02		
ITRF96	0.67	0.61	-1.85	1.55	0.00	0.00	0.00	1997.0	24
rates	0.00	-0.06	-0.14	0.01	0.00	0.00	0.02		
ITRF94	0.67	0.61	-1.85	1.55	0.00	0.00	0.00	1997.0	20
rates	0.00	-0.06	-0.14	0.01	0.00	0.00	0.02		
ITRF93	1.27	0.65	-2.09	1.95	-0.39	0.80	-1.14	1988.0	18
rates	-0.29	-0.02	-0.06	0.01	-0.11	-0.19	0.07		
ITRF92	1.47	1.35	-1.39	0.75	0.00	0.00	-0.18	1988.0	15
rates	0.00	-0.06	-0.14	0.01	0.00	0.00	0.02		
ITRF91	2.67	2.75	-1.99	2.15	0.00	0.00	-0.18	1988.0	12
rates	0.00	-0.06	-0.14	0.01	0.00	0.00	0.02		
ITRF90	2.47	2.35	-3.59	2.45	0.00	0.00	-0.18	1988.0	9
rates	0.00	-0.06	-0.14	0.01	0.00	0.00	0.02		

En estos marcos de referencia, la posición de un punto y su evolución sobre la superficie terrestre se expresan de la siguiente manera:

$$X(t) = X(t_0) + (t - t_0) * V_X$$

$$Y(t) = Y(t_0) + (t - t_0) * V_Y$$

$$Z(t) = Z(t_0) + (t - t_0) * V_Z$$

Donde t_0 es la época de definición del marco de referencia. V es la velocidad del punto debida a los movimientos tectónicos y el sumatorio final son los efectos variables en el tiempo que modifican la posición del punto, por ejemplo los efectos de mareas terrestres, carga oceánica, etc.

ITRF es el Sistema de Coordenadas establecido por el IERS (International Earth Rotation Service). De este modo, el IGS, (International GNSS Service), difunde las efemérides precisas expresadas en este marco de referencia. Pero en el marco del IGS, aunque se apoya en el ITRF, las coordenadas han sido sólo obtenidas a partir de estaciones GNSS (no se incluyen observables de SLR, VLBI o DORIS) por eso al marco ITRF donde el IGS da las coordenadas se le llama IGS08 o IGB08, el termino b es una corrección o actualización del IGS concreto.

Fenómenos que producen variación de coordenadas. Tectónica de placas

Existen diversos fenómenos que producen variación de la estructura de la corteza terrestre que pueden variar y modificar las coordenadas de un punto y de las redes, las principales son:

- Tectónica de placas (véase Figura 2.7.)
- Mareas
- Cargas oceánicas
- Marea del polo

La Tierra todavía es un planeta en formación y su superficie está formada por placas en constante movimiento. El movimiento de la corteza terrestre causado por la tectónica de placas produce el desplazamiento de los puntos de las redes geodésicas en el tiempo, generando distorsiones. En la práctica esta es la principal causa de la variación de coordenadas, para mantener el modelo del ITRF, este está alineado con el modelo de placa NNR-NUVEL1. Actualmente es posible determinar la magnitud empleando modelos globales de placas tectónicas. Las placas se desplazan de 2.5 a 5 cm año, desplazamiento horizontal (Ω, λ), no dan valores verticales. La altura geodésica está afectada por efectos regionales o locales como la subsidencia o levantamientos de la corteza terrestre, o rebote postglaciar por ello no viene en los modelos de placas.

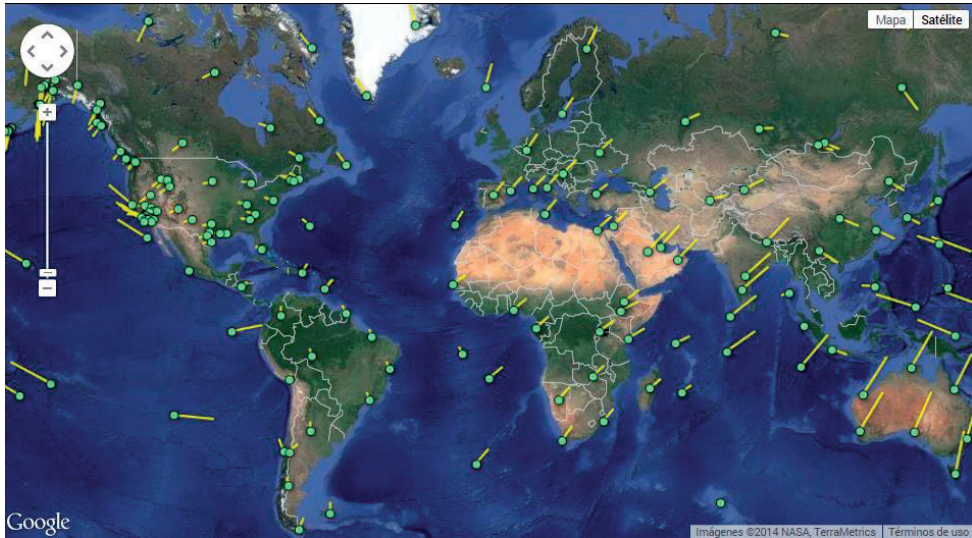


Figura 2.7. Vectores de velocidad de las estaciones GNSS.
<http://sideshow.jpl.nasa.gov/post/series.html>

Algunos de estos modelos más utilizados son:

- NNR-NUVEL 1A (DeMets et al., 1994) (Not Net Rotation Northwestern University Vel modelo 1 modificación A)
- SOPAC (Scripps Orbit and Array Center). ITRF 2000(SOPAC)
- ITRF2005 (Altamimi, 2007)
- BIRD 2002

Tabla 2.3. Velocidades de las placas Eurasiática y Africana

Nombre placa	Ω_x (rad/My)	Ω_y (rad/My)	Ω_z (rad/My)
Eurasia	-0.000981	-0.002395	0.003153
África	0.000891	-0.003099	0.003922

El vector de rotación de una placa, en coordenadas cartesianas, se obtiene mediante las expresiones siguientes:

- $W_x = \Omega \cos \varphi \cos \lambda$
- $W_y = \Omega \cos \varphi \sen \lambda$
- $W_z = \Omega \sen \varphi$

Donde Ω es una matriz de rotación angular, y sus valores se obtienen del modelo de placas:

$$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & -Wz & Wy \\ Wz & 0 & -Wx \\ -Wy & Wx & 0 \end{pmatrix}$$

En la Tabla 2.3. se pueden ver los valores de los vectores de velocidad (en radianes/millón de años, rad/My) de las placas Eurasiática y Africana.

Otros factores a considerar en la variación de las coordenadas de los marcos de referencia, además del problema de tectónica de placas, son los producidos por efectos de la gravedad (mareas oceánicas y las mareas terrestres) y por movimientos isostáticos.

El origen de la fuerza de la **marea terrestre** se debe al efecto gravitatorio producido por la Luna y el Sol, y producen deformación temporal de la Tierra y sus océanos. Este efecto de atracción también perturbará las órbitas de los satélites, y producirá cambios periódicos en las coordenadas de las estaciones situadas en la superficie terrestre.

Los efectos de las mareas más significativos son las mareas terrestres, este valor puede ser del orden de 1 m diario, otros efectos son las mareas del polo y la carga atmosférica, de valores del orden de milímetros. A medida que la Luna o el Sol, pasan por encima, el nivel de la Tierra sólida se eleva unos centímetros y luego desciende de nuevo. Este periodo se repite cada doce horas.

Tabla 2.4. Resumen de los valores y razones de deformación de la Tierra

	Escala tiempo	Amplitud horiz.	Amplitud vertical
Marea terrestre	horas	10 cm	30 cm, incluso 1 m
Carga oceánica	horas	<3 cm	<10 cm
Marea mov. polo	diaria	<1 cm	<2-3 cm
Carga atmosférica	semanal	<1 cm	<2-3 cm
Tectónica	deriva	<10 cm/año	<1 cm/año
Terremotos	Segundos/años	Varios metros	Varios metros

Las cargas oceánicas originan una serie de efectos sobre la superficie terrestre. Estos efectos pueden dividirse en tres partes principales: La primera, la deformación elástica de la Tierra bajo el peso de las masas de agua oceánica. La segunda, la atracción gravitatoria directa que ejercen estas masas de agua. Finalmente, como consecuencia de las dos anteriores, se produce una redistribución de masas en el interior de la Tierra que origina, a su vez, variaciones de gravedad. Estos efectos son más manifiestos en posiciones próximas a la costa, del orden de varios milímetros.

Sobre la superficie terrestre el efecto de las cargas oceánicas se observa periódicamente en forma de deformaciones y variaciones de gravedad y afecta, por tanto, a observacio-

nes geodésicas y geofísicas. Los desplazamientos originados por las cargas oceánicas pueden alcanzar un rango de varios centímetros, por lo que dichos desplazamientos deben corregirse sobre las observaciones GPS para obtener altas precisiones.

Efecto movimiento del polo. El eje de rotación de la Tierra instantánea cambia debido al bamboleo de Chandler con un período de 430, dentro de un radio de 6 metros. Esto implica una variable respuesta elástica de la corteza terrestre. Esto tiene un efecto menor que 2-3 centímetros en vertical y 0.7-1 centímetros en horizontal, en las coordenadas fijas sobre la Tierra, pero debe tenerse en cuenta si las observaciones se realizan durante más de dos meses.

La isostasia explica el motivo de porque unos países se hundan y otros se elevan, y en consecuencia varían las placas. En la Tabla 2.4. se resumen los valores y razones de deformación de la Tierra.

2.6.2. Marco de referencia GNSS. Materialización del ITRS: IGSyy

La determinación de coordenadas a partir de observaciones GNSS debe estar en un marco que permita establecer una relación directa con las coordenadas y marcos terrestres, y en el caso de GNSS se utilizan los sistemas y marcos ITRS e ITRF, y su singularización IGS e IGB.

El ITRF se determina a partir de observaciones realizadas con técnicas GNSS, SLR, VLBI, DORIS, y el IGS08 se determina a partir de técnicas GNSS.

El ITRF incluye observaciones GPS (Global Positioning System), SLR (Satellite Laser Ranging), VLBI (Very Long Baseline Interferometry) y DORIS (Doppler Orbit determination and Radiopositioning Integrated on Satellite). Esta red de estaciones no es muy homogénea a nivel mundial, por ello el IGS selecciona estaciones GPS, incluidas en el ITRF que tienen una precisión homogénea, que satisfacen ciertos criterios de calidad para definir el marco IGSyy o IGB, marco de referencia en el cálculo de sus productos finales (órbitas satelitales, correcciones a los relojes de los satélites, parámetros de orientación terrestre, etc.).

Esta red conformada por las estaciones de referencia seleccionadas por el IGS no presenta traslaciones, ni transformaciones, ni cambio de escala con respecto al ITRF; por ello, nominalmente, el marco de referencia del IGS y el ITRF son iguales. El 17 de abril de 2011 (semana GPS 1632) el servicio internacional de GNSS (IGS) dejó de usar el marco de referencia de IGS05 y adoptó uno nuevo, llamado IGS08, el cual se entiende equivalente al ITRF2008.

El IGS anunció en octubre del 2012 (semana 1709) la introducción de una versión actualizada del Marco de Referencia IGS08, la cual se denomina IGB08. Esta actualización se debe a que muchas de las estaciones contenidas en el IGS08 han sufrido discontinuidades posteriores a la época 2009.5, lo que las hace inutilizables como puntos fiduciales en el ajuste de marcos de referencia. Las regiones más afectadas son Améri-

ca del Sur, África y el Este de Asia. El Igb08 se utiliza para reemplazar el IGS08 a partir del 7 de octubre de 2012, semana GPS 1709.

Cronología de uso de marco de referencia IGS.

El IGS ha cambiado el marco de referencia terrestre que se utiliza para expresar sus productos, generalmente relacionados con versiones del Marco de referencia terrestre internacional (ITRF). La cronología de los cambios IGS es: ITRF92. ITRF93. ITRF94. ITRF96. ITRF97. ITRF97. IGS97. IGS00. Igb00. IGS05. La comparación entre las coordenadas finales ITRF2005-IGS05 (Sanso- Biagi) se muestra en la Tabla 2.5.

Tabla 2.5. Comparación entre las coordenadas finales ITRF2005-IGS05

mm	Este	Norte	Altura
Error	-1.6	-0.6	0.2
σ	0.1	0.1	0.2

Las características de los dos últimos marcos de referencia del IGS se muestran a continuación:

- IGS08
 - Desde 17-04-2011 a 06-10-2012
 - Semanas GPS 1632 a 1708
 - Alineado con la referencia ITRF2008
 - Hasta 232 estaciones de referencia, de las cuales hasta 91 han sido designadas como IGS08 "core network"
 - Las calibraciones de fase absoluta de la antena cambiaron a igs08.atx
 - Los archivos importantes se encuentran en el servidor ftp: <ftp://igs.org/pub/station/coord/>
- Igb08
 - Desde 07-10-2012
 - Semana GPS 1709
 - Alineado con la referencia ITRF2008
 - Una actualización de IGS08
 - Acompañada de una actualización de calibraciones de antena, incluyendo nuevas estimaciones para los satélites bloque IIF
 - Este marco se utilizará para la campaña de reprocesamiento de IGS II

Las diferencias entre el ITRF y el IGS en la misma época apenas es de algún milímetro, por ello a todos los efectos se consideran similares.

2.7. Sistemas locales de referencia. ETRS89 datum europeo

EUREF (European Reference Frame) es la subcomisión de la IAG creada en 1987 que se encarga de la definición, realización y materialización del sistema de referencia europeo ETRS, y del sistema de referencia vertical europeo EVRS. Para el mantenimiento del ETRS se creó una red de estaciones permanentes EPN que contribuyen al mantenimiento del ETRS y se muestra en la Figura 2.8.

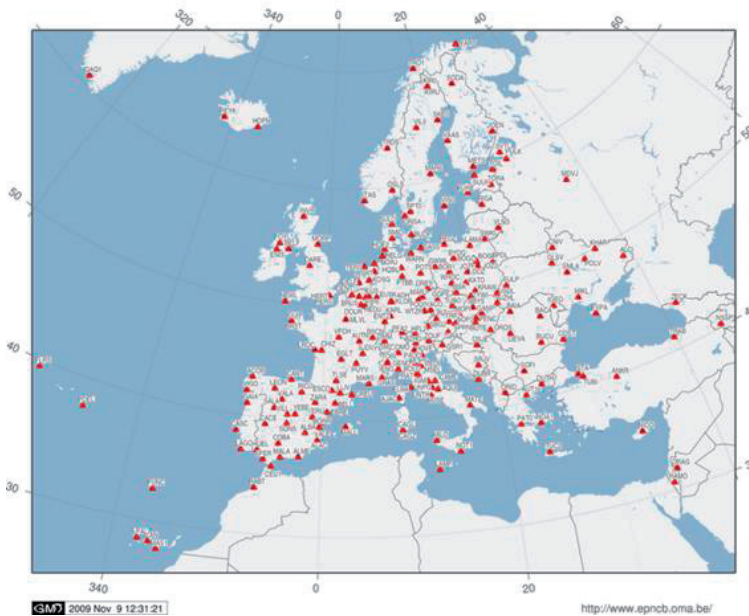


Figura 2.8. Red EUREF

El ETRS89 es el sistema de referencia tridimensional europeo basado en la red de estaciones GNSS EUREF. Está definido con una precisión de 1 cm. Este sistema de referencia geodésico está ligado a la parte estable de la placa continental europea, así las coordenadas no varían con el tiempo por problemas de tectónica, sólo los fenómenos locales pueden modificar su precisión. El ETRS se desplaza respecto a los ITRS globales, pero su relación es conocida, y sus coordenadas se pueden trasladar a un ITRS sin pérdida de precisión (ETRS89 Boucher y Altamimi).

Este sistema geodésico de referencia lleva asociado, entre otros parámetros, un elipsoide de referencia que es el GRS80 completamente equivalente a nivel usuario con el WGS84.

Los primeros cálculos de "ETRF89" son idénticos a "ITRF89" y referidos a la misma época. Comparando estos cálculos con resultados "ITRFyy" encontramos que la plataforma continental Europea (a excepción de Grecia y Turquía) se mueve uniformemente a una velocidad de 2-3 cm por año, con respecto al ITRS, como se puede ver en la Figura 2.9.



Figura 2.9. Desplazamiento de ETRFYy.las de ITRF (IGN.Be)
Velocidades para Europa en ITRF y con NUVEL 1A

REAL DECRETO 1071/2007, de 27 de julio, por el que se regula el sistema geodésico de referencia oficial en España:

El sistema de referencia ETRS89 (European Terrestrial Reference System 1989), Sistema de Referencia Terrestre Europeo 1989, ligado a la parte estable de la placa continental europea, es consistente con los modernos sistemas de navegación por satélite GPS, GLONASS y el europeo GALILEO. Su origen se remonta a la resolución de 1990 adoptada por EUREF (Subcomisión de la Asociación Internacional de Geodesia, AIG, para el Marco de Referencia Europeo) y trasladada a la Comisión Europea en 1999, por lo que está siendo adoptado sucesivamente por todos los países europeos.

El objeto de este real decreto es la adopción en España del sistema de referencia geodésico global, ETRS89, sustituyendo al sistema geodésico de referencia regional ED50.

WGS84 y ETRS89 son equivalentes para la gran mayoría de aplicaciones topográficas o cartográficas no obstante, a nivel geodésico, existen diferencias importantes. WGS84

es el sistema geodésico de referencia del GPS. ETRS es un sistema basado en los marcos internacionales de referencia (ITRF), que contemplan velocidades de placa, fija la placa euroasiática en la época 1989.0.

ETRS89 es, por definición, extensible a la parte estable de la placa Eurasiática, por ello no puede materializarse en las islas Canarias y por ello se creó el sistema REGCAN95 para el marco ITRF93. El elipsoide de referencia para REGCAN95, en la práctica, es el mismo que para ETRS89 (SGR80). La diferencia entre ETRS89 península y REGCAN95 es de unos 15 cm, correspondientes al desplazamiento de placas entre 1989.0 y 1994.9 (casi 6 años).

Transformación entre ITRS-ETRS89

La transformación entre ITRS y ETRS89 se desarrolla por el EUREF TWC y se compone de tres pasos:

- Estimación de coordenadas en el ITRF actual, en la época actual t
- Transformación de ITRF a ETRF, en la época actual
- Propagación de las coordenadas en tiempo en el ETRF

En cuanto a la segunda etapa, hay que señalar que hasta el ITRF 2000 EUREF recomienda transformar ITRS a ETRS89 sólo en las mismas versiones (de ITRF2000 a ETRF2000, etc.), sin embargo, en el caso de ITRF2005, se recomienda no utilizar el último ejercicio ETRF2005 sino más bien adoptar la ETRF2000 como un marco convencional del sistema de ETR89 (Boucher and Altamimi).

EUREF Permanent Network (EPN) <http://epncb.oma.be>

EUEF perteneciente a la IAG, es el Marco de Referencia para EUROPA, y realiza y mantiene los ETRS Sistema Europeo de Referencia. El instrumento de EUREF es la Red de Estaciones Permanentes EPN, que cubre Europa con 223 estaciones GNSS.

Proyecto EUVN (European Vertical Reference Network)

La Red Vertical Europea GPS de Referencia (EUVN), diseñada para la unificación de los diferentes sistemas de altitudes en Europa, se observó en mayo de 1997 y sus resultados se presentaron en junio de 1998. Incluye 195 puntos distribuidos por toda Europa, 79 puntos EUREF, 53 puntos nodales de las redes de nivelación del este y oeste de Europa y 63 mareógrafos. En España existen 8 estaciones EUVN (Alicante, Almería, Barcelona, Casetas, La Coruña, Palma, Puertollano y Santander). Cada una de ellas posee un conjunto de coordenadas tridimensionales, X, Y, Z, latitud, longitud, altitud elipsoidal y altitud física derivada de medidas de nivelación y gravedad con respecto a UELN y/o los sistemas nacionales de altitudes. El proyecto EUVN contribuye a la realización de un datum Europeo Vertical y a conectar los diferentes niveles del mar de los diferentes países europeos con respecto al PSMSL (Servicio Permanente del Nivel

Medio del Mar), así como a la determinación de un sistema global absoluto de altitudes.

2.8. Elipsoides de revolución internacionales GRS-80 y WGS84

El **GRS80** *Geodetic Reference System* es el elipsoide de revolución actualmente utilizado a escala internacional para estudiar de manera global el geoide para una superficie matemática. Las principales características del elipsoide GRS80 se muestran en la Tabla 2.6.

Sistema de referencia geodésico de WGS 84

World Geodetic System es un sistema de referencia terrestre convencional desarrollado por el servicio geográfico de la armada de los EEUU (DMA-Defense Mapping Agency. Posteriormente NIMA). El sistema de coordenadas cartesianas tridimensional GPS es un sistema de referencia terrestre centrado en la Tierra **ECEF** y fijo a ella (Earth Centered, Earth Fixed).

El WGS-84 se realizó a partir de un conjunto de más de 1500 sitios terrestres, cuyas coordenadas se derivaron de observaciones Doppler. Posteriormente se realizan refinamientos del sistema. Actualmente el utilizado es el marco WGS84 (G1150), que fue introducido en 2002 y que está de acuerdo con ITRF2000 a nivel de centímetro.

El marco de referencia WGS lo constituyen los satélites y sus efemérides transmitidas, no existe un marco en Tierra, por esos se realizan sucesivas aproximaciones o refinamiento al ITRF, de manera que sus coordenadas absolutas apenas difieran, desde el 2002 ambos sistemas ITRF y WGS se encuentran prácticamente alineados.

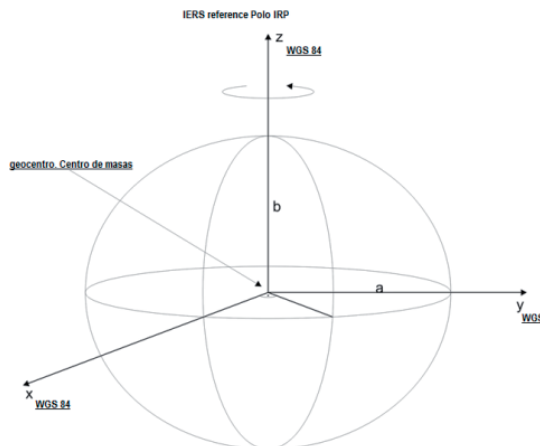


Figura 2.10. WGS84

Las características del elipsoide asociado al WGS84 se muestran en la Figura 2.10. y son:

- Su origen es coincidente (± 2 m) con el centro de masas de la Tierra, incluidos océanos y mares.
- El eje Z está en dirección del Polo terrestre Convencional, del BIH época 1984
- Eje X es la intersección del plano del meridiano de referencia, meridiano cero Greenwich con el ecuador
- Eje Y completa el sistema ortogonal dextrorsum

El WGS 84 utilizó originalmente el elipsoide GRS80 de referencia, pero ha sido objeto de algunas mejoras menores en posteriores ediciones desde su publicación inicial. La mayoría de estas mejoras son importantes para los cálculos orbitales de alta precisión para los satélites, pero tienen poco efecto práctico sobre los usos típicos topográficos. Actualmente WGS84 utiliza el geoide EGM96 (modelo gravitacional de la Tierra 1996), revisado en 2004. Este geoide define la superficie del nivel del mar nominal por medio de una serie de armónicos esféricos de grado 360, que proporciona unos 100 km de resolución horizontal.

Las funciones derivadas para los elipsoides de referencia GRS80, y WGS84 se muestran en la Tabla 2.6.

Tabla 2.6. Parámetros de los elipsoides GRS80 y WGS84

Parámetro	Abrev.	GRS80	WGS84
Radio ecuatorial de la Tierra. Semieje mayor	a	6378137 m	6378137 m
Aplanamiento	f	1/298.257222101	1/298.257223563
Semieje menor	b	6356752.3141 m	6356752.3142 m
Primera excentricidad	e	0.081819191043	0.081819190843
Segunda excentricidad	e'	0.082094438152	0.082094437950
Constante gravitacional geocéntrica	GM	$3986005 \cdot 10^{-8} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$	$3986004 \cdot 10^{-8} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$
Velocidad rotación Tierra	W_e	$7.292115 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$	$7.292115 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$
Factor dinámico	J^2	$108263 \cdot 10^{-8}$	$108263 \cdot 10^{-8}$

De acuerdo con el IERS/ITRS, las versiones más actuales del sistema WGS84 (G730 G873 y G1150) y las del sistema ITRS (ITRFyy) se pueden considerar idénticas al

nivel de los 10 cm. Por tanto, para relacionar el ETRS89 y el WGS84 consideraremos la equivalencia entre el ETRS89 y el ITRS.

La diferencia entre GRS80 y WGS84 es despreciable.

2.9. Otros sistemas de referencia GNSS

2.9.1. GLONASS. PZ-90

El sistema de referencia terrestre utilizado por el sistema GLONASS desde 1993 es el PZ90. Las efemérides transmitidas permiten calcular las posiciones de los satélites GLONASS en el marco de referencia de Parametría Zemli 1990 (parámetros de la tierra, 1990) (PZ-90). Como el WGS-84, se trata de un marco ECEF con un conjunto de parámetros fundamentales asociados, que se muestran en la Tabla 2.7.

Según el plan de modernización de GLONASS, la información de efemérides, implementando el sistema de referencia 90.02 PZ se actualizó en todos satélites GLONASS operacionales de 12:00 a 17:00 UTC, 20 de septiembre, 2007. Desde ese momento, los satélites están transmitiendo en el 90.02 PZ. Este marco de referencia ECEF es una versión actualizada de PZ-90, más cercano a la ITRF2000.

Tabla 2.7. Parámetros del elipsoide de PZ-90

Parámetro	Valor
Velocidad Rotación de la Tierra	$72.92115 \cdot 10^{-6}$ rad/s
Constante Gravitacional	$398600.44 \cdot 10^9$ m ³ /s ²
Semieje mayor del elipsoide	6378136 m
Aplanamiento del elipsoide	1 / 298.257839303

La transformación de PZ-90.02 ITRF2000 contiene sólo un vector de cambio de origen, pero no rotaciones ni factor de escala, como se muestra en la ecuación (Revnivkykh, 2007).

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{ITRF2000} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{PZ-90.02} + \begin{pmatrix} -0.36m \\ 0.08m \\ 0.18m \end{pmatrix}$$

La relación entre WGS y PZ para el año 2002 era (Altamimi y Boucher, 2002):

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{WGS84} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{PZ-90} + \begin{pmatrix} 0,07 \\ -0,0 \\ -0,77 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -3 & -353 & -4 \\ 353 & -3 & 19 \\ 4 & -19 & -3 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} X_{90} \\ Y_{90} \\ Z_{90} \end{pmatrix}$$

2.9.2. *Marco de referencia terrestre de GALILEO (GTRF)*

Un consorcio llamado Servicio Geodésico Proveedor de GALILEO (GGSP), que consta de siete instituciones está a cargo de la construcción de un prototipo para el desarrollo del marco de referencia terrestre de GALILEO (GTRF).

2.9.3. *Sistema geodésico Chino de Coordenadas (CGC2000)*

El China Geodetic Coordinate System 2000, es el sistema de referencia espacial Beidou, sistema consistente con ITRF.

2.10. Sistema de tiempos. Tiempo Solar y universal UT

En Geodesia se necesita establecer un sistema de referencia de tiempos, bien para poder efectuar mediciones GNSS, para establecer relaciones entre sistemas de referencia terrestres y espaciales, para estudiar las orbitas, etc...

Existen diversas referencias de tiempo basadas en diferentes fenómenos periódicos, mecanismos cíclicos, bien sea un péndulo, un resorte, la rotación de la Tierra, oscilaciones de un átomo o molécula que absorbe un pulso de energía. Los diferentes tipos de tiempo se muestran en la Tabla 2.8. La rotación de la Tierra es en realidad un estándar de tiempo muy deficiente, pues se frena y acelera erráticamente, y se producen pequeños cambios, del orden de milisegundos al día, para trabajar con técnicas GNSS esta imprecisión no es válida.

Tiempo Sidéreo y Tiempo Universal, están asociados a la rotación de la Tierra, son dos escalas de tiempo que no son rigurosamente uniformes ya que dependen de la velocidad de giro de la Tierra y no es constante.

El Tiempo Sidéreo, mide el tiempo transcurrido entre dos pasos consecutivos del punto Aries, es decir el tiempo que tarda la Tierra en girar sobre sí misma, pero tomando como referencia el punto Aries, utiliza como referencia de longitudes el mismo meridiano astronómico el meridiano Greenwich y tarda 23h 56^m y 4.091^s. Se utiliza para relacionar los sistemas de referencia terrestre y celeste.

Dado que el punto Vernal o Aries está sujeto a desplazamientos por precesión y nutación, se distingue entre tiempo sidéreo local y tiempo sidéreo medio, que esta corregido de los efectos anteriores citados.

$$1 \text{ día medio sidéreo} = 1 \text{ día medio solar} - 3^m 56.4^s$$

Tiempo Solar, representa el horario del Sol, es el tiempo transcurrido entre dos pasos del Sol por el meridiano del lugar.

El Tiempo Universal UT o civil se basa en la medición del periodo de rotación de la Tierra, a partir de referencias astronómicas, pero esta rotación presenta anomalías, y por ello se establecen diversos UTC, de acuerdo a la anomalía corregida. Se obtiene a partir de una red de estaciones.

Se tienen entonces:

- **UTO** es el tiempo basado en la rotación instantánea de la Tierra, que no es uniforme. Determinado por observaciones astronómicas diferentes al Sol (cuásares).
- **UT1** es el tiempo UT0, corregido de las variaciones periódicas y locales producidas por el movimiento del polo (Efecto Chandler y otros, Polodia), es útil como medida angular, no como sistema de tiempo.
- **UT2 (GMT)**, se obtiene corrigiendo el UT1 de otras irregularidades de la rotación de la Tierra (mareas, intercambio de energía entre Tierra y atmosfera,...), del orden de 3 milisegundos días. Es la escala más precisa, pero sigue siendo irregular

$$UT1 = UT0 + \Delta t$$

Donde Δt es función de las coordenadas polares instantáneas

$$UT2 = UT1 + \Delta s$$

Tabla 2.8. Tipos de tiempo en función del fenómeno de medida

Fenómeno periódico	Tiempo
Rotación de la Tierra. Sistema terrestre	Tiempo sidéreo Tiempo Universal UTO, UT1, UT2
Revolución de la Tierra	Tiempo Dinámico Terrestre Tiempo Dinámico Baricentro
Osciladores Atómicos Sistema no terrestre, independiente de la rotación de la Tierra	Tiempo Atómico Internacional TAI Tiempo Universal Coordinado UTC Tiempo GNSS

Tiempo dinámico baricéntrico TDB es un sistema inercial de escala de tiempo. Es el tiempo medido en el sistema definido con origen en el baricentro del Sistema Solar. Este se utiliza en las técnicas VLBI.

Tiempo dinámico Terrestre está referido al geocentro, y se emplea para el cálculo de efemérides geocéntricas aparentes. **Tiempo Terrestre (TT)**, (o Tiempo Dinámico Terrestre, **TDT**).

2.11. Tiempo Atómico. Tiempo universal Coordinado. Tiempo GPS

Tiempo Atómico TAI

La tecnología ha permitido establecer escalas de tiempo desligados de la rotación de la Tierra, con enorme precisión y estabilidad, que se han tomado como patrón de tiempo, y así se han desarrollado los relojes atómicos.

El tiempo atómico constituye la referencia temporal, es una base de tiempos uniforme en la Tierra y es mantenida por una red de relojes atómicos distribuidos por el mundo, solución por combinación ponderada de más de 200 relojes atómicos, en más de 60 países, en España es el ROA (Real Observatorio de la Armada) de San Fernando de Cádiz.

En 1967 se definió el segundo internacional, como la duración de 9192631770 periodos de la radiación correspondiente a la transición entre dos niveles hiperfinos del estado fundamental del átomo de cesio 133. Los relojes atómicos actualmente tienen una precisión de 10^{-15} segundos.

Este tiempo atómico internacional está ajustado inicialmente con el UT2 el 1 de enero de 1958 por lo que en aquella época TAI= UT2. Debido a que el TAI es una escala continua de tiempo, no mantiene la sincronización con el UT, ya que la rotación se mueve más lenta.

La relación entre el TAI y el TDT es un valor constante de 32.184 segundos.

$$\text{TDT} = \text{TAI} + 32^{\text{s}}184.$$

Tiempo Universal Coordinado UTC o tiempo civil

Es un tiempo atómico internacional que se mantiene a menos de 0.9 segundos del TAI, mediante la introducción sistemática de saltos, que se anuncia previamente, y se producen por la disminución de la velocidad de rotación de la Tierra, y varía un cierto número de segundos "Leap seconds". Es el tiempo en que se basa la hora oficial.

UTC tiene la misma frecuencia del TAI, pero cada cierto tiempo se añaden o retrasan segundos extras "Leaps seconds" para mantenerlo sincronizado dentro de ± 0.9 segundos del TAI, para mantener cohesionado el TAI con la rotación terrestre. El leap seconds se añade el 1 de enero o el 1 de julio a las 0 h (Boletín A del IERS).

El tiempo GPS fue estrictamente igual al UTC en su tiempo cero de referencia el 6 de enero de 1980. Por razones de desaceleración de la Tierra, la hora UTC y el TAI no coinciden, pero se conoce este diferencial.

$$\text{UTC} = \text{TAI} + \Delta t$$

$$\text{UTC} = \text{TAI} - \text{Leap seconds}$$

La relación entre el UTC y el tiempo atómico TAI es de 19 segundos en el origen de tiempos GPS a la 0h UTC (medianoche) del 5 al 6 de enero de 1980. La diferencia en aquel momento entre el GPST y el UTC era de 0 segundos.

$$\text{TAI} = \text{GPS} + 19^{\text{s}} \text{ relación fija}$$

$$\text{TAI} = \text{UTC} + n \cdot 1^{\text{s}}$$

El número **n** lo determina el IERS y para el año 2013 es igual a 35 segundos

TAI = UTC + 35 s (2014). Varía con los años

Luego en estos momentos entre el tiempo GPS y el UTC existe una diferencia de 16 segundos. Los datos necesarios para pasar del GPS Time a UTC se encuentran en el mensaje de navegación.

$$\text{TAI} = \text{UTC} + n \cdot 1^s$$

$$\text{TAI} = \text{GPS} + 19^s$$

$$\text{GPS} = \text{TAI} - 19^s = \text{UTC} + 35 - 19 = \text{UTC} + 16^s$$

$$\text{GPS} = \text{UTC} + 16^s \text{ desde 1 julio 2012}$$

$$\text{TAI} = \text{UTC} + 35 \text{ s desde julio de 2012}$$

En la Figura 2.11. se muestra un resumen de la relación entre los tiempos tratados.

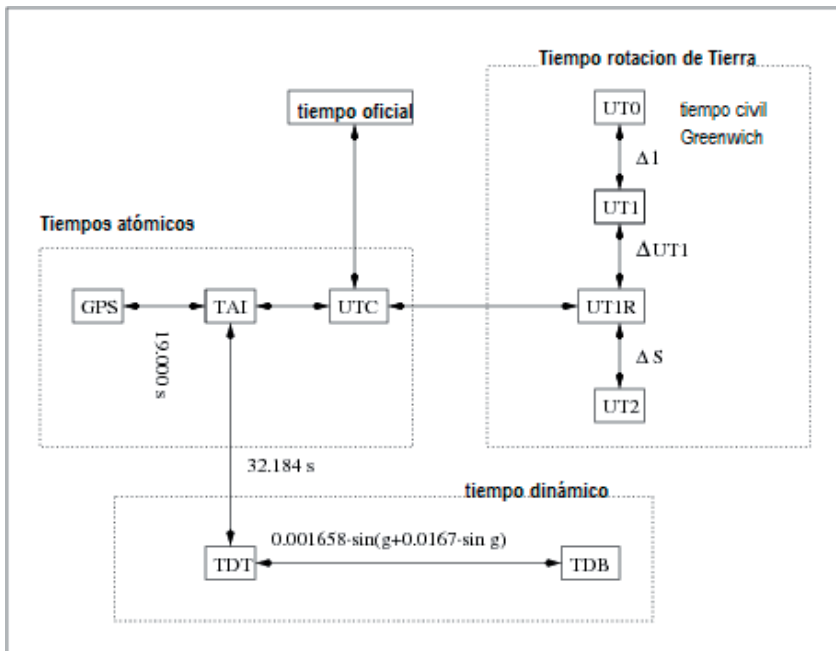


Figura 2.11. Relación de tiempos

Tiempo GNSS

GPS time (GPST) es una escala de tiempo atómica, que no es alterado por leap seconds, es continuo, no hay segundos intercalares. Mantenido por el control GPS partir de una red de relojes atómico. Utiliza como referencia un reloj patrón situado en el US

Naval Observatory, USNO en Washington. Existe un reloj maestro alternativo en Schriever AFB en Colorado.

Toma como época de origen las 0^h UTC de la noche del 5 al 6 de enero de 1980, es decir este es el tiempo cero de referencia y a partir de él se enumeran las semanas GPS, en ciclo de 1024 semanas.

En aquella época se hizo UTC = GPS y a partir de aquí se inicia el conteo de la semana GPS. Y la diferencia entre TAI-UTC en aquel momento fue de 19 segundos. Por ello TAI-GPST = 19 s.

Aunque se inició otro nuevo conteo el 22 de agosto de 1999, el tiempo cero se toma desde el 6 de enero de 1980.

El día juliano del año (JD) del año corresponde al día del año en nuestro calendario. Día de la semana, corresponde a la numeración de días dentro de cada semana, en la que corresponde el 0 para el domingo y el 6 para el sábado.

Para determinados cálculos (tiempo de efemérides toe) se utiliza el número de segundos transcurridos desde el inicio de la semana, valores comprendidos entre el 0 y 604800 segundos, tomado como, las 0 horas del domingo.

Como se puede observar en la Figura 2.12., el día 15 de abril de 2013 corresponde a la semana GPS 1736,

Apr 2013								Apr 2013							
GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat	GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat
1734		1	2	3	4	5	6	1734		91	92	93	94	95	96
1735	7	8	9	10	11	12	13	1735	97	98	99	100	101	102	103
1736	14	15	16	17	18	19	20	1736	104	105	106	107	108	109	110
1737	21	22	23	24	25	26	27	1737	111	112	113	114	115	116	117
1738	28	29	30					1738	118	119	120				

Figura 2.12. Calendario GPS

Día 1 de la semana, es lunes (0 domingo y 6 sábado)

Día juliano 105, dentro del año 2013

El día Juliano modificado (MJD) se define como $MJD = JD - 2400000.5$, donde JD es el día Juliano. Inicio de la cuenta de JD es de 0 a 12 1 JAN-4712 (4713 A.C.).

Tiempo de GLONASS (GLONASST) lo generan los sincronizadores Central GLO-NASS y la diferencia entre el UTC y el GLONASST no debe exceder 1 milisegundo en más de tres horas. La escala de tiempo GLONASS implementa segundos de salto, como UTC.

Tiempo de sistema GALILEO (GST) es un tiempo continuo de escala mantenida por el segmento Central de GALILEO y sincronizado con TAI con un desplazamiento

nominal inferior a 50 ns. La época de inicio de GST es 0^h UTC en Domingo, 22 de agosto de 1999 (medianoche entre el 21 y 22 de agosto).

Tiempo Beidou (BDT) es una escala de tiempo continuo comenzando en 0^h UTC en 01 de enero de 2006 y está sincronizado con el UTC dentro de 100 ns.

Debido a que los tiempos atómicos GPS, GALILEO, GLONASS, no son coincidentes en su cero y comparación con el UTC, deben transmitirse las diferencias respecto a UTC, para poder procesar las multiseñal.

2.12. Bibliografía

Hofmann-Wellenhof.Lichtenegger.Wasle (2007). GNSS. Editorial Springer Wien New York.

Leick, A. (2004). GPS Satellite Surveying. Editorial Wiley. New Jersey.

Seeber, G. (2003). Satellite Geodesy. Editorial Walter de Gruyter. Berlin. New York.

X, G. (2003). GPS Theory, algorithms and applications. Editorial Springer. Berlin New York.

Navipedia.net

Capítulo 3

Órbitas de los satélites

3.1. Teoría de órbitas. Elementos keplerianos

El sistema GPS se apoya en una idea clara, considerar la posición de los satélites como puntos de coordenadas conocidas y a partir de ellos georeferenciar el receptor sobre un marco de referencia, esto exige la definición de las órbitas, de un marco de referencia, y el conocimiento de la posición del satélite (efemérides).

Las coordenadas obtenidas de los satélites GPS a partir de las efemérides transmitidas son coordenadas cartesianas geocéntricas en el sistema WGS84, coordenadas ECEF. Determinar las coordenadas del satélite requiere determinar su movimiento, para ello se estudiara primero el caso ideal de orbitas normales y luego se analizará las perturbaciones que sufren las orbitas de los satélites GNSS.

La teoría de órbitas de satélites se apoya en la ley de gravitación universal de Newton y tres leyes que determinó Kepler (1571-1630):

Primera ley de Kepler: Los planetas describen órbitas elípticas, estando el Sol en uno de sus focos. Su aplicación en GNSS es que determina la forma de la elipse, y la Tierra ocupa uno de los focos. Vendrá dada por su semieje mayor y la excentricidad, el GPS prácticamente describe orbitas circulares de muy pequeña excentricidad.

Segunda ley: Los planetas en su recorrido por la elipse, barren áreas iguales en tiempos iguales. Esta ley determina el vector posición del satélite. Las orbitas elípticas se

mueven rápido en el perigeo y lento en el apogeo. El Perigeo es el punto más cercano a la Tierra del satélite, el Apogeo es el punto más alejado del satélite respecto a la Tierra.

Tercera ley: Los cuadrados de los periodos de revolución son proporcionales a los cubos de las distancia medias de los planetas al Sol. La velocidad del satélite disminuye con la altura.

Las leyes de Kepler hay que acompañarlas con la ley de Gravitación, y los efectos que sufren estas órbitas por perturbaciones gravitacionales, presión, e irregularidades del campo gravitatorio, y con estas consideraciones, se tendrán las órbitas teóricas, el almanaque, y las efemérides u órbitas reales.

La **ley de gravitación universal**, indica que un objeto material del universo atrae a otro objeto material con una fuerza directamente proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia que los separa, si consideramos la masa de la Tierra concentrada en su centro de masas, no existencia de atmosfera y sólo sometida a la fuerza gravitatoria, se establece que:

$$F = \frac{G M m}{d^2} \hat{r}$$

- G constante gravitacional universal $G = 6.67 \cdot 10^{-11} \text{ N m}^2/\text{Kg}^2$
- M masa de la Tierra $5.98 \cdot 10^{24} \text{ kg}$
- $\mu = G * M = 3986005 \cdot 10^8 \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$ es la constante gravitacional terrestre
- m masa del satélite, despreciable
- \hat{r} vector unitario entre M y m

Los satélites transmiten los parámetros orbitales o efemérides en tiempo real, como parte del mensaje, estos parámetros también se pueden obtener a partir de varias instituciones a posteriori, y son las llamadas efemérides precisas.

Las órbitas de los satélites vienen definidas en un sistema de referencia geocéntrico ecuatorial, ECEF que tiene las siguientes características:

- Origen: el centro de la Tierra (geocéntrico)
- Plano fundamental: el ecuador terrestre
- Eje vertical: perpendicular al plano fundamental en dirección Polo Norte
- Eje principal: definido por la dirección del centro de la Tierra al punto Aries, dirección que une el centro de la Tierra con el Sol en el equinoccio Vernal
- Tercer eje: perpendicular a ambos

De acuerdo con las leyes de Kepler la posición de un satélite viene determinada por seis parámetros:

- Tamaño de la órbita
 - **a** semieje mayor, o por su raíz ($a = 26560$ km)
 - **e** excentricidad GPS < 0.02
- Plano orbital
 - **Ω** ascensión del nodo
 - **I** inclinación
- Orientación de la órbita en el plano
 - **w** argumento del perigeo
- Tiempo de paso por el perigeo t_0
 - **V** anomalía

Semieje mayor a:

$$a = \frac{R. \text{apogeo} + R. \text{perigeo}}{2}$$

Excentricidad e:

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}} = \sqrt{1 - \left(\frac{b}{a}\right)^2}$$

Donde a es el semieje mayor y b el semieje menor.

El plano orbital viene determinado por dos parámetros, el ángulo de ascensión del nodo y la inclinación de la órbita. Se define nodo ascendente como el punto que el satélite cruza por el plano ecuatorial en dirección sur-norte, y nodo descendente al punto de cruza en dirección norte-sur, y a la línea que une ambos nodos pasando por el centro de la Tierra, línea de nodos.

La **inclinación i**, indica cuánto está inclinada la órbita respecto al plano ecuatorial, en el caso de GPS es de 55° .

Nodo ascendente o ascensión recta Ω , mide lo “torcida” que esta la órbita. Es el ángulo formado por la dirección Aries y la del eje de nodos respecto al nodo ascendente, se muestra en la Figura 3.1.

La orientación de la órbita queda descrita localizando el perigeo con respecto al nodo ascendente. **Este ángulo, ω , se conoce como el argumento del perigeo** y se mide positivamente en el sentido de movimiento del satélite, se puede ver en la Figura 3.1.

La órbita se corresponde con una elipse, y los parámetros que definen el movimiento Kepleriano se muestran en la Figura 3.2. y vienen dados por:

- Ω - Ascensión recta del nodo ascendente
- I - Inclinación del plano orbital
- ω - Argumento del perigeo
- A - Semieje mayor de la órbita elíptica
- E - Excentricidad de la elipse
- t_0 - Época de paso por el perigeo

Definida la órbita con estos parámetros, se puede definir la posición del satélite en su órbita en un determinado instante, mediante cualquiera de las tres anomalías:

- $M(t)$ - Anomalía media
- $E(t)$ - Anomalía excéntrica
- $v(t)$ - Anomalía verdadera

La anomalía media $M(t)$ es una abstracción matemática, mientras que la anomalía excéntrica $E(t)$ y la anomalía verdadera $v(t)$ se pueden representar geoméricamente.

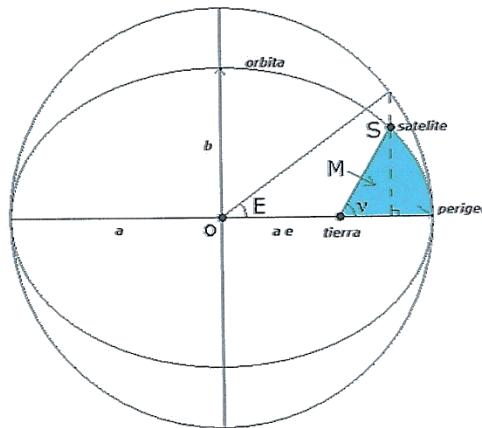


Figura 3.3. Anomalías orbitales

La **anomalía media** $M(t)$ no tiene sentido geométrico, es un valor ficticio que se calcula en función de n , que es la velocidad angular media del satélite.

La **anomalía excéntrica** $E(t)$ es el ángulo visto desde el centro de la órbita O, comprendido entre el perigeo y la dirección del punto intersección de la órbita circular de radio a .

La **anomalía verdadera** $v(t)$ es el ángulo geocéntrico entre la dirección del perigeo y la posición del satélite.

Las fórmulas que relacionan las tres anomalías, que se muestran en la Figura 3.3., son:

$$M(t) = n \cdot (t - T_0)$$

$$E(t) = M(t) + e \cdot \text{sen}E(t)$$

$$E(v) = 2 \cdot \arctan \left[\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E(t)}{2} \right]$$

La velocidad angular media del satélite, n , viene dada por la tercera ley de Kepler:

$$n = \frac{2\pi r}{P} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

donde:

- P es el periodo de revolución del satélite alrededor de la Tierra. El periodo orbital es el tiempo que tarda en satélite en describir una órbita completa, r altura del satélite respecto a la Tierra
- a es el semieje mayor
- $\mu = G \cdot M_T$ es la constante gravitacional terrestre $3.986005 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$

Para las órbitas de los satélites GPS, el semieje mayor toma el valor aproximado $a = 26560 \text{ km}$, que sustituyendo en la ecuación se obtiene un periodo orbital, P , de aproximadamente unas 12 horas sidéreas (11:58).

La ecuación $E(t) = M(t) + e \cdot \text{sen}E(t)$, llamada ecuación de Kepler se debe resolver por métodos iterativos, la solución converge rápidamente, debido a que la excentricidad de la órbita tiene un valor muy pequeño:

- $E_0 = M$
- $E_i = M + e \cdot \text{sen}(E_{i-1})$

debiendo tenerse en cuenta que “ $e \cdot \text{sen}E(t)$ ” no es un ángulo, sino un arco “medido en radianes, y que por lo tanto, habrá que transformar a grados sexagesimales:

$$\frac{360^\circ}{2\pi} = \frac{x}{e \cdot \text{sen}E(t)}$$

con lo que la fórmula de la anomalía excéntrica queda:

$$E(t) = M(t) + 57.29577951 \cdot e \cdot \text{sen}E(t)$$

De acuerdo a lo expuesto podemos definir la posición del satélite en el espacio con los parámetros orbitales:

- (a, e, i, Ω , ω , v(t)) con la anomalía verdadera
- (a, e, i, Ω , ω , M(t)) con la anomalía media
- (a, e, i, Ω , ω , E(t)) con la anomalía excéntrica

Las coordenadas (XYZ)_{ECEF} del satélite, en un modelo teórico, sin perturbaciones, se calcularían a partir del radio r y del ángulo u = (w+v) formado y de las matrices de rotación, y a partir de la anomalía excéntrica se obtendrá de la forma siguiente:

$$r = a(1 - e \cdot \cos E)$$

$$u = v + w$$

Para ello se han de calcular E, y v.

En primer lugar se calcula la anomalía excéntrica, E a partir de la anomalía media, mediante un proceso iterativo, que comienza con

$E_0 = M$: $E_i = M + e \cdot \text{sen} E_{i-1}$ y que converge en menos de 10 iteraciones.

Conocido E se calcula v,

$$\tan v = \frac{\text{sen } E \sqrt{1 - e^2}}{\cos E - e}$$

El ángulo $u = v + w$.

Y como $r = a(1 - e \cdot \cos E)$

La posición del satélite en el sistema ECEF vendrá dado por:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{sat} = R_{\Omega} R_i R_u \begin{pmatrix} r \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

Las rotaciones son en función del nodo ascendente, de la inclinación i y del ángulo u.

En el mensaje de navegación se transmiten los parámetros necesarios para calcular los elementos orbitales en cada época de observación.

Almanaque

El almanaque es un conjunto de parámetros incluidos en el mensaje de navegación de cada satélite que el receptor utiliza para predecir la posición aproximada de todos ellos, a una hora determinada, en cualquier punto de la Tierra.

El almanaque es un conjunto de datos brutos de las órbitas de los satélites, actualizado semanalmente y que contiene parámetros de la órbita y términos de corrección del reloj

del satélite, cada satélite transmite el almanaque de toda la constelación, pero sólo sus efemérides.

El formato YUMA contiene los elementos de almanaque de cada satélite GPS. Y el formato SEM de mayor precisión que el YUMA contiene también información del PRN y anti-spoofing.

Tabla 3.1. Almanaque GPS

PRN	Fecha	t	e	i	dΩ/dt	A	LΩ	ω	m	af0	AF1
01	02.03.14	61440	0,00275	55,07186	-4, 48563E-7	26559,99156	-10,91054	20,53587	35,78891	1, 90735E-6	3, 63798E-12
02	02.03.14	61440	0,01329	53,84173	-4, 58385E-7	26558,71826	-12,49785	-141,72121	72,97913	4, 81606E-4	3, 63798E-12
03	02.03.14	61440	0,01677	53,69170	-4, 94401E-7	26560,66093	-79,74720	78,35449	84,93155	3, 32832E-4	3, 63798E-12
04	02.03.14	61440	0,01058	53,78543	-4, 62314E-7	26560,11235	-11,57566	61,97463	-91,86875	5, 72205E-6	0, 00000E0
05	02.03.14	61440	0,00351	54,29492	-4, 61005E-7	26561,18939	48,61813	21,19394	-158,20600	-3, 86238E-4	3, 63798E-12
06	23.02.14	61440	0,00861	54,06867	-4, 60350E-7	26559,92613	-67,87710	-9,93675	178,14355	2, 87056E-4	1, 45519E-11
07	02.03.14	61440	0,00706	55,82339	-4, 42669E-7	26559,63926	170,16895	-162,47187	0,95225	3, 19481E-4	3, 63798E-12
08	02.03.14	61440	0,01352	57,15205	-4, 26298E-7	26558,13447	175,75076	-159,61658	-32,56620	1, 23978E-5	0, 00000E0
09	02.03.14	61440	0,01694	56,31263	-4, 38085E-7	26560,09725	168,96254	101,57425	64,95261	3, 08990E-4	3, 63798E-12
10	02.03.14	61440	0,01345	53,99657	-4, 64279E-7	26560,19287	49,63550	49,20650	-136,76434	-1,16348E-4	0,00000E0
11	02.03.14	61440	0,01480	51,01790	-4,98985E-7	26559,90097	-29,10122	72,61607	12,95857	-4,69208E-4	-3,63798E-12
12	02.03.14	61440	0,00493	56,53888	-4,39395E-7	26559,85567	-129,02264	20,10333	-19,31332	1,89781E-4	3,63798E-12
13	02.03.14	61440	0,00528	56,04106	-4,66243E-7	26559,26180	114,88506	125,88354	136,75097	2,38419E-5	-3,63798E-12
14	02.03.14	61440	0,00727	55,61534	-4,72792E-7	26559,25174	113,09408	-114,19790	154,48709	1,93596E-4	-3,63798E-12
15	02.03.14	61440	0,00622	53,69925	-4,93092E-7	26559,43795	106,83678	14,96057	121,29844	-1,65939E-4	-3,63798E-12
16	02.03.14	61440	0,00760	56,57321	-4,40705E-7	26558,59245	-127,96150	8,65665	-145,96665	-2,29836E-4	0,00000E0
17	02.03.14	61440	0,00917	55,43956	-4,73447E-7	26560,53008	-68,74246	-121,58771	158,42577	-7,24792E-5	-3,63798E-12
18	02.03.14	61440	0,01482	53,06754	-4,70172E-7	26559,79025	48,41997	-117,92012	-107,14648	3,05176E-4	3,63798E-12
19	02.03.14	61440	0,00999	55,27785	-4,76066E-7	26558,78872	-65,81375	23,20600	114,30399	-4,42505E-4	-3,63798E-12
20	02.03.14	61440	0,00593	53,12453	-4,68863E-7	26558,67297	45,37388	75,31274	-77,59251	1,65939E-4	3,63798E-12
21	02.03.14	61440	0,02116	53,43558	-4,62969E-7	26561,04847	-11,46943	-117,92577	-48,13894	-3,47137E-4	-3,63798E-12
22	02.03.14	61440	0,00684	52,93914	-4,73447E-7	26560,37406	48,53749	-118,43843	-138,28425	2, 16484E-4	3, 63798E-12
23	02.03.14	61440	0,00896	54,56134	-4, 83924E-7	26558,76859	109,43788	-160,70897	95,32062	-9, 53674E-7	-3, 63798E-12
24	02.03.14	61440	0,00194	54,87101	-4, 52492E-7	26559,33226	168,26748	12,55134	57,24976	-2, 38419E-5	0, 00000E0
25	02.03.14	61440	0,00325	55,89549	-4, 44634E-7	26559,61410	-131,39704	34,99525	-64,98542	1, 71661E-5	0, 00000E0
26	02.03.14	61440	0,02148	55,89206	-4, 67553E-7	26559,87580	114,40224	72,58392	91,24309	1, 50681E-4	-1, 09139E-11
27	02.03.14	61440	0,00087	55,13503	-4, 78685E-7	26559,69462	-71,32232	2,14045	169,67255	-2, 00272E-5	0, 00000E0
28	02.03.14	61440	0,01922	56,48738	-4, 40705E-7	26559,82044	-127,62474	-98,60451	-151,23642	3, 36647E-4	3, 63798E-12
29	02.03.14	61440	0,00167	55,48041	-4, 73447E-7	26560,46465	-68,22750	-56,42606	-33,83723	5, 14984E-4	3, 63798E-12
30											
31	02.03.14	61440	0,00819	56,10698	-4, 39395E-7	26561,06357	170,49906	-37,13308	-3,40954	3, 33786E-4	0, 00000E0
32	02.03.14	61440	0,01146	54,31826	-4, 62314E-7	26557,99859	53,70716	-10,18160	35,11052	-4, 76837E-4	7, 27596E-12

En la Tabla 3.1. se muestra un ejemplo de Almanaque GPS, cuya nomenclatura es:

- PRN Número satélite
- Fecha Base fecha (UTC)
- t Tiempo de referencia (seg), habitualmente toe
- e Excentricidad
- i Inclinación orbital (grados)
- $d\Omega/dt$ Velocidad de ascensión W (deg/seg)
- A Semieje longitudinal (km)
- $L\Omega$ Longitud del nodo ascendente (deg) en 00h.00min.00seg. fecha base
- ω Argumento de perigeo (deg)
- m Anomalía (deg)
- af_0 Corrección del reloj (seg)
- AF_1 Tasa de corrección del reloj af_0 (seg/seg)

3.2. Movimiento perturbado

La órbita Kepleriana es una órbita teórica, y los satélites en órbita no siguen estrictamente una órbita Kepleriana ya que sufren una serie de alteraciones producidas por las denominadas fuerzas perturbadoras, causadas principalmente por el campo gravitatorio terrestre, por efectos de la Luna y el Sol y por otros efectos atmosféricos.

Estas fuerzas perturbadoras se pueden clasificar u ordenar en:

Gravitacionales	{	<ul style="list-style-type: none"> No esfericidad de la Tierra Fuerzas gravitatorias Luna y Sol (mareas) Irregularidades y variación campo gravitatorio terrestre
No gravitacionales	{	<ul style="list-style-type: none"> Presión por radiación Rozamiento atmosférico Efectos relativistas...

Las fuerzas perturbadoras hacen que el satélite se desvíe de su órbita teórica, estas perturbaciones se traducen en aceleraciones que hacen que no se cumpla la ecuación fundamental del movimiento kepleriano. Pueden ser causadas por origen gravitacional y no gravitacional.

En primer lugar, la Tierra no es una esfera homogénea cuya masa se acumula en un punto, tiene una distribución de masas no homogénea, es achatada por los polos, no

tiene simetría de revolución y está afectada por estos efectos gravitacionales y atmosféricos. Esto hace que el movimiento de los satélites no siga una órbita plana, sigue una órbita Kepleriana singular conocida como elipse osculatriz instantánea.

Tabla 3.2. Fuerzas perturbadoras

Fuerzas perturbadoras	Aceleración m/s^2	Error en órbita 3 h.	Error en órbita 24 h
Campo gravitatorio Armónico $J_2 = C_{20}$	$5 \cdot 10^{-5}$	2000 m	10000 m
Atracción gravit. Lunar	$5 \cdot 10^{-6}$	5-75 m	3000 m
Atracción gravit. Solar	$2 \cdot 10^{-6}$	5-150 m	1500 m
Gravitatorio otros armónicos	$3 \cdot 10^{-7}$	5-10 m	200 m
Efectos mareas	10^{-9}	-	0.3 m
Presión solar	10^{-7}	5-10 m	2 m

La perturbación causada por la no esfericidad de la Tierra, es causada por la irregularidad del campo gravitatorio terrestre, motivada por el abultamiento ecuatorial y el achatamiento polar. Esta perturbación genera un ligero giro en la línea de nodos, así como una variación del argumento del perigeo. El efecto de achatamiento terrestre sobre el potencial gravitatorio, es el que genera mayor perturbación, del orden de 1000 veces mayor que cualquiera del resto de efectos.

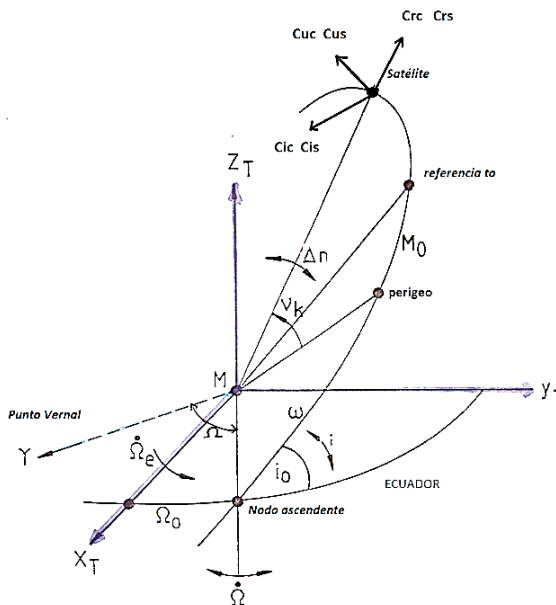


Figura 3.4 Parámetros orbitales y perturbaciones

La presencia de terceros cuerpos como la Luna y el Sol, también produce efectos de atracción gravitatoria, un primer efecto directo de atracción y un segundo efecto producido por el fenómeno de las mareas, tanto terrestres como oceánicas. El efecto de atracción, aunque la Luna está muy cerca frente a la distancia al Sol, la diferencia de masas hace que el efecto lunar sea tan sólo el doble que el solar. La Luna produce sobre los satélites una aceleración media de $5 \cdot 10^{-6} \text{ m/s}^2$ y el Sol $2 \cdot 10^{-6} \text{ m/s}^2$.

El efecto de las mareas terrestres y oceánicas también produce cambios en el campo gravitatorio y éste a la vez en el movimiento de los satélites, en las órbitas. En el caso de GPS las mareas terrestres producen una aceleración de $2 \cdot 10^{-9} \text{ m/s}^2$ y las oceánicas es de $5 \cdot 10^{-10} \text{ m/s}^2$.

El resto de efectos perturbadores para los satélites GPS son de menor importancia, sólo la presión solar podría ser recordada, que produce una fuerza dirigida según la dirección Sol-satélite, con una magnitud perturbadora del orden de 10^{-7} m/s^2 . En la Figura 3.4. se muestran geoméricamente los parámetros orbitales y las perturbaciones y en la Tabla 3.2. se ofrece un resumen de la magnitud y errores de estas fuerzas.

Por lo tanto la expresión general de la órbita será:

$$(a, e, i, \Omega, \varpi, nt)(t) = (a, e, i, \Omega, \varpi, nt)(t_0) + (\Delta a, \Delta e, \Delta i, \Delta \Omega, \Delta \varpi, \Delta nt)(t - t_0)$$

Tabla 3.3. Parámetros orbitales

PARÁMETRO	
AODE	Antigüedad de las efemérides
t_{oc}	Época de referencia de las efemérides
$\sqrt{a}, e, M_0, \omega_0, i_0, l_0$	Parámetros keplerianos en la época t_{oc}
t_0	Época de referencia del reloj del satélite
Δn	Incremento de la velocidad angular media del satélite
i'	Variación con respecto al tiempo del ángulo de inclinación
Ω'	Variación de la ascensión recta del nodo ascendente con respecto al tiempo
C_{uc}, C_{us}	Coefficientes de corrección armónicas del argumento del perigeo
C_{rc}, C_{rs}	Coefficientes de corrección armónicas de la distancia geocéntrica
C_{ic}, C_{is}	Coefficientes de corrección armónicas de la inclinación

De acuerdo a estas perturbaciones se generan los términos de corrección que se acompañan en el mensaje de navegación para calcular las efemérides radiodifundidas.

3.3. Efemérides radiodifundidas o transmitidas

Las efemérides radiodifundidas **Broadcast Ephemeris** del sistema GPS son datos que nos sirven para determinar la posición del satélite en la órbita, y los datos para su cálculo vienen en el mensaje de navegación, consisten en 16-20 elementos que se actualizan generalmente cada dos horas. Están basadas en datos de observaciones de pseudodistancia tomadas en las estaciones de control del sistema y calculadas, son inyectadas al satélite. Al ser enviadas en tiempo real por los satélites son obligatoriamente predicciones de los parámetros reales.

Los parámetros que se difunden en el mensaje de navegación son:

- Seis elementos keplerianos, que definen la Órbita kepleriana del satélite correspondiente al tiempo de referencia $(a, e, i, \Omega, \omega, nt)(t)$
- Nueve parámetros que permiten calcular las perturbaciones a medida que nos alejamos del tiempo de referencia de las efemérides. $(\Delta n, i', \Omega', C_{uc}, C_{us}, C_{rc}, C_{rs}, C_{ic}, C_{is})$
- Cinco parámetros de tiempo $(t_e, t_o, a_0, a_1, a_2)$ Se requieren además dos parámetros adicionales que se definen como parte del sistema WGS-84, estos son: la constante gravitacional (GM_T) , siendo G la constante de gravitación universal y M_T la masa de la Tierra y la velocidad angular de rotación de la Tierra $w = 7292115 * 10^{-11} \text{ rad/s}$.

Transmitidas las efemérides el receptor o programa de cálculo determina los parámetros keplerianos instantáneos asociado a la época de observación y se obtienen las coordenadas del satélite asociada al plano orbital, y luego estas son transformadas al sistema de referencia cartesiano geocéntrico

En la Tabla 3.4. Se enumeran y describen los parámetros contenidos en el mensaje de navegación.

El software del receptor GPS decodifica el mensaje de navegación y calcula la posición instantánea del satélite GPS en cualquier instante de observación. La formulación seguida para su cálculo se describe a continuación.

Elementos keplerianos y parámetros del movimiento perturbado:

- Semieje mayor de la elipse $a = (\sqrt{a})^2$
- Velocidad angular de giro del satélite $n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$

- Constante gravitacional terrestre para WGS-84 o Kepler

$$\mu = GM = 3.986004418 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$$
- Tiempo que se quiere calcular efemérides o coordenadas t
- Tiempo transcurrido desde la época de referencia desde las efemérides t_{0e}

$$t_k = t - t_{0e}$$

Si $t_k > 302400$ se le resta 604800
 Si $t_k < -302400$ se le suma 604800

- Velocidad angular corregida $n = n_0 + \Delta n$
- Anomalía media $M_k = M_0 + nt_k$
 $M_k = E_k - e \cdot \text{sen}E_k$
- Anomalía excéntrica E $E_k = M + e \cdot \text{sen}E_k$

(Ecuación de Kepler para la anomalía excéntrica, se obtiene E mediante un proceso iterativo, partiendo de E=M, y se resuelve con dos pasos, dada la pequeña excentricidad de la órbita $e \leq 0.001$)

$$E_0 = M \quad ; \quad E_i = M + e \cdot \text{sen} E_{i-1}$$

- Anomalía verdadera

$$\cos \vartheta_k = \frac{(\cos E_k - e)}{(1 - e \cdot \cos E_k)} \quad \text{sen} \vartheta_k = \frac{\sqrt{(1 - e^2)} \cdot \text{sen} E_k}{(1 - e \cdot \cos E_k)}$$

Con lo que se puede escribir, para la anomalía verdadera:

$$\vartheta_k = \arctan \left(\frac{\sqrt{1 - e^2} \cdot \text{sen} E_k}{(\cos E_k - e)} \right)$$

- Argumento de la latitud $\varnothing = \vartheta_k + \omega$
- Corrección del argumento de la latitud $\delta u_k = \text{sen} 2\varnothing + C_{uc} \cdot \cos 2\varnothing$
- Argumento de la latitud corregido $u_k = \varnothing + \delta u_k$
- Corrección del radio vector $\delta r_k = C_{rs} \cdot \text{sen} 2\varnothing + C_{rc} \cdot \cos 2\varnothing$
- Radio vector corregido $r_k = a(1 - e \cdot \cos E) + \delta r_k$
- Corrección de la inclinación $\delta i_k = C_{is} \cdot \text{sen} 2\varnothing + C_{ic} \cdot \cos 2\varnothing$
- Inclinación corregida $i_k = i_0 + \delta i_k + (i') \cdot t_k$
- Posición en el plano orbital $\begin{cases} x'_k = r_k \cdot \cos u_k \\ y'_k = r_k \cdot \text{sen} u_k \end{cases}$
- Longitud corregida del nodo ascendente $\Omega_k = \Omega_0 + (\Omega' - \Omega'_e) \cdot t_k - \Omega'_e \cdot t_{0e}$

- Velocidad de giro de la tierra para WGS-84 $\Omega'_e = 7.2921151467 \cdot 10^5 \text{ rad/s}$
- Coordenadas geocéntricas cartesianas del satélite y para cada época:

$$\begin{cases} X_k = x'_k \cdot \cos\Omega_k - y'_k \cdot \cos i_k \cdot \sin\Omega_k \\ Y_k = x'_k \cdot \sin\Omega_k + y'_k \cdot \cos i_k \cdot \cos\Omega_k \\ Z = y'_k \cdot \sin i_k \end{cases}$$

Tabla 3.4. Parámetros radiodifundidos en el mensaje

Parámetro	Unidad	Descripción
AODE	segundos	Antigüedad de la información de efemérides
C_{rs}	metros	Amplitud de la corrección armónica senoidal del radio orbital
Δn	Π radianes/s	Diferencia del movimiento medio
M₀	Π radianes	Anomalía media en el momento de referencia Toe
C_{uc}	Radianes	Amplitud de la corrección armónica cosenoidal del argumento de la latitud
e	Adimensional	Excentricidad
C_{us}	Radianes	Amplitud de la corrección armónica senoidal del argumento de la latitud
\sqrt{a}	Metros	Raíz cuadrada del semieje mayor
t_{0e}	Segundos	Tiempo de referencia de efemérides transmitidas, contado desde las 0.0.0 del domingo (valor máximo 604800 segundo= semana)
C_{ic}	Radianes	Amplitud de la corrección armónica cosenoidal del ángulo de inclinación
Ω_0	Π radianes	Ascensión recta en el momento de referencia
C_{is}	Π radianes	Amplitud de la corrección armónica senoidal del ángulo de inclinación
i₀	Π radianes	Angulo de inclinación en la época de referencia
C_{re}	metros	Amplitud de la corrección armónica cosenoidal del radio orbital
ω	Π radianes	Argumento del perigeo
Ω'	Π Radianes / s	Razón del cambio en la ascensión recta
i'	Π radianes / s	Razón del cambio en el ángulo de inclinación

3.4. Efemérides precisas

Las efemérides precisas son determinaciones orbitales XYZ de alta precisión realizadas por diferentes agencias o instituciones. Las efemérides precisas se transmiten ya en

coordenadas tridimensionales y las efemérides transmitidas son parámetros para calcular luego las coordenadas. En el caso de las precisas se emplean los datos de pseudodistancias y fase registrados por estaciones permanentes diseminadas por todo el mundo, de diferentes instituciones o agencias. El proceso es inverso al GPS, es decir se calculan las coordenadas de los satélites a partir de coordenadas muy precisas en Tierra.

Los ficheros con las efemérides son puestos a disposición pública a través de internet. El IGS distribuye tres tipos de efemérides precisas: ultrarrápidas, rápidas y finales.

Las efemérides precisas no se distribuyen en forma de parámetros orbitales como las emitidas, sino directamente como posiciones XYZ de los satélites en un sistema de referencia centrado y fijo a la tierra (ITRS) es el IGB08 y el error del reloj en microsegundos, cada 15 minutos. Los resultados de las efemérides transmitidas están referidos al WGS84. Existen varios formatos pero el estándar es el formato de texto SP3. En la Tabla 3.5 se puede ver una comparativa de precisiones entre efemérides precisas y radiodifundidas.

Tabla 3.5. Precisiones de las efemérides

EFEMÉRIDES	PRECISIÓN	COMENTARIOS
Radiodifundidas	1-2 m	Incluso mejor
Precisas	0.05-0.20 m	Depende del retraso

Los organismos más importantes para la determinación y distribución de efemérides precisas son:

- International GNSS Service (IGS) (Véase Figura 3.7.)
 - <http://igs.cb.jpl.nasa.gov/components/data.html>
- Center of Orbit Determination for Europe (CODE)
 - <ftp://ftp.unibe.ch/aiub/CODE>
- National Geodetic Survey (NGS) (Véase Figura 3.7.)
 - <http://www.ngs.noaa.gov/orbits/>

La Figura 3.6. muestra la cabecera de la página web del IGS de donde se pueden descargar los datos de las efemérides precisas, y cuya ruta es: <http://igs.cb.jpl.nasa.gov/components/data.html>



Figura 3.6. Cabecera de la web del IGS

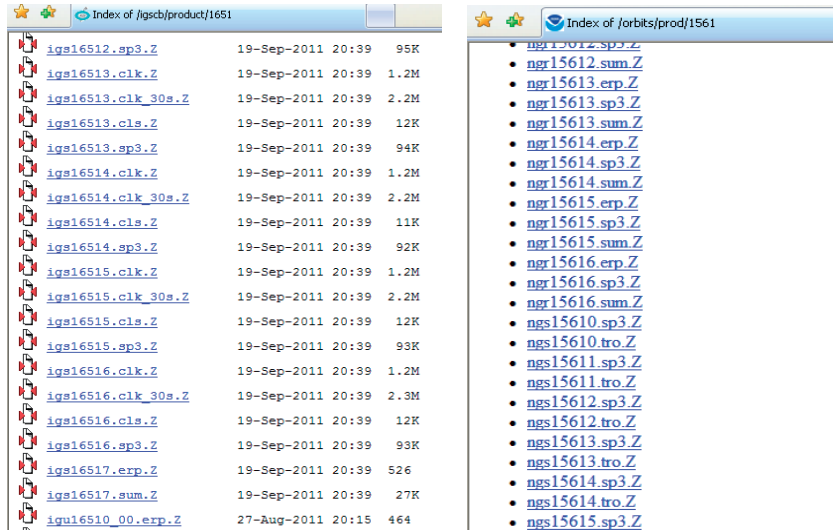


Figura 3.7. Páginas de descarga del IGS y del NGS

Las efemérides tienen su propio DNI para identificarlas claramente. La Convención de nomenclatura para órbitas precisas son las siguientes:

Cuando se trata de rápidas o finales: **sssnnnx.aaa.Zs**

- **sss** - igs, igr (institución que ha calculado las coordenadas), la última s, puede ser otra de acuerdo al tipo de solución (s, final, r rápida, u ultrarrápida)
- **nnnn** – semana GPS desde el inicio o fecha de contador 0, la semana 0001 es 6-12 de enero de 1986
- **x** - día de la semana (0 es domingo y 6 sábado, 7 para ficheros semanales)
- **aaa** - indica que es fichero sp3 = órbita, otras extensiones: clk, cls, erp, sum
- **Z** - archivo comprimido (se descomprime, por ejemplo, con winzip)

Por ejemplo igs11961.sp3

Institución: IGS

Precisión: Finales

Semana GPS: 1196

Día de la semana: 1 lunes

Para órbitas ultrarrápidas: **sssnnnxHR.aaa.Z**

- **sss** – igu
- **nnnn** – semana GPS

- **x** - día de la semana
- **HR** – Hora de inicio (00,06,12,18)
- **aaa** - sp3 = órbita, otras extensiones son clk, cls, erp, suma
- **Z** – archivo comprimido (se descomprime, por ejemplo, con winzip)

Tabla 3.6. Precisión y tipo de ambigüedades

Efemérides disponibles	Dato	Precisión	Antigüedad	Actualización	Periodo
Transmitidas	Órbitas	~ 100 cm	Tiempo real	--	Diario
	Relojes	~ 5 ns RMS ~2.5 ns SDev			
Ultrarrápidas predicción	Órbitas	~ 5 cm	Tiempo real	En 03, 09, 15, 21 UTC	15 min
	Relojes	~ 3 ns RMS ~1.5 ns SDev			
Ultrarrápidas observadas	Órbitas	~ 3 cm	3 - 9 horas	En 03, 09, 15, 21 UTC	15 min
	Relojes	ps ~ 150 RMS ~ 50 ps SDev			
Rápida	Órbitas	~2.5 cm	17 - 41 horas	A las 17 UTC diario	15 min
	Relojes	~ 75 ps RMS ~ 25 ps SDev			5 min
Final	Órbitas	~2.5 cm	12 - 18 días	Todos los jueves	15 min
	Relojes	~ 75 ps RMS ~ 20 ps SDev			Sat:30s STN.: 5 min

3.5. Ejercicio Órbitas

Calcular las coordenadas de los satélites 12, 21 y 30, para las observaciones de código recibidas en el receptor a las 0:00:00 del día 6 de febrero de 2014, estación VALE (4º de la semana GPS 1778)

```
14 2 6 0 0 0.0000000 0 16G12G21G30G25G14G29G02G31R24R17R23R15
                                R13R12R14E12
125685404.879 7 97936895.497 6                                23917052.840 (C1)23917049.300
23917048.700 (P2) 47.450 41.750
119748246.604 7 93310378.01646                                22787300.480 (C1)
22787295.480 (P2) 47.800 39.450
116288945.184 8 90614771.156 7                                22129040.480 (C1)22129036.900
22129036.220 (P2) 49.950 45.650
111278759.257 8 86710846.666 8 83097958.586 8 21175579.920 21175578.460
21175577.580 50.000 48.100
125735922.675 7 97976048.53245                                23926745.460
23926742.220 44.500 35.600
```

El RINEX de navegación, 6 de febrero de 2014, estación VALE:

```
2.10 N: GPS NAV DATA RINEX VERSION / TYPE
teqc 2011Oct11 20140207 02:24:18UTC PGM / RUN BY / DATE
Linux 2.4.21-27.ELsmp|Opteron|gcc -static|Linux x86_64|=+ COMMENT
teqc 2011Oct11 IGN-E (SPG) 20140207 02:24:14UTC COMMENT
                                END OF HEADER
...
12 14 2 6 0 0 0.0 1.846654340625D-04 2.273736754432D-12 0.000000000000D+00
8.300000000000D+01-1.518750000000D+01 3.813016125065D-09 2.424978186029D+00
-9.220093488693D-07 4.819055786356D-03 8.910894393921D-06 5.153685827255D+03
3.456000000000D+05-1.192092895508D-07-1.753140012838D+00-1.862645149231D-08
9.864158451165D-01 2.208750000000D+02 3.356327335477D-01-7.698535142708D-09
6.071681352138D-11 1.000000000000D+00 1.778000000000D+03 0.000000000000D+00
2.000000000000D+00 0.000000000000D+00-1.210719347000D-08 8.300000000000D+01
3.456000000000D+05
...
21 14 2 6 0 0 0.0-3.423551097512D-04-2.160049916711D-12 0.000000000000D+00
2.800000000000D+01-4.887500000000D+01 5.157357652052D-09 1.931508341887D+00
-2.849847078323D-06 2.107032097410D-02 8.076429367065D-06 5.153565000534D+03
```



```

3.456000000000D+05-2.048909664154D-07 2.991892571306D-01-4.861503839493D-07
9.324488820216D-01 2.112500000000D+02-2.065532351405D+00-8.277130092438D-09
-1.342913141800D-10 1.000000000000D+00 1.778000000000D+03 0.000000000000D+00
2.000000000000D+00 0.000000000000D+00-1.117587089539D-08 2.800000000000D+01
3.456000000000D+05
...
30 14 2 6 0 0 0.0-1.540612429380D-04 6.821210263297D-13 0.000000000000D+00
6.400000000000D+01-2.059375000000D+01 5.301649341760D-09 2.515785150950D-01
-9.201467037201D-07 6.577094784006D-03 9.177252650261D-06 5.153761695862D+03
3.456000000000D+05-2.048909664154D-08-1.776504066822D+00 7.636845111847D-08
9.799634825440D-01 2.089062500000D+02 8.385763781178D-01-7.975689442219D-09
1.000041629368D-11 1.000000000000D+00 1.778000000000D+03 0.000000000000D+00
2.800000000000D+00 1.000000000000D+00-1.909211277962D-08 6.400000000000D+01
3.456000000000D+05

```

El t_{oe} tiempo de referencia de las efemérides viene dado en segundos GPS de referencia de la semana GPS. Corresponde a la tercera línea, primera columna: segundo 345600, que se corresponde con las 0:00:00 horas del 20 de junio de 2013 (las efemérides predicen la posición que tendrá el satélite a esa hora).

Se piden las coordenadas a las 0:00:00 del 4º día de la semana GPS 1778, que es el dato que nos ofrece el RINEX de navegación (subrayado). Se pide la posición de los SVs 12, 21 y 30 justo en el TOE.

La pseudodistancia del SV 12 es de 23917048.700 metros. Si dividimos su valor por la velocidad de la luz (299792458 m/s) tenemos el tiempo que ha tardado la señal en viajar, 0.07977868709426 segundos. Por tanto, el intervalo de tiempo desde T_{OE} será -0.07978 segundos (t_k).

La pseudodistancia del SV 21 es de 22787295.480 metros. Si dividimos su valor por la velocidad de la luz (299792458 m/s) tenemos el tiempo que ha tardado la señal en viajar, 0.07601023598799 segundos. Por tanto, el intervalo de tiempo desde T_{OE} será -0.07601 segundos (t_k).

La pseudodistancia del SV 30 es de 22129036.220 metros. Si dividimos su valor por la velocidad de la luz (299792458 m/s) tenemos el tiempo que ha tardado la señal en viajar, 0.07381451944331 segundos. Por tanto, el intervalo de tiempo desde T_{OE} será -0.07381 segundos (t_k).

Vamos a extraer los datos del RINEX de navegación para el satélite 12:

```

12 14 2 6 0 0 0.0 1.846654340625D-04 2.273736754432D-12 0.000000000000D+00
Satélite fecha hora estado reloj a0 a1 a2
8.300000000000D+01-1.518750000000D+01 3.813016125065D-09 2.424978186029D+00
 IODE Crs metros Δn rad/s M0 rad
-9.220093488693D-07 4.819055786356D-03 8.910894393921D-06 5.153685827255D+03
 Cuc rad e Cus rad root a m
3.456000000000D+05-1.192092895508D-07-1.753140012838D+00-1.862645149231D-08
 tOE sg semana Cic rad Ω0 rad Cis rad
9.864158451165D-01 2.208750000000D+02 3.356327335477D-01-7.698535142708D-09
 i0 rad Ccr m ω rad Ḡ rad/s
6.071681352138D-11 1.000000000000D+00 1.778000000000D+03 0.000000000000D+00
 i' rad/s Códigos en L2 Semana GPS L2 P data flag (0=OK)
2.000000000000D+00 0.000000000000D+00-1.210719347000D-08 8.300000000000D+01
 Prec. efem. (m) Salud del Sat. TGD (seg) IODC
3.456000000000D+05

```

TOC - Hora de transmisión del mensaje (segundos de la semana GPS, suele coincidir con el toe)

En este caso, igual que el TOE.

Con lo que los datos necesarios quedarán:

- SVprn = 12
- Coeficiente del polinomio de corrección del estado del reloj

$$a_2 = 0.00000000000000$$
- Anomalía media de la época TOE

$$M_0 = 2.424978186029$$
- Raíz cuadrada del semieje mayor de la órbita

$$\sqrt{a} = 5153.685827255$$
- Variación del movimiento medio

$$\Delta n = 0.000000003813016125065$$
- Excentricidad de la órbita

$$e = 0.004819055786356$$

- Argumento del perigeo (rad)
 $\omega = 0.3356327335477$
- Coeficiente del término coseno de corrección al Argumento de la latitud, perigeo (rad)
 $C_{uc} = -0.0000009220093488693$
- Coeficiente del término seno de corrección al Argumento de la latitud, perigeo (rad)
 $C_{us} = 0.000008910894393921$
- Coeficiente del término coseno de corrección al radio orbital (metros)
 $C_{cr} = 220.8750000000$
- Coeficiente del término seno de corrección al radio orbital (metros)
 $C_{rs} = -15.18750000000$
- Inclinação de la órbita en la época T_{OE} (rad)
 $i_0 = 0.9864158451165$
- Variación de la inclinación (rad/seg)
 $i' = 0.00000000006071681352138$
- Coeficiente del término coseno de corrección a inclinación (rad)
 $C_{ic} = -0.0000001192092895508$
- Coeficiente del término seno de corrección a la inclinación (rad)
 $C_{is} = -0.00000001862645149231$
- Longitud del nodo en la época t_0
 $\Omega_0 = -1.753140012838$
- Variación de la ascensión recta (rad/seg)
 $\Omega' = \dot{\Omega} = -0.000000007698535142708$
 $T_{OE} = 345600.0000000$
- Coeficiente del polinomio de corrección del estado del reloj
 $a_0 = 0.0001846654340625$
- Coeficiente del polinomio de corrección estado del reloj
 $a_1 = 0.000000000002273736754432$

- Hora de transmisión del mensaje

$$T_{OC} = 345600.0000000$$

Veamos el proceso de cálculo:

- Semieje mayor

$$a = (\sqrt{a})^2 = 26560477.61$$

- Intervalo desde toe

$$t_k = t - t_{oe} = -0.08452$$

- Movimiento medio calculado

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} = 0.000145853$$

- Movimiento medio corregido

$$n = n_0 + \Delta n = 0.000145857$$

- Anomalía media

$$M = M_0 + nt_k = 2.424965858$$

$$M = E - e \cdot \text{sen}E$$

- Anomalía excéntrica E (Se obtiene E mediante un proceso iterativo, partiendo de E=M)

$$E = M + e \cdot \text{sen}E = 2.428119755$$

- Anomalía verdadera

$$\vartheta_k = \arctan\left(\frac{\sqrt{1-e^2} \cdot \text{sen}E}{(\text{cos}E - e)}\right) = -0.710324722$$

$$\emptyset = \vartheta_k + \omega = -0.374691989$$

- Argumento de la latitud corregido

$$u = \emptyset + C_{us} \cdot \text{sen}2\emptyset + C_{uc} \cdot \text{cos}2\emptyset = -0.374698734$$

- Radio vector

$$r = A(1 - e \cdot \text{cos}E) + C_{rs} \cdot \text{sen}2\emptyset + C_{rc} \cdot \text{cos}2\emptyset = 26657426.93$$

- Inclinación

$$i = i_0 + (i) \cdot t_k + C_{is} \cdot \text{sen}2\emptyset + C_{ic} \cdot \text{cos}2\emptyset = 0.986415771$$

- Longitud del nodo ascendente corregida

$$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e) \cdot t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe} = -26.9546838$$

$$\begin{cases} x_1 = r \cdot \cos u = 24807879.34 \\ y_1 = r \cdot \sin u = -9756409.849 \end{cases}$$

- Coordenadas

$$\begin{cases} X = x_1 \cdot \cos \Omega - y_1 \cos i \cdot \sin \Omega = -11378702.26 \\ Y = x_1 \cdot \sin \Omega + y_1 \cos i \cdot \cos \Omega = -22691996.7 \\ Z = y_1 \cdot \sin i = -8137372.488 \end{cases}$$

Vamos a extraer los datos del RINEX de navegación para el satélite 21:

```
21 14 2 6 0 0 0.0-3.423551097512D-04-2.160049916711D-12 0.000000000000D+00
                                a0                                a1                                a2
2.800000000000D+01-4.887500000000D+01 5.157357652052D-09 1.931508341887D+00
                                IODE                                Crs                                Δn                                M0
-2.849847078323D-06 2.107032097410D-02 8.076429367065D-06 5.153565000534D+03
                                Cuc                                e                                Cus                                root a
3.456000000000D+05-2.048909664154D-07 2.991892571306D-01-4.861503839493D-07
                                TOE                                Cic                                Ω0                                Cis
9.324488820216D-01 2.112500000000D+02-2.065532351405D+00-8.277130092438D-09
                                i0                                Ccr                                ω                                Ḡ
-1.342913141800D-10 1.000000000000D+00 1.778000000000D+03 0.000000000000D+00
                                i                                Códigos en L2  Semana GPS  L2 P data flag (0=OK)
2.000000000000D+00 0.000000000000D+00-1.117587089539D-08 2.800000000000D+01
                                Prec. efem. (m) Salud del Sat.  TGD (seg)                                IODC
3.456000000000D+05
```

TOC - Hora de transmisión del mensaje (segundos de la semana GPS)

En este caso, igual que el TOE.

Con lo que los datos necesarios quedarán:

- $SV_{prn} = 21$
- Coeficiente del polinomio de corrección del estado del reloj
 $a_2 = 0.000000000000000$
- Anomalía media de la época TOE
 $M_0 = 1.931508341887$
- Raíz cuadrada del semieje mayor de la órbita
 $\sqrt{a} = 5153.565000534$
- Variación del movimiento medio
 $\Delta n = 0.000000005157357652052$
- Excentricidad de la órbita
 $e = 0.02107032097410$
- Argumento del perigeo (rad)
 $\omega = -2.065532351405$
- Coeficiente del término coseno de corrección al Argumento de la latitud, perigeo (rad)
 $C_{uc} = -0.000002849847078323$
- Coeficiente del término seno de corrección al Argumento de la latitud, perigeo (rad)
 $C_{us} = 0.000008076429367065$
- Coeficiente del término coseno de corrección al radio orbital (metros)
 $C_{cr} = 211.2500000000$
- Coeficiente del término seno de corrección al radio orbital (metros)
 $C_{rs} = -48.87500000000$
- Inclinação de la órbita en la época T_{OE} (rad)
 $i_0 = 0.9324488820216$

- Variación de la inclinación (rad/seg)

$$i' = -0.0000000001342913141800$$
- Coeficiente del término coseno de corrección a inclinación (rad)

$$C_{ic} = -0.0000002048909664154$$
- Coeficiente del término seno de corrección a la inclinación (rad)

$$C_{is} = -0.0000004861503839493$$
- Longitud del nodo en la época t_0

$$\Omega_0 = -0.2991892571306$$
- Variación de la ascensión recta (rad/seg)

$$\Omega' = \dot{\Omega} = -0.000000008277130092438$$

$$T_{OE} = 345600.0000000$$
- Coeficiente del polinomio de corrección del estado del reloj

$$a_0 = -0.0003423551097512$$
- Coeficiente del polinomio de corrección estado del reloj

$$a_1 = -0.000000000002160049916711$$
- Hora de transmisión del mensaje

$$T_{OC} = 345600.0000000$$

Veamos el proceso de cálculo:

- Semieje mayor

$$a = (\sqrt{a})^2 = 26559232.21$$

- Intervalo desde t_{oe}

$$t_k = t - t_{oe} = -0.08452$$

- Movimiento medio calculado

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} = 0.000145863$$

- Movimiento medio corregido

$$n = n_0 + \Delta n = 0.000145868$$

- Anomalía media

$$M = M_0 + nt_k = 1.931496013$$

$$M = E - e \cdot \text{sen}E$$

- Anomalía excéntrica E (Se obtiene E mediante un proceso iterativo, partiendo de E=M)

$$E = M + e \cdot \text{sen}E = 1.951061204$$

- Anomalía verdadera

$$\vartheta_k = \arctan\left(\frac{\sqrt{1-e^2} \cdot \text{sen}E}{(\text{cos}E - e)}\right) = -1.171040928$$

$$\emptyset = \vartheta_k + \omega = -3.236573279$$

- Argumento de la latitud corregido

$$u = \emptyset + C_{us} \cdot \text{sen}2\emptyset + C_{uc} \cdot \text{cos}2\emptyset = -3.236577603$$

- Radio vector

$$r = A(1 - e \cdot \text{cos}E) + C_{rs} \cdot \text{sen}2\emptyset + C_{rc} \cdot \text{cos}2\emptyset = 26767157.92$$

- Inclinación

$$i = i_0 + (i) \cdot t_k + C_{is} \cdot \text{sen}2\emptyset + C_{ic} \cdot \text{cos}2\emptyset = 0.932448773$$

- Longitud del nodo ascentente corregida

$$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e) \cdot t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe} = -25.50073304$$

$$\begin{cases} x_1 = r \cdot \text{cos}u = -26646500.14 \\ y_1 = r \cdot \text{sen}u = 2538655.765 \end{cases}$$

- Coordenadas

$$\begin{cases} X = x_1 \cdot \text{cos}\Omega - y_1 \text{cos}i \cdot \text{sen}\Omega = -24318376.32 \\ Y = x_1 \cdot \text{sen}\Omega + y_1 \text{cos}i \cdot \text{cos}\Omega = 10997309.89 \\ Z = y_1 \cdot \text{sen}i = 2038747.468 \end{cases}$$

Vamos a extraer los datos del RINEX de navegación para el satélite 30:

```

30 14 2 6 0 0 0 0-1.540612429380D-04 6.821210263297D-13 0.000000000000D+00
                                     a0                               a1                               a2
6.400000000000D+01-2.059375000000D+01 5.301649341760D-09 2.515785150950D-01
      IODE                               Crs                               Δn                               M0
-9.201467037201D-07 6.577094784006D-03 9.177252650261D-06 5.153761695862D+03
      Cuc                               e                               Cus                               root a
3.456000000000D+05-2.048909664154D-08-1.776504066822D+00 7.636845111847D-08
      TOE                               Cic                               Ω0                               Cis
9.799634825440D-01 2.089062500000D+02 8.385763781178D-01-7.975689442219D-09
      i0                               Cer                               ω                               Ω̇
1.000041629368D-11 1.000000000000D+00 1.778000000000D+03 0.000000000000D+00
      i           Códigos en L2   Semana GPS   L2 P data flag (0=OK)
2.800000000000D+00 1.000000000000D+00-1.909211277962D-08 6.400000000000D+01
      Prec. efem. (m) Salud del Sat.   TGD (seg)                               IODC
3.456000000000D+05
TOC - Hora de transmisión del mensaje (segundos de la semana GPS)

```

En este caso, igual que el TOE.

Con lo que los datos necesarios quedarán:

- SVprn = 30
- Coeficiente del polinomio de corrección del estado del reloj

$$a_2 = 0.00000000000000$$
- Anomalía media de la época TOE

$$M_0 = 0.2515785150950$$
- Raíz cuadrada del semieje mayor de la órbita

$$\sqrt{a} = 5153.761695862$$
- Variación del movimiento medio

$$\Delta n = 0.000000005301649341760$$
- Excentricidad de la órbita

$$e = 0.006577094784006$$
- Argumento del perigeo (rad)

$$\omega = 0.8385763781178$$

- Coeficiente del término coseno de corrección al Argumento de la latitud, perigeo (rad)

$$C_{uc} = -0.0000009201467037201$$

- Coeficiente del término seno de corrección al Argumento de la latitud, perigeo (rad)

$$C_{us} = 0.000009177252650261$$

- Coeficiente del término coseno de corrección al radio orbital (metros)

$$C_{cr} = 208.9062500000$$

- Coeficiente del término seno de corrección al radio orbital (metros)

$$C_{rs} = -20.59375000000$$

- Inclinación de la órbita en la época T_{OE} (rad)

$$i_0 = 0.9799634825440$$

- Variación de la inclinación (rad/seg)

$$i' = 0.00000000001000041629368$$

- Coeficiente del término coseno de corrección a inclinación (rad)

$$C_{ic} = -0.00000002048909664154$$

- Coeficiente del término seno de corrección a la inclinación (rad)

$$C_{is} = 0.00000007636845111847$$

- Longitud del nodo en la época t_0

$$\Omega_0 = -1.776504066822$$

- Variación de la ascensión recta (rad/seg)

$$\Omega' = \dot{\Omega} = -0.000000007975689442219$$

$$T_{OE} = 345600.0000000$$

- Coeficiente del polinomio de corrección del estado del reloj

$$a_0 = -0.0001540612429380$$

- Coeficiente del polinomio de corrección estado del reloj

$$a_1 = 0.00000000000006821210263297$$

- Hora de transmisión del mensaje

$$T_{OC} = 345600.0000000$$

Veamos el proceso de cálculo:

- Semieje mayor

$$a = (\sqrt{a})^2 = 26561259.62$$

- Intervalo desde Toe

$$t_k = t - t_{oe} = -0.08452$$

- Movimiento medio calculado

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} = 0.000145846$$

- Movimiento medio corregido

$$n = n_0 + \Delta n = 0.000145852$$

- Anomalía media

$$M = M_0 + nt_k = 0.251566188$$

$$M = E - e \cdot \text{sen}E$$

- Anomalía excéntrica E (Se obtiene E mediante un proceso iterativo, partiendo de E=M)

$$E = M + e \cdot \text{sen}E = 0.253213859$$

- Anomalía verdadera

$$\vartheta_k = \arctan\left(\frac{\sqrt{1-e^2} \cdot \text{sen}E}{(\text{cos}E - e)}\right) = 0.254866811$$

$$\emptyset = \vartheta_k + \omega = 1.093443189$$

- Argumento de la latitud corregido

$$u = \emptyset + C_{us} \cdot \text{sen}2\emptyset + C_{uc} \cdot \text{cos}2\emptyset = 1.093451211$$

- Radio vector

$$r = A(1 - e \cdot \text{cos}E) + C_{rs} \cdot \text{sen}2\emptyset + C_{rc} \cdot \text{cos}2\emptyset = 26391996.82$$

- Inclinación

$$i = i_0 + (i) \cdot t_k + C_{is} \cdot \text{sen}2\emptyset + C_{ic} \cdot \text{cos}2\emptyset = 0.979963557$$

- Longitud del nodo ascendente corregida

$$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e) \cdot t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe} = -26.97804785$$

$$\begin{cases} x_1 = r \cdot \cos u = 12125081.98 \\ y_1 = r \cdot \operatorname{sen} u = 23441840.44 \end{cases}$$

- Coordenadas

$$\begin{cases} X = x_1 \cdot \cos \Omega - y_1 \operatorname{cosen} \Omega \cdot \operatorname{sen} \Omega = 9282599.588 \\ Y = x_1 \cdot \operatorname{sen} \Omega + y_1 \operatorname{cosen} \Omega \cdot \cos \Omega = -15210893.58 \\ Z = y_1 \cdot \operatorname{sen} \Omega = 19467910.97 \end{cases}$$

Y las coordenadas de los tres satélites y las distancias:

SV 12

$$\begin{cases} X = x_1 \cdot \cos \Omega - y_1 \operatorname{cosen} \Omega \cdot \operatorname{sen} \Omega = -11378702.26 \\ Y = x_1 \cdot \operatorname{sen} \Omega + y_1 \operatorname{cosen} \Omega \cdot \cos \Omega = -22691996.7 \\ Z = y_1 \cdot \operatorname{sen} \Omega = -8137372.488 \end{cases}$$

Pseudodistancia = 23917048.700

SV 21

$$\begin{cases} X = x_1 \cdot \cos \Omega - y_1 \operatorname{cosen} \Omega \cdot \operatorname{sen} \Omega = -24318376.32 \\ Y = x_1 \cdot \operatorname{sen} \Omega + y_1 \operatorname{cosen} \Omega \cdot \cos \Omega = 10997309.89 \\ Z = y_1 \cdot \operatorname{sen} \Omega = 2038747.468 \end{cases}$$

Pseudodistancia = 22787295.480

SV 30

$$\begin{cases} X = x_1 \cdot \cos \Omega - y_1 \operatorname{cosen} \Omega \cdot \operatorname{sen} \Omega = 9282599.588 \\ Y = x_1 \cdot \operatorname{sen} \Omega + y_1 \operatorname{cosen} \Omega \cdot \cos \Omega = -15210893.58 \\ Z = y_1 \cdot \operatorname{sen} \Omega = 19467910.97 \end{cases}$$

Pseudodistancia = 22129036,220

$$D_{P-12}^2 = (X_{12} - X_P)^2 + (Y_{12} - Y_P)^2 + (Z_{12} - Z_P)^2$$

$$D_{P-21}^2 = (X_{21} - X_P)^2 + (Y_{21} - Y_P)^2 + (Z_{21} - Z_P)^2$$

$$D_{P-30}^2 = (X_{30} - X_P)^2 + (Y_{30} - Y_P)^2 + (Z_{30} - Z_P)^2$$

3.6. Bibliografía

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). GNSS. Editorial Springer Wien New York.

Seeber, G. (2003). Satellite Geodesy. Editorial Walter de Gruyter. Berlin. New York.

Navipedia.net

Capítulo 4

GNSS. Sistema Global de Navegación por Satélite

4.1. Introducción

El término de GNSS (Global Navigation Satellite System) es el nombre genérico que engloba a los Sistemas de Navegación por Satélite que proporcionan un posicionamiento geoespacial con cobertura global, tanto de forma autónoma, como con sistemas de aumentación. El primer sistema operativo fue el americano, conocido como GPS, término que define el posicionamiento global, por ello a pesar de desarrollarse otros sistemas en la cultura social es un término tan extendido que se confunde con el término GNSS, cuyo significado viene más asociado a un sistema de navegación.

En 1983 dos cazas soviéticos derribaron un Boeing de la Korean Airlines que por un error en el posicionamiento invadió el espacio aéreo ruso, este fue el último incidente grave de la guerra fría que sucedió por un fallo de geolocalización, a partir de este momento los sistemas de navegación por satélite fueron un proyecto fundamental del gobierno americano.

A lo largo del texto se utiliza habitualmente el término GPS, fundamentalmente porque las frecuencias y señal que se trata es la del GPS, pero los conceptos y algoritmos pueden utilizarse en cualquiera de los sistemas GNSS de navegación y posicionamiento, no en los sistemas de aumentación.

El sistema GNSS engloba a sistemas de navegación GPS, GLONASS,...y a otros que mejoran su precisión llamados sistemas de aumentación.

En el año 2014 GPS y GLONASS son los únicos sistemas globales plenamente operativos, en breve se sumará de forma parcial el sistema chino, COMPASS o BEIDOU

BD2, y otros sistemas como GALILEO posiblemente en 2016, y se están desarrollando sistemas regionales, además de los sistemas de aumentación operativos WAAS, EGNOS, SMSAS, y otros en desarrollo.

En 1957 los soviéticos pusieron en el espacio el satélite Sputnik, y poco tardaron los científicos en darse cuenta de que las transmisiones de radio procedentes de un satélite en órbita conocida podían indicar la posición de un receptor en la Tierra. El primer método se basó en el efecto Doppler y así la armada americana en los años setenta, estableció el primer sistema de posicionamiento por satélite, el sistema Transit.

La decisión más importante a la hora de diseñar el sistema GNSS ha sido establecer la altura, porque de acuerdo a ésta se necesita una determinada potencia de señal, una banda de frecuencias, una señal concreta y un número muy variable de satélites. Por varias razones se acordó que la altura debía ser de orbitas medias. La órbita baja, que necesita poca potencia, necesitaría cientos de satélites para dar cobertura, y la órbita geostacionaria o geosíncrona (a 36000 km) necesitaría pocos satélites, pero señales muy potentes y difíciles de gestionar. Una altura media alrededor de 21000 km, tan sólo necesita 21 satélites para tener una cobertura mundial.

Los sistemas de posicionamiento por satélite permiten determinar coordenadas geográficas de un punto y de tiempo con gran exactitud en cualquier parte del mundo, las 24 horas del día y en todas las situaciones climatológicas.

La cobertura global se logra mediante constelaciones nominales de unos 24-27 satélites, ubicados en diferentes planos orbitales (3 o 6), elípticos, con inclinaciones respecto al plano ecuatorial que van entre los 55° y los 65°, a una altura que oscila entre los 19100 y los 28000 km (órbitas MEO), lo que supone períodos orbitales de unas 12 horas.

A nivel general, con aplicaciones en ciencias de la Tierra, las constelaciones de los satélites se ordenan en tres niveles, de acuerdo a la altura sobre la Tierra:

4.1.1. Satélites Geostacionarios (GEO Geostationary Earth Orbit)

En una órbita circular ecuatorial de altitud 35848 km. Centenares de satélites de comunicación están situados a esta altura y describen órbitas circulares sobre la línea ecuatorial. A esta distancia el satélite da una vuelta a la Tierra cada 24 horas permaneciendo estático para un observador situado sobre la superficie terrestre. Por tal razón son llamados geostacionarios. En este grupo se encuentran los **satélites de aumentación**, como Inmarsat, para gestionar la corrección diferencial de EGNOS, WASS

4.1.2. Satélites de Órbita Media (MEO Mean Earth Orbit)

De 10 a 21 satélites son necesarios para cubrir toda la Tierra. A este grupo pertenecen todos los **satélites GNSS** (altura entre 19180 y 28000 km).

4.1.3. Satélites de Órbita Baja (LEO Low Earth Orbit)

Altitud alrededor de 800 km. Dedicados fundamentalmente a observación, gravimetría, altimetría de satélites GRACE GOCE, JASON SPOT.

4.2. El desarrollo de los sistemas GNSS

La Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) inició a principios de 1990 una serie de actividades encaminadas a definir el “sistema de navegación aérea del futuro”, cuya base serían los sistemas GNSS, los cuales permitirían a las aeronaves recibir en cualquier parte del globo información navegacional básica procedente directamente de los satélites. La aplicabilidad potencial de estos sistemas, unida a las grandes ventajas que pueden proporcionar, han hecho que la OACI haya establecido una hoja de ruta en la que se pretende establecer una sinergia operativa entre los diferentes sistemas. La navegación por satélite en 2014 se encuentra tal como se indica en la Tabla 4.1.

Tabla 4.1. Situación de la navegación por satélite en 2014

Posicionamiento y navegación Operacional.	Globales: GPS GLONASS BEIDOU O COMPAS DORIS
Posicionamiento y navegación Desarrollo	Globales: GALILEO Regionales: IRNSS QZSS
Aumentación/diferencial Operacional	SBAS : EGNOS WAAS MSAS, SDCM GBAS: LAAS, pseudolites
Sistema GNSS Diferencial	DGNSS, Omnistar, Starfix, Starfire , Veripos
Aumentación Desarrollo	GACAN JPALS SACSA....

En la Figura 4.1. se puede ver gráficamente la evolución prevista del número de satélites disponibles de cada constelación. En la Figura 4.2. se muestra la diferencia de disponibilidad de satélites con el uso de la constelación GPS o multiconstelación.

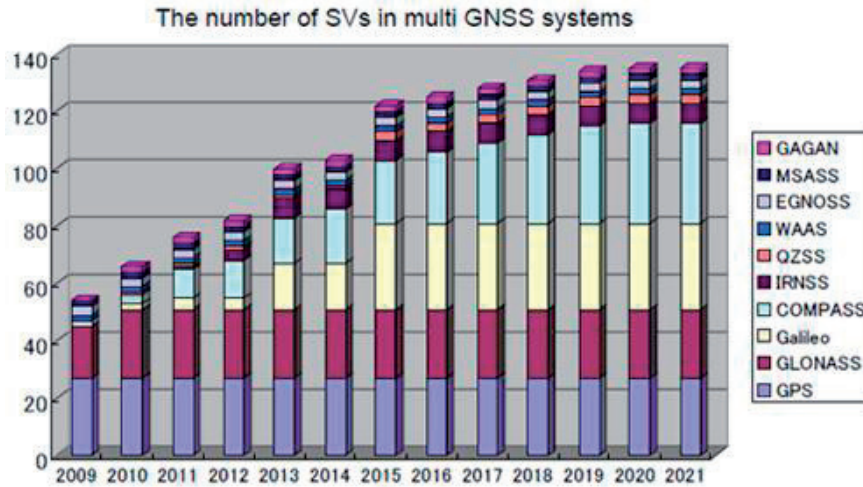


Figura 4.1. Número de satélites.

Fuente: "Asia Oceanía es el escaparate de la Nueva Era GNSS", Presentado en la reunión del quinto usuario QZSS (Kogure, Satoshi Sr., 10 de marzo de 2010)

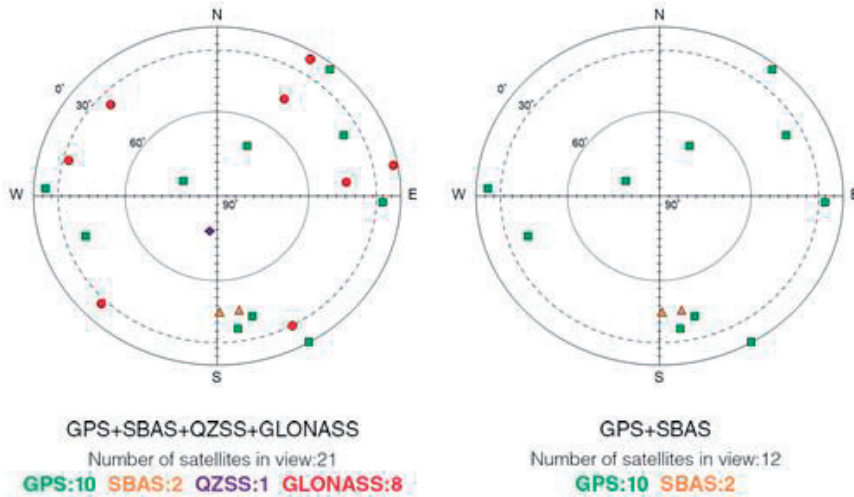


Figura 4.2. La comparación del número de satélites visibles adquiridos 2013 (Izquierda: Multi-receptor GNSS FURUNO, Derecha: Receptor GPS)

Se distinguen varias etapas en esa hoja de ruta seguida por la OACI consistente en la implantación de los sistemas GNSS:

4.2.1. Fase o situación de partida

Basada en los sistemas GPS y GLONASS, los cuales había sido diseñados en la década de 1970 para satisfacer los requisitos de defensa de sus respectivos países. Actualmente están abiertos al uso civil.

4.2.2. Fase GNSS-1 (2002-2015)

Sistema de navegación por satélite que utiliza los actuales sistemas GPS y GLONASS complementados con una serie de sistemas de aumentación que elevan sus prestaciones en un ámbito regional. Estos sistemas de aumentación pueden ser equipos embarcados en aeronaves (ABAS), estaciones en Tierra (GBAS) o satélites geoestacionarios que se mantienen en la vertical de un punto (SBAS). Fase de desarrollo de los sistemas GALILEO y Beidou, lanzamiento primeros satélites y validación del sistema.

Entre los desarrollos de GNSS-1, decir que con los sistemas regionales de aumentación con satélites geoestacionarios, cuyo uso conjunto e interoperable proporciona un aumento de las prestaciones del GPS y del GLONASS en sus respectivos ámbitos regionales, se consiguen unos niveles de calidades de servicio adecuadas y necesarias para su uso en navegación. Dichos sistemas se denominan Wide Area Augmentation System (WAAS) en USA, European Geostationary Navigation Overlay System (EGNOS) en Europa y Multifunctional Satellite Augmentation System (MSAS) en Japón.

4.2.3. Fase GNSS-2 (a partir del 2015)

Futuro sistema de navegación por satélite con cobertura mundial, el cual será controlado por organizaciones civiles de carácter supranacional. Época multiconstelación y multiseñal, donde ya estarán operativos los sistemas Beidou y GALILEO, con mayor cantidad de señales, más potentes y seguras, garantizando servicios de posicionamiento de precisión en tiempo real, aplicación para aproximación y aterrizaje en aeronaves y otros fines militares y de salvamento.

Esta fase está conformada, en principio, por el sistema GALILEO, el COMPASS chino, el QZSS japonés, el IRNSS indio y las actualizaciones de GPS y GLONASS. La fecha de comienzo de esta etapa es un tanto arbitraria ya que depende, entre otros factores, del grado de cumplimiento de los plazos previstos para la puesta en funcionamiento de algunos de los nuevos sistemas GNSS, tales como GALILEO, Beidou se espera que definitivamente sean operativos en 2015 después de múltiples retrasos.

4.3. Mercado de Negocio GNSS

El informe sobre el mercado GNSS presentado en el año 2012, basado en el posicionamiento y navegación supone un enorme potencial económico, que penetra en todos los campos profesionales, sin duda alguna el de menor negocio es el de Geodesia y

Topografía, pero en éste se ha constituido como la herramienta fundamental para su trabajo.

Según datos de la Comisión Europea se estima que entre el 6 y 7 por ciento del PIB de la UE depende de GNSS, una cantidad que equivale a unos 800000 millones de euros. Se estima que hoy hay **más 2000 millones de receptores de navegación por satélite** en todo el mundo y la cifra se estima superará a los 6000 millones en 2022 (Fuente: GNSS Market Report GSA, issue 3, October 2013).

La primera empresa que empezó a comercializar receptores GPS navegadores fue Garmin y en el año 2000 vendía 3 millones de receptores al año, en estos momentos se vende un navegador cada segundo.

La Navegación por satélite (junto con la observación de la Tierra) es probablemente el sector espacial con mayor potencial de crecimiento tanto en términos de sistemas en desarrollo (upstream) como de posibilidades de negocio en el desarrollo de aplicaciones (downstream) (Javier Ventura. ESA (European Space Agency), Valencia 2013).

Actualmente hay cuatro sistemas globales activos o en desarrollo (GPS, GLONASS, GALILEO y COMPASS) y un buen número de sistemas regionales. Todos estos sistemas son o serán operacionales durante esta década.

Europa, a través de sus sistemas EGNOS y GALILEO ha hecho una apuesta decidida por este sector y por favorecer sus aplicaciones y servicios asociados. Las perspectivas de mercado GNSS son extraordinarias. Más del 95% del mercado está concentrado en servicios basados en la localización (LBS, Location Based Services), integrado en móviles y en el transporte de automóvil. Otros sectores importantes son la agricultura, aplicaciones marítimas, transporte ferroviarios, aviación, energía y las aplicaciones científicas.

En la Figura 4.3. se muestra un esquema del mercado GNSS. Se puede resumir su negocio en los siguientes segmentos:

- Rutas: los sistemas de PND (Portable Navigation Device) y en el vehículo, la navegación de apoyo y otras aplicaciones ITS (Intelligent Transportation Systems).
- Servicio basado en Localización LBS: GNSS compatibles con teléfonos móviles y servicios.
- Aviación: Los dispositivos de GNSS para aplicaciones comerciales, regionales, generales y de negocio de la aviación.
- Agricultura: la orientación del tractor, la tecnología de tasa variable VRT (Variable-Rate Technology) y de dirección automática.
- Marítima: la flota mercante y las aplicaciones de los GNSS en el mar abierto.
- Surveying: Geodesia y Topografía, la Tierra y levantamientos hidrográficos.

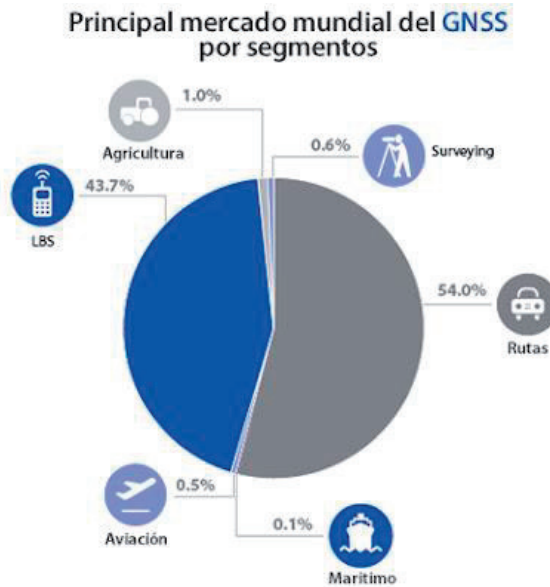


Figura 4.3. Mercado GNSS

4.4. Principio básico del posicionamiento con GNSS

Conocidas las posiciones con gran precisión de los satélites en el espacio (Efemérides), para obtener la posición del receptor (x,y,z) bastará con medir las distancias entre satélite y receptor, como se muestra en la Figura 4.4.

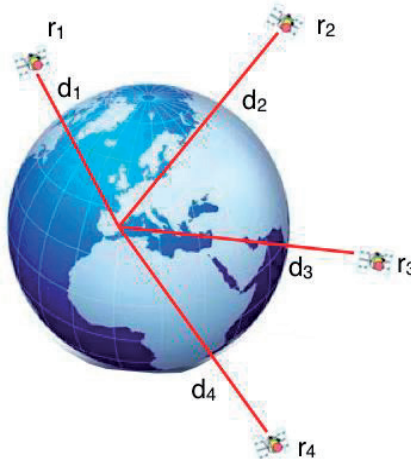


Figura 4.4 Medición GPS

El observable o medición es la distancia entre satélite y receptor y se basa en la propagación de las ondas electromagnéticas. Las señales se propagan en el vacío a la velocidad de la luz, aproximadamente de 300000 km/s y la distancia sería $d = v \cdot t$, este método se denomina cálculo por pseudodistancia. No es fácil determinar con precisión el tiempo de recorrido de la señal, y debe hacerse, ya que la velocidad de propagación de la señal es de 300000 km/s, una ligera imprecisión en el tiempo provoca errores muy grandes, por ello para mediciones geodésicas se utiliza otro método basado en la medida de fase. Un error de sincronización de 1 ms supone un error en distancia de 300 km, una millonésima de segundo provoca un error de 300 m en posición.

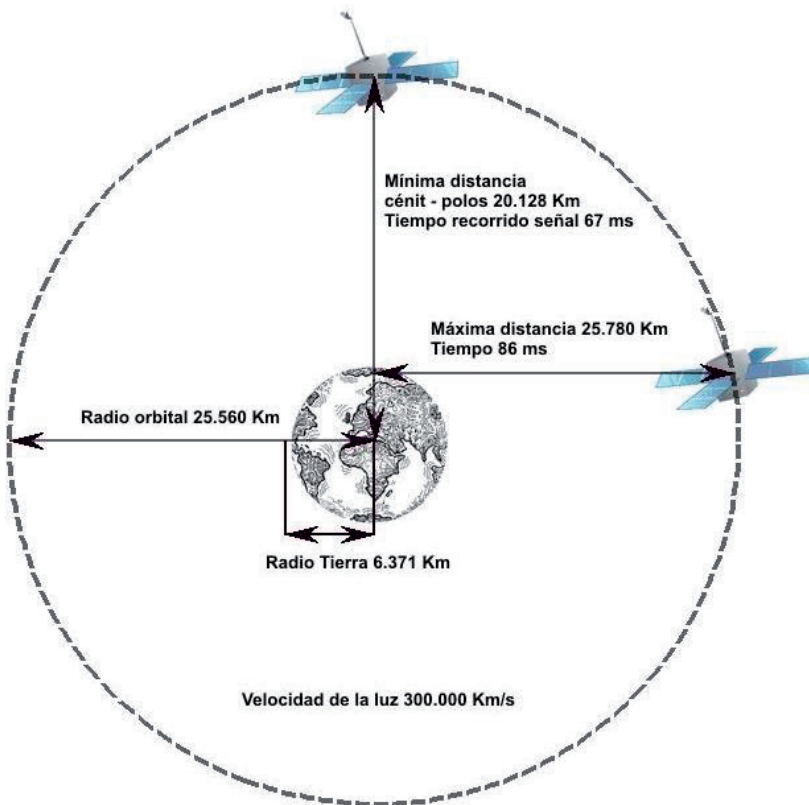


Figura 4.5. Órbita GPS

Para poder trabajar en esta idea se requiere de sistemas de medición de tiempos muy precisos y por ello se utilizan en los satélites relojes u osciladores atómicos muy precisos, con una estabilidad del orden de 10^{-13} - 10^{-14} s/día. En el caso de los receptores, se utilizan relojes de cuarzo de 10^{-9} . Este inconveniente se supera sincronizando tiempos.

En el caso de los satélites GPS, el tiempo que tarda en llegar la señal oscila entre 67 y 86 milisegundos, ya que la distancia del satélite con la Tierra es, en el caso de situarse en el cenit, de 20180 km, y en el caso más alejado 25780 km, como se puede ver en la Figura 4.5.

La trayectoria de los satélites en el espacio se pueden saber por su almanaque (parámetros de su órbita, en el caso de GPS su validez es aproximadamente de seis meses) o sus coordenadas en dicha trayectoria por sus efemérides (parámetros que definen su verdadera posición). Las efemérides podrán ser transmitidas en el mensaje de navegación en tiempo real, o calculadas con más precisión a posteriori, efemérides precisas. Véase el capítulo 3.

4.4.1. Medición en código

En el sistema GNSS existen diferentes formas de medir la distancia y por ello el posicionamiento: por efecto Doppler, por medio del código y por medio de la fase.

En el caso de código se determina el tiempo transcurrido entre emisión de señal por el satélite y recepción en el receptor

$$D = v \cdot t$$

Para calcular el tiempo de viaje de la señal, el satélite emite una determinada marca de tiempo, y el receptor repite simultáneamente dicha marca de forma que, cuando le llega la señal que ha emitido el satélite, las compara y determina el tiempo Δt que ha tardado en recibirla.

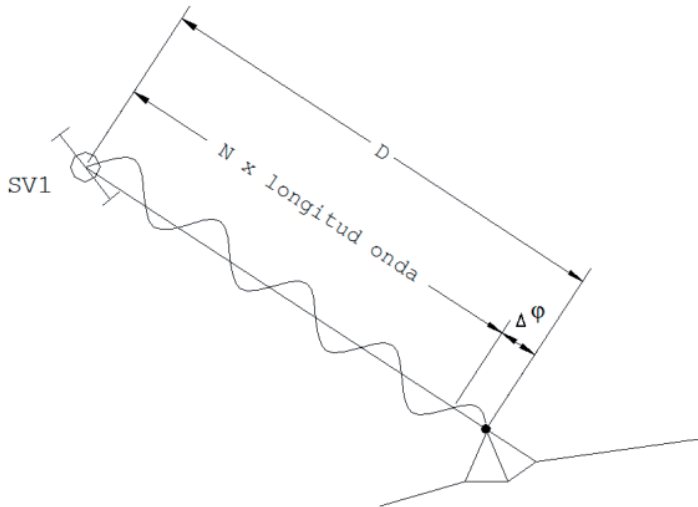


Figura 4.6. Medición de la distancia por fase

4.4.2. *Medición en fase*

La medida de distancia puede calcularse, midiendo el número entero N de longitudes de onda λ y la parte no entera φ , como se muestra en la Figura 4.6. Esta idea tan sencilla no es fácil de llevar a cabo dada la dificultad de determinar N , y a este problema se le llama la determinación de ambigüedades.

$$D = \lambda \cdot (N + \varphi)$$

4.4.3. *Medición de velocidad*

El cálculo de velocidad de desplazamiento se puede hacer de varias maneras, una de ellas está basada en el efecto Doppler, es decir apoyado en el desfase de la frecuencia de las señales recibidas en función de la velocidad relativa del receptor con el satélite. Son valores frecuentes de una precisión de 1 km/h en el 50% de los casos, y de 2 km/h en el 99% de los casos.

4.4.4. *Errores en el sistema y la corrección diferencial*

La señal que emiten los satélites, señales electromagnéticas en su recorrido desde el satélite al receptor en Tierra, sufre errores en su propagación, fundamentalmente por efectos atmosféricos, y en especial la propagación ionosférica, así como otros propios funcionamiento del sistema, por ello el posicionamiento absoluto en tiempo real no puede garantizar un buen posicionamiento métrico, por ello para obtener mayor precisión requiere un tratamiento a posteriori del observable, o trabajar en tiempo real con correcciones diferenciales, o con técnicas PPP.

Existen diversas metodologías que permiten calcular en tiempo real ese error, y transmitir la corrección para su anulación. A esta infraestructura y algoritmos adicionales para emitir la corrección se engloban en los llamados sistemas de aumentación y sistema GPS diferencial.

Generalmente está constituido por una infraestructura en Tierra, formada por estaciones permanentes GNSS, que forma el sistema de aumentación o de corrección diferencial, y un sistema de cálculo de correcciones y emisión de esas correcciones (vía satélites geostacionarios, radiofaros telefonía móvil o Internet).

Se entiende por estación permanente, a un punto de coordenadas conocidas con precisión, donde se ha estacionado un receptor GNSS, está en observación continua y sus observables se ponen a disposición del usuario.

Los errores más importantes se producen en la propagación de la señal, por el efecto atmosférico, ya que en los primeros 1000 km desde Tierra la atmósfera está dividida en dos grandes capas que tienen efectos importantes en la propagación de la señal, que no se comporta como en el vacío, estas capas son la ionosfera, y la troposfera. El retardo troposférico se puede modelar y se anula gran parte de él, el retardo ionosférico se

puede anular si se utilizan dos frecuencias, o se pueden utilizar modelos de correcciones ionosféricas.

4.4.5. Descripción de un sistema GNSS

Teniendo en cuenta la estructura de los sistemas GNSS, distinguimos tres segmentos o sectores claramente diferenciados:

- El segmento espacial, que contiene a los satélites emisores de señales.
- El segmento de control, que gobierna el sistema.
- El segmento usuario, que incluye a los diferentes tipos de receptores.

Segmento espacial: compuesto por los satélites que forman el sistema tanto de navegación como de comunicación, así como las diferentes señales que envían y reciben cada uno de los receptores.

Segmento de control: formado por estaciones centrales de seguimiento que controlan los satélites. Es el encargado de controlar y corregir las órbitas de los satélites del sector espacial, así como las de sus relojes u osciladores.

La información obtenida de este seguimiento es enviada a una denominada "Estación principal", en la que se calculan las órbitas futuras de los satélites como una función del tiempo. Los cálculos realizados y las correcciones de los relojes de los satélites están introducidos en el mensaje de navegación.

Segmento de usuarios: Constituido por todos los equipos utilizados para la recepción de las señales emitidas por los satélites y empleados para el posicionamiento, ya sea estático o cinemático, navegación o para la determinación del tiempo con precisión.

4.5. Constelación NAVSTAR – Sistema GPS

El sistema de posicionamiento global (GPS) (Véase la Figura 4.7.), **NAVSTAR (Navigation System with Timing and Ranging)** fue desarrollado en 1973 por el Ministerio de Defensa de los Estados Unidos "DoD" en colaboración con otros organismos Defense Mapping Agency, actualmente Agencia Nacional Geoespacial (NGA) para proporcionar señales de posicionamiento, navegación e información de tiempos, tanto para uso militar como civil de todo el mundo. Tiene sus inicios en los años 60.

El gobierno de los Estados Unidos a través de tres organizaciones gubernamentales: el Departamento de Defensa (DOD), la NASA y el Departamento de Transporte (DOT), inició los primeros estudios y el desarrollo de un sistema satelital para posicionamiento en tres dimensiones.

En el año 1964 se puso en funcionamiento el sistema Transit para fines civiles, sistema abandonado definitivamente en la década de los 90. Paralelo al sistema Transit, la Fuerza Aérea desarrolló conceptualmente el sistema de posicionamiento satelital Sys-

tem 621B en el que se propuso el uso del PRN (pseudorandom noise) modulado con las señales digitales para realizar mediciones.

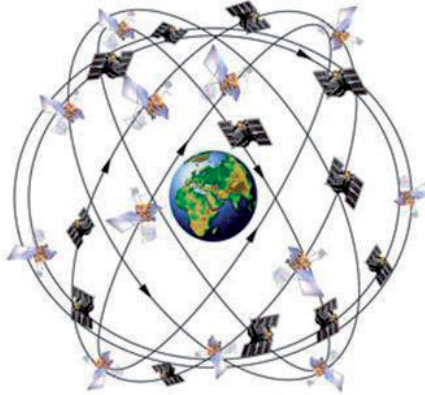


Figura 4.7. Constelación NAVSTAR

El sistema TRANSIT estaba constituido por una constelación de seis satélites en órbita polar baja, a una altura de 1074 km. Esta situación limitaba el acceso a la información o cobertura satelital a acceder cada 1.5 horas, y exigía un seguimiento de unos 15 minutos para dar posición, su precisión rondaba alrededor de 250 metros. El sucesor de Transit fue el satélite Timation en 1967.

El GPS se desarrolló rápidamente para fines militares con un total de 11 satélites “Block I” lanzados entre 1978 y 1985.

A través del grupo de trabajo Navigation Satellite Executive Steering Group de la Oficina de la Secretaría de Defensa se creó el programa **NAVSTAR (Navigation System with Timing and Ranging)** GPS, Con los receptores adecuados, el sistema proporciona mediciones precisas y continuas de posicionamiento en tres dimensiones a nivel global.

Se pueden establecer tres segmentos, e incluso un cuarto por las técnicas desarrolladas en los últimos años, estos son:

- Segmento espacial, NAVSTAR-GPS, es la constelación de satélites GPS
- Segmento control, lo forman las instalaciones en Tierra necesarias para dar soporte a la constelación GPS.
- Segmento usuario

Se podría definir un cuarto segmento, vinculado a toda la infraestructura vinculada a los sistemas de aumentación o diferencial, constituida por la red de estaciones permanentes en Tierra, y los satélites de aumentación o de corrección diferencial.

4.5.1. Segmento espacial

El segmento espacial está formado por una constelación mínima de 21 satélites y nominal **de 24 satélites**. La situación real, debido a una mayor duración de funcionamiento que el previsto, es que el número de satélites activos es del orden de 30 / 31, esto supone que en cualquier punto de la Tierra y momento del día, se dispone entre 5 y 11 satélites visibles en geometría favorable.

El tiempo máximo de observación de un satélite es de 4 horas y 15 minutos, con una altura de horizonte de 15°, y unas 5 horas de visibilidad.

La constelación NAVSTAR GPS se dio por completada el 8 de diciembre de 1993, con capacidad para el servicio de posicionamiento estándar SPS.

Características de la constelación:

- Constelación nominal **de 24 satélites** ubicados en **6 planos orbitales** geocéntricos denominados con las letras A, B, C, D, E y F. Debido a su mayor duración de vida prevista el número de satélites ronda alrededor de 31.
- El período orbital de los satélites es 1h 58m, la mitad de un día sidéreo.
- Cada plano orbital contiene 4 satélites.
- Las órbitas son casi circulares con un radio desde el centro de masa de la Tierra, de unos 26560 km. **Es decir a unos 20180 km de altura** sobre la superficie terrestre (10.988 millas náuticas, milla náutica 1851 m). Excentricidad inferior a 0.02. A una velocidad lineal de unos 4 km/s.
- Estos planos orbitales tienen una separación de 60° medidos a lo largo del ecuador con una inclinación con respecto al plano ecuatorial de 55°.
- Estos satélites tienen unas antenas emisoras de señal que trabajan en la banda L del espectro, y una antena emisora receptora para su control desde Tierra, que trabaja en la banda S.

Los satélites se componen de:

- **Paneles solares.** Cada satélite está equipado con paneles solares. Estos paneles capturan energía del Sol, que proporciona la energía para el satélite durante toda su vida, son acumuladores de níquel cadmio. Los paneles solares son realmente los principales indicadores de la vida útil del satélite.
- **Componentes externos tales como antenas.** Banda L para envío de señal, y banda S para recepción de mensajes desde el centro de control. El exterior del satélite GPS tiene una variedad de antenas. Las señales generadas por el transmisor de radio se envían a los receptores GPS a través de las antenas de banda L. Otro componente es el transmisor de radio, que genera la señal. Cada uno de los satélites transmite su propio código único en la señal.

- **Componentes internos tales como relojes atómicos y transmisores de radio.** Cada satélite contiene cuatro relojes atómicos. Estos relojes son precisos a menos de una milmillonésima parte de un segundo o un nanosegundo. El oscilador genera una frecuencia fundamental, pero a su salida un sistema multiplicador genera y transmite varios tipos de frecuencia de onda portadora L1, L2, y L5. Actualmente son operativas la L1 y la L2. Los recientes planes de modernización incluyen otras señales. En la Tabla 4.1. se muestran las señales y los códigos en cada portadora.
- **Sistemas de control de posición, con estabilizadores.** Enfoque de diseño: 3 ejes de estabilizado, orientado a Tierra, señalando Sol-nadir.
- **Reflectores láser para seguimiento (SLR),** algunos satélites llevan este sistema añadido.

Tabla 4.1. Portadoras con sus frecuencias y códigos

Portadora	Frecuencia (Mhz)	Código
L1	1575.42	C/A P(Y) M
L2	1227.60	P(Y) M
L5	1176.45	I5 Q5

La vida útil de un satélite depende principalmente de:

- Envejecimiento o avería de los paneles solares.
- Falta de capacidad de los acumuladores.
- Averías no conmutables en los sistemas electrónicos.
- Agotamiento del combustible de maniobra y recuperación de órbita.

La constelación desarrollada desde 1978 ha tenido varias fases, y fue completada a 24 satélites a finales de 1993. Los satélites asociados a cada fase de desarrollo se denominan Bloque de satélites de cada etapa.

Tabla 4.2. Fases GPS, estado, número de satélites y fechas de lanzamiento

Generación	Fase I	Fase II	Fase III
Estado	No operativa	operativa	prevista
Satélites	11	60	>30
Año lanzamiento	1978-1985	1989-2012	2013

Desde sus inicios hasta hoy día tenemos los siguientes tipos de Bloques de satélites: Bloque I, Bloque II, Bloque IIA, Bloque IIR, Bloque IIR-M, Bloque IIF y Bloque III,

en la Tabla 4.2. se especifican los datos de cada fase y en la Tabla 4.3. las características de los satélites de los Bloques IIA/IIR/IIF.

Los primeros prototipos de satélites para la validación del funcionamiento del sistema GPS fueron los del **Bloque I**. Estos satélites diseñados para una duración media de 4.5 años con una capacidad de almacenamiento de los mensajes de navegación de 3.5 días y fueron lanzados entre los años 1978 y 1985.

Los satélites del **Bloque II** (satélites iniciales de producción) son los primeros en funcionar en plena capacidad del sistema GPS. El primero de estos satélites se lanzó en febrero de 1989 en la estación de la Fuerza Aérea de Cabo Cañaveral. En estos satélites se introdujeron dos errores intencionados: la disponibilidad selectiva (SA) y el Anti-Spoof (AS) para los distintos tipos de usuarios del segmento usuario, actualmente desactivados.

Los satélites del **Bloque IIA** (1990-1997) son muy similares a los del Bloque II con la diferencia de que tienen una mayor capacidad de memoria, con esta capacidad adicional los satélites pueden funcionar continuamente sin contacto con el segmento de control por un período de 6 meses. Se construyeron 19 satélites del Bloque IIA lanzados entre 1990 y 1997. La expectativa de vida de estos satélites es igual a los del Bloque II. Tanto los satélites del Bloque II como los del Bloque IIA contienen 4 relojes atómicos: dos de cesio (Cs) y dos de rubidio (Rb).

Los satélites del **Bloque IIR** (1997-2005) son satélites de reposición para los Bloques II/IIA desarrollado por Lockheed Maring. Estos satélites se diseñaron para proporcionar al menos 14 días de operación sin contacto con el segmento de control hasta los 180 días de operación cuando está en modo de navegación autónoma. Cada uno de estos satélites contiene 3 relojes atómicos de rubidio y con capacidad de SA y AS. La vida de diseño para estos satélites es de 7 u 8 años. El lanzamiento de estos satélites se inició en enero de 1997.

Los satélites del **Bloque IIR-M** (2005-2010) o satélites de reposición modernizados proporcionan dos nuevas señales de uso militar en L1 y L2, y una nueva señal civil en L2C. Además, transmite en frecuencia L5 y se incrementa la potencia en la banda L.

Satélites del **Bloque IIF**, desde el 2010, amplía las capacidades de la serie IIR(M) con la adición de una tercera señal civil en una frecuencia protegida para el transporte y seguridad de la vida. Duración prevista mínima de 12 años. La serie IIF mejorará la precisión, intensidad de la señal y calidad de GPS. Desarrollado por Boeing, la serie IIF incluye un total de 12 satélites. El primer satélite GPS IIF se inició el 27 de mayo de 2010 y entró en servicio el 26 de agosto de 2010. El satélite número 5 se lanzó el 20 de febrero de 2014.

Estos satélites dan mayor precisión de navegación por sus mejoras en los relojes, señal más robusta y otras mejoras que generaran la L5 y la L2C.

En la Figura 4.6. se muestran las características de los satélites de los bloques IIR-M y IIF. Señales clásicas: C/A L1, L1/2 AZ, nuevas señales civiles: L5I, L5Q y Múltiples señales de civiles y militares: L1M, L2M, L2C

BLOCK IIR-M SATELLITE CHARACTERISTICS (M de modernizado)

Heritage Signals: Same as Blocks II/IIA/IIR

Modernized Signals: **civil signal L2C**
codigo M en L1 & L2

First Launch: 26-9-2005 , el último de los 8 se lanzó el 17-8-09 con la **L5**

8 satelites Block IIRs will be modernized into IIR-Ms

Weight (in orbit):

Orbit altitude: 10,988 nautical miles

Power source: Solar panels generating 1136 watts

Launch vehicle: Delta II

Dimensions: wide, in diameter, high (wide including wingspan)

Design life: 10 years

IIR-20M y IIR-21 , emiten L5

BLOCK IIR-M

BLOCK IIF SATELLITE CHARACTERISTICS

Signals: All the capabilities of previous Blocks

Plus a 3rd civil signal on L5 (1776.45 Mhz)

First Launch: 2006

12-19 satellite production run

Weight (in orbit): 3439 pounds

Orbit altitude: 10,988 nautical miles

Power source: Gallium Arsenide solar panels generating up to 2900 watts (BOL) & 2400 watts (EOL)

Launch vehicle: EELV (Delta IV and Atlas V)

Dimensions: x (stowed) ft (wide including wingspan) x

Design life: 12 years

BLOCK IIF

Figura 4.6. Características de los satélites de los Bloques IIR-M y IIF

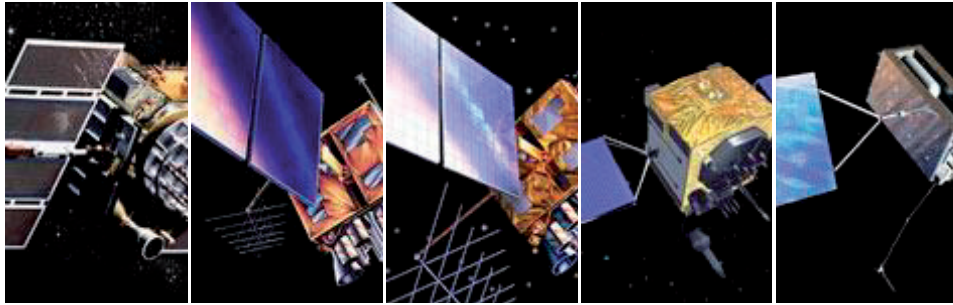
Los satélites del bloque III, en fase de desarrollo, mejorarán la precisión. Transmitirán señal L1C compatible con GALILEO y Múltiples señales civiles y militares: C/A L1 L1 AZ L1M, L1C, L2C, AZ L2, L2M, L5. Dispondrán de tres relojes de rubidio.

El primer satélite GPSIII con L1C se prevé que sea lanzado a lo largo del 2016. En la Figura 4.7. se muestra la evolución de los satélites GPS. Las señales L2C y L5 no serán operativas hasta que se emitan desde 18 o 24 satélites. En la Tabla 4.4. se muestra el estado de los satélites de los Bloques IIA/IIR/IIF.

Tabla 4.3. Satélites de los Bloques IIA/IIR/IIF

Plano	Ranura	PRN	NORAD	Tipo	Reloj	lanzamiento	Fecha de entrada
A	1	9	22700	II-A	Cs	26.06.93	20.07.93
	2	31	29486	IIR-M	Rb	25.09.06	13.10.06
	3	8	25030	II-A	Cs	06.11.97	18.12.97
	4	7	32711	IIR-M	Rb	15.03.08	24.03.08
	5	24	38833	II-F	Cs	04.10.12	14.11.12
B	1	16	27663	II-R	Rb	29.01.03	18.02.03
	2	25	36585	II-F	Rb	28.05.10	27.08.10
	3	28	26407	II-R	Rb	16.07.00	17.08.00
	4	12	29601	IIR-M	Rb	17.11.06	13.12.06
C	1	29	32384	IIR-M	Rb	20.12.07	02.01.08
	2	3	23833	II-A	Cs	28.03.96	09.04.96
	3	19	28190	II-R	Rb	20.03.04	05.04.04
	4	17	28874	IIR-M	Rb	26.09.05	13.11.05
	5	27	39166	II-F	Rb	15.05.13	21.06.13
	6	6	23027	II-A	Rb	10.03.94	28.03.94
D	1	2	28474	II-R	Rb	06.11.04	22.11.04
	2	1	37753	II-F	Rb	16.07.11	14.10.11
	3	21	27704	II-R	Rb	31.03.03	12.04.03
	4	4	22877	II-A	Rb	26.10.93	22.11.93
	5	11	25933	II-R	Rb	07.10.99	03.01.00
E	1	20	26360	II-R	Rb	11.05.00	01.06.00
	2	22	28129	II-R	Rb	21.12.03	12.01.04
	3	5	35752	IIR-M	Rb	17.08.09	27.08.09
	4	18	26690	II-R	Rb	30.01.01	15.02.01
	5	32	20959	II-A	Rb	26.11.90	10.12.90
	6	10	23953	II-A	Cs	16.07.96	15.08.96
F	1	14	26605	II-R	Rb	10.11.00	10.12.00
	2	15	32260	IIR-M	Rb	17.10.07	31.10.07
	3	13	24876	II-R		23.07.97	31.01.98
	4	23	28361	II-R		23.06.04	09.07.04
	5	26	22014	II-A		07.07.92	23.07.92

Satélites



Bloque IIA	Bloque IIR	Bloque IIR (M)	Bloque IIF	GPS III
8	12	7	4	
Operacional	Operacional	Operacional	Operacional	Producción
<ul style="list-style-type: none"> · Código (C / A) en L1 · P precisa (Y) de código en L1 y L2 frecuencias para los usuarios militares · 7,5 años de vida de diseño · Lanzado en 1990-1997 	<ul style="list-style-type: none"> · Código C / A en L1 · P (Y) de código en L1 y L2 · 7,5 años de vida de diseño · Lanzado en 1997-2004 	<ul style="list-style-type: none"> · Todas las señales · Segunda señal civil en L2 (L2C) · Nuevas señales del código M militares · 7,5 años de vida de diseño · Lanzado en 2005-2009 	<ul style="list-style-type: none"> · Todas las señales bloque IIR (M) · Tercera señal civil en la frecuencia L5 (L5) · Relojes atómicos avanzados 12 años de vida de diseño · Lanzado desde 2010 	<ul style="list-style-type: none"> · Todas las señales bloque IIF · Señal civil cuarto en L1 (L1C) · Fiabilidad de la señal mejorada, precisión e integridad · Satélites: 9 + reflectores láser 15 años de vida de diseño · Comienza lanzamiento en 2015

Figura 4.7. Evolución de los satélites GPS

La identificación de los satélites se lleva a cabo mediante varios criterios, siendo los más comunes los siguientes:

- Fundamentalmente en GPS los satélites se identifican por su PRN, que viene a ser una secuencia de códigos rotados entre sí 90° y grupos de secuencias binarias que presentan características de ruido aleatorio. Con el fin de evitar confusiones, en el mensaje de navegación se utiliza el número PRN.
- Por el número NAVSTAR o SVN (Space Vehicle Number), que hace referencia al orden de lanzamiento.
- Por la órbita y la posición en el plano orbital que ocupa en ella. De esta forma, cada órbita o plano orbital se identifica por una letra. Los planos orbitales están comprendidos entre la A y la F (6 en total), mientras que cada una de las posiciones de un satélite determinado en la órbita se identifica por un número, siendo las posibles posiciones del mismo en una órbita valores numéricos comprendidos entre el 1 y el 4.
- Por el número de catálogo NASA.
- Por la identificación internacional constituida por el año de lanzamiento, el número de lanzamiento en el año y una letra según el tipo.
- Por el número IRON (Integer Range Operation Number), que es un número aleatorio asignado por la NORAD Junta de defensa Aérea de los Estados Unidos y Canadá.

Tabla 4.4. Satélites de los Bloques IIA/IIR/IIF

Totales satélites en la constelación febrero 2014	32 SC
Operacional	30 SC
En fase de puesta en marcha	1 SC
En mantenimiento	1 SC
En fase de desmantelamiento	-

4.5.2. Segmento control

El Segmento Control lo forman las instalaciones en Tierra necesarias para dar soporte a la constelación GPS. Los elementos más importantes son la estación de control maestra, las estaciones de monitoreo de banda L y las antenas de banda S.

El Segmento Control gestiona y vigila la señal de banda L de navegación, actualiza los mensajes de navegación y resuelve las anomalías de los satélites. Además controla la salud de cada satélite, las tareas asociadas con maniobras para mantenimiento y recarga de baterías.

La función principal de la **Estación de Control Maestra** es la de generar y distribuir el mensaje de navegación. De forma más específica, la estación de control maestra realiza

las siguientes funciones: monitorear y dar mantenimiento al estado de los satélites, monitorear las órbitas de los satélites, estimar y predecir el reloj de los satélites y los parámetros de las efemérides, generar los mensajes de navegación del GPS, dar mantenimiento al servicio tiempo GPS y su sincronización con el UTC (USNO), monitorear la integridad del servicio de navegación, verificar y registrar los datos de navegación enviados a los usuarios del GPS, y comandar las maniobras para mantener la órbita GPS y para la reposición de satélites debido a fallos de alguno de los satélites.

La estación de control principal en Colorado Springs (Estados Unidos) es donde 2SOPS (Segundo Escuadrón de Operaciones Espaciales) realiza las funciones de control de segmentos primarios, proporcionando el mando y control de la constelación GPS. La MCS genera y carga mensajes de navegación y asegura la salud y la precisión de la constelación de satélites. Recibe información de navegación desde las estaciones de monitoreo, utiliza esta información para calcular la ubicación exacta de los satélites GPS en el espacio, y entonces carga estos datos a los satélites. Las señales de radio difundidas por los satélites GPS están sincronizadas con el reloj atómico de esta estación principal, que a su vez se coordina con el Observatorio Naval de los Estados Unidos (USNO).

Las estaciones reciben la señal GPS, que sirve para procesar las órbitas de los satélites y estado de los relojes. Como las órbitas se ven afectadas por perturbaciones gravitacionales y efectos de radiación solar entre otras, se deben corregir cada cierto intervalo de tiempo y enviar esta información a los satélites. Esto se realiza a través de las **antenas de Tierra** vía radio por la banda S.

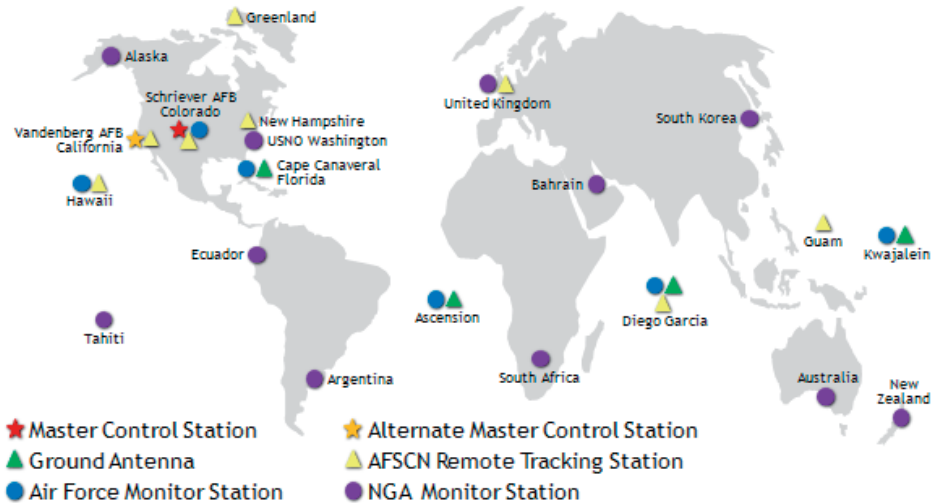


Figura 4.8. Red de Control y seguimiento GPS

El segmento de control operacional actual incluye una estación de control principal, una estación de control maestra suplente, 12 antenas de mando y control y 16 sitios de monitoreo, su situación se muestra en la Figura 4.8.

Con la modernización del sistema, se incorporaron seis nuevas MS (localizadas en Washington D.C. en EEUU, Buenos Aires en Argentina, Manama en Bahrein, Hermitage en Reino Unido, Quito en Ecuador y Adelaida en Australia) en el año 2005, pudiendo obtenerse así mejores datos y una nueva estrategia de envío/carga con un mayor índice de actualización de los datos de navegación a los satélites GPS (tres cargas al día para cada satélite). En el año 2006 se añadieron cinco estaciones monitoras (localizadas en Fairbanks en Alaska, Papeete en Tahití, Pretoria en Sudáfrica, Osan en Corea del Sur y Wellington en Nueva Zelanda). En la Tabla 4.5. se pueden ver las estaciones del segmento de control.

El OCS del GPS comprende por tanto una estación maestra de control (MCS), 6 monitoras (MS) y 4 estaciones de carga. Con la incorporación de la estaciones NGA, la red de monitorización se extendió a 12 estaciones en el año 2005, y de ahí a 17 en el 2008. Entre otras mejoras en los últimos años, dentro de este sector está la mejora del software de la MCS y la creación de una MCS alternativa en California.

Tabla 4.5. Estaciones del Segmento de Control

SEGMENTO CONTROL Y ESTACIONES		
Configuración inicial	1 MCS Master Control	Schriever Air Force Base AFB en Colorado
	1 alternativa	Vandenberg AFB. California
	4 Estaciones de Antenas	Cabo cañaveral Florida, Ascensión, Diego García, Kwajalein
A partir de 2005	Estaciones monitor	Hawái, Colorado, Florida, Ascensión, Diego García, Kwajalein
		Tahiti, Alaska, Ecuador, Argentina, USNO Washington, United Kingdom, Sudáfrica, Bahrain, Korea del Sur, Australia, Nueva Zelanda

También se podría hablar de un elemento de **Control Civil**, formado por todas aquellas instituciones y agencias de análisis de datos, que participan en calcular las efemérides precisas, los parámetros de correcciones atmosféricas, parámetros de rotación de la Tierra, estado de los relojes y sistemas de referencia, estamos hablando del IGS (Servicio Internacional GPS), del IERS y otras agencias proveedoras de productos o servicios GPS.

4.5.3. Segmento de usuario

Está constituido por todos los receptores GPS, desde el receptor más complejo en Geodesia hasta los chips instalados en un reloj o Smartphone cuya función principal es la

recepción de las señales emitidas por los satélites, las procesa para calcular su posición tridimensional y la hora exacta. El receptor obtiene las coordenadas en un sistema ECEF, y se refiere al sistema geodésico mundial WGS84. El receptor procesa automáticamente todas las conversiones entre ECEF (X,Y,Z) y coordenadas latitud, longitud, altitud, o entre diversos sistemas de referencia.

En el caso de receptores topo-geodésicos, los elementos principales son la antena- sensor con preamplificador, un microprocesador con programas base y de procesamiento de datos, un oscilador de precisión media, memoria de almacenamiento de datos, interfaz de usuario, y a veces sistemas de recepción de señal de telefonía o radio. Además de los elementos accesorios como puesta en estación, puertos, cableados y otros accesorios.

En la antena se transforma la señal radioeléctrica que capta de cada satélite en señal eléctrica, y viceversa. La posición calculada está referida al centro de fase de la antena que no coincide normalmente con el centro físico del receptor, por ello es importante la corrección al centro de fase de antena. En la antena se generan tantas señales como satélites estén recibiendo, por ello los receptores topo geodésicos tienen generalmente entre 90 y 120 canales, pero existen receptores para rastrear satélites con más de 400 canales, ya que además de los GNSS se complementan con los de aumentación.

4.5.4. *Servicios que presta GPS*

El sistema GPS proporciona 2 servicios, a los que se puede añadir otros dos, no gestionados por el sistema pero que son servicios al usuario, gestionados por instituciones públicas o privadas.

El Sistema gestiona:

- **SPS.** Servicio Estándar de Posicionamiento, en la frecuencia L1 con el código C/A.
- **PPS.** Servicio de Posicionamiento Preciso, en L1 y L2 con el código P. En principio reservado para el ejército americano, actualmente y salvo encriptamiento por el código Y, los usuarios pueden acceder.

Otras instituciones o agencias dan estos dos servicios:

- **PPP** Posicionamiento de Punto Preciso, es un servicio de posicionamiento mundial preciso, ya que requiere de la disponibilidad de la órbita precisa del satélite de referencia y productos de reloj en tiempo real a través de una red de estaciones de referencia GNSS distribuidas en todo el mundo. Está en fase de desarrollo.
- **GPS diferencial**, es una mejora a la información de la constelación, mediante el uso de una red de estaciones de referencia terrestre.

4.6. GLONASS. GLobal Orbiting Navigation Satellite System

El Sistema GLONASS (“Sistema Mundial de Navegación por Satélites”) es muy similar al GPS, su diferencia principal es que cada uno de los satélites emite en una frecuencia diferente, pero todos usan el mismo código, también utiliza un sistema propio de referencia terrestre PZ-90, y un sistema de tiempo atómico GLONASST y al igual que el Sistema GPS, está formado por tres segmentos: el Sector Espacial, el Sector de Control y el Sector Usuario.

El plan de modernización del sistema iniciado va a normalizar las frecuencias de forma similar al GPS, y cambiará la técnica FDMA por la CDMA. El programa de modernización además de cambiar la técnica a CDMA, está trabajando en la transición al PZ90.11, alineado con el ITRF a nivel de milímetro. Durante el año 2014 dicho plan contempla el envío de siete satélites.

El sistema GLONASS es operativo con 24 satélites, pero en tres planos orbitales de 8 satélites cada uno e inclinación de $64,8^\circ$ respecto al Ecuador, a unos 19100 km de altitud. Se garantiza una visibilidad de un mínimo de 5 satélites en todo el mundo con adecuada geometría, es decir, la constelación GLONASS proporciona una cobertura de navegación continua y global. El estado de la constelación GLONASS a 11 de febrero de 2014 se muestra en la Tabla 4.6.

Tabla 4.6. Estado de la constelación GLONASS, 11.02.2014

Totales satélites en la constelación	28 SC
Operacional	24 SC
En la puesta en marcha la fase	-
En mantenimiento	
Repuestos	3 SC
En fase de pruebas de vuelo	1 SC

Otra de las diferencias con el sistema GPS es que los satélites GLONASS utilizan la técnica FDMA (Frequency Division Multiple Access), frecuencia de división múltiple, es decir, cada satélite emite una frecuencia diferente, permitiendo de esta forma que se pueda transmitir el mismo código para todos ellos, ya que los satélites quedan identificados por su frecuencia y no por el PRN de su código como en el GPS (Kaplan, 1996).

Tabla 4.7. Frecuencias y códigos GLONASS. El factor n que multiplica la frecuencia fundamental es un número entero y distinto para cada satélite, y desde el año 2005 los valores de n oscilan entre -7 y 6

Portadora	Frecuencia (MHz)	Código
L1	$1602 + 0.5625 * n$	C/A P
L2	$1246 + 0.4375 * n$	C/A P
L3 en prueba y CDMA	1207.14	L30c

En la Tabla 4.7 se pueden ver las frecuencias y los códigos para cada portadora. Los códigos pseudoaleatorios modulados sobre las diferentes portadoras son idénticos para todos los satélites. Los planes de modernización, pretende cambiar la estructura de la señal, tipo GPS, la CDMA en lugar de su estructura actual FDMA.

Los satélites han sido agrupados en tres bloques de acuerdo a su época de lanzamiento y características. El primero, lanzados a partir de 1982 están fuera de servicio. El 2° llamado GLONASSs-M se inició en 2003 y el 3° llamado GLONASSs K se inició en Febrero del 2011 e incluye por primera vez las señales CDMA, al igual que el GPS.

El GLONASS K2 se inicializará en 2014 y contará con 4 señales CDMA, la nueva L1 (1575.42 Mhz) y L3 en abierto y la nueva L1 y L2 (1242) para uso militar.

4.6.1. Sector de Control

Está formado por un Sistema Central de Control (SCC) en la región de Moscú y una red de estaciones de seguimiento y control (Command Tracking Stations, CTS), compuesto por cinco estaciones de control y telemetría, tres equipos de navegación supervisores, un sistema sincronizador central y un sincronizador y supervisor de la escala de tiempo a bordo. Las estaciones supervisoras están distribuidas uniformemente por toda la antigua Unión Soviética dando una cobertura global.

El Sector de Control GLONASS, al igual que el de GPS debe seguir y vigilar el estado de sus satélites, determinar las efemérides y errores de los relojes de los satélites. Además también deben actualizar los datos de navegación de los satélites. Estas actualizaciones se realizan dos veces al día. Las estaciones de control de las Fuerzas Espaciales Rusas (RSF) publican unos boletines, llamados NAGUS para los usuarios GLONASS con noticias, estado y anomalías del sistema, para así anunciar la inutilidad de alguno o varios satélites.

El sistema GLONASS también ofrece dos niveles de servicio:

- CSA Channel of Standard Accuracy, similar al Standar Positioning Service (SPS) del Sistema GPS, disponible para uso civil.
- CHA l Channel of High Accuracy, similar al Precise Positioning Service (PPS) del Sistema GPS, disponible solo para usuarios autorizados.

Teóricamente el sistema ruso funciona mejor en latitudes polares, mientras que el GPS en latitudes más centradas. Pero ambos tienen cobertura global y precisiones similares.

4.7. GALILEO

En 1999, los países que integran la Unión Europea (UE) comenzaron a gestionar el proyecto GALILEO, consistente en una nueva constelación de satélites enteramente europea, que constituye un sistema europeo de navegación por satélite independiente, bajo control europeo. GALILEO, a diferencia de GPS y GLONASS, está bajo control civil y será totalmente compatible e interoperable con otros sistemas GNSS.

Es un proyecto gestionado por la Agencia Espacial Europea ESA y un consorcio de empresas y organismos. En el reglamento 1285/2013 del Parlamento europeo, se dice que el objetivo del programa GALILEO es crear y explotar la primera infraestructura de radionavegación y posicionamiento por satélite destinada específicamente a fines civiles.

El programa EGNOS es un sistema de aumentación, cuya función es mejorar la calidad de las señales abiertas emitidas por los sistemas mundiales de radionavegación por satélites existentes GNSS, así como la del servicio abierto de GALILEO cuando sea operativo.

El programa consta de tres fases, la primera Fase de definición finalizó en 2001, la segunda Fase de desarrollo y validación se da por finalizada el 31 de diciembre de 2013, que comprendió la construcción y lanzamiento de los primeros satélites y validación de señal y órbita, la tercera Fase de despliegue debe completarse antes del 31 de diciembre de 2020, donde debe completarse la constelación e infraestructuras y finalmente la cuarta Fase de explotación.

Los servicios de GALILEO están ordenados en servicios basados en la señal GALILEO y mejora de EGNOS y en servicios externos al sistema GALILEO.

Los servicios contemplados a partir de la señal GALILEO, son cuatro:

- Servicio abierto OS, Open Service que proporcione datos de posicionamiento y sincronización.
- Servicio comercial CS, Commercial Service con mejores prestaciones que el abierto, con dos señales codificadas.
- Servicio de salvamento de vida Safety of Life Service, dirigido a usuarios de seguridad crítica, exigente en precisión y con sistemas de alarma. Navegación civil y marítima, con función de integridad
- Servicio público regulado Public Regulated Service reservado a usuarios autorizados.

Y un Servicio externo de búsqueda y salvamento del sistema COSPAS-SARSAT detectando las señales de emergencia transmitidas por balizas, en la banda de 450 MHz. Formando parte del proyecto de salvamento MEOSAR.

Los dos primeros satélites operacionales serie IOC se pusieron en órbita en octubre de 2011, lanzados desde la Guayana francesa. Desgraciadamente en agosto de 2014 los dos primeros satélites lanzados con plena capacidad operacional FOC no alcanzaron la órbita prevista, este problema retrasará de nuevo la realidad de GALILEO, que debería ser operacional en 2016.

En abril de 2013, el parlamento europeo aprobó una nueva partida de 7 mil millones de euros para el periodo 2014-2020 para completar el proyecto y para el proyecto EG-NOS.

Aceptando que se trata de un mercado de negocio fundamental, las razones por las que la Comunidad Económica Europea ha planteado su propio GNSS radican en que GPS y GLONASS:

- No satisfacen todos los requisitos de navegación exigidos para la aviación civil en precisión, fiabilidad e integridad.
- Están bajo control militar por lo que, en caso de conflicto bélico, la disponibilidad del servicio no está asegurada. GALILEO se compromete a estar bajo control civil.
- No existe ningún tipo de garantía legal o de seguridad sobre el funcionamiento del sistema.
- No existe ningún marco de responsabilidad legal claramente definido en caso de accidentes provocados por fallo de estos sistemas.

Un valor añadido muy importante de GALILEO es producto de su sincronización, al llevar más de hidrogeno, el reloj más avanzado actualmente, mejoran el nivel de precisión y proporcionaran una señal de sincronización de ultra precisión con aplicaciones en campos tan variados como en el energético (para la explotación de redes energéticas que requieren de sistemas de sincronización) en el mundo financiero (para la autenticación y etiquetado de las transacciones financieras) o en el servicio de comunicaciones inalámbricas para las labores de gestión de la red, temporización y sincronización de las referencias de frecuencias.

4.7.1. Segmento espacial

El sistema GALILEO estará formado por una constelación mundial de 30 satélites, de los cuales 27 serán de órbita terrestre media y los otros 3 serán geostacionarios, distribuidos en tres planos inclinados. Los satélites de la constelación sobrevolarán la Tierra a una altura de 23222 km de altitud y tendrán un grado más de inclinación de órbita que los GPS (56 frente a 55). La cobertura es mejor en latitudes situadas más al norte, como Europa. Las frecuencias y códigos de GALILEO se muestran en la Tabla 4.8.

Tabla 4.8. Frecuencias y códigos de GALILEO

Portadora	Frecuencia (MHz) rangos entre 1200-1600	Código
E1 (3 señales)	1559-1591	E1a E1b E1c
E5 (4 señales)	1164-1215	E5a E5b
E6 (3 señales)	1260-1300	E6a E6b E6c

Los satélites GALILEO tienen con más potencia que la señal del sistema GPS, lo cual permite que la señal de GALILEO sea menos interferible. Su reloj es un “Máser Pasivo de Hidrógeno”, que ofrece una precisión de 1 segundo en 3 millones de años.

El 28 del 12 del 2005 fue lanzado el primer satélite no operativo, de prueba, el GIOVE A (GALILEO in Orbit Validation Element) y en 2008 el GIOVE B, ambos con el fin de garantizar la reserva de señal y realizar pruebas. El 23 octubre 2011 dos satélites GALILEO fueron lanzados a bordo de un cohete Soyuz desde el Puerto Espacial Europeo (Guayana Francesa). Estos satélites son los primeros de los 30 que integrarán la constelación, con la que Europa pretende tener su propio sistema inteligente de navegación por satélite. Satélites Galileo y sus características se muestran en la Tabla 4.9.

Tabla 4.9. Satélites Galileo y sus características. Fuente: revista GPS World 2013

SATELLITE	NORAD ID	LAUNCHED	OPERATIONAL	SIGNALS	CLOCK	NOTES
GIOVE-A	28922	12-28-05				A
GIOVE-B	32781	4-27-08				B
PFM (GSAT0101)	37846	10-21-11	12-10-11	E1-CBOC, E5, E6	H	C
FM2 (GSAT0102)	37847	10-21-11	1-16-12	E1-CBOC, E5, E6	H	D
FM3 (GSAT0103)	38857	10-12-12	12-1-12	E1-CBOC, E5, E6	H	E
FM4 (GSAT0104)	38858	10-12-12	12-12-12	E1-CBOC, E5, E6	H	F

El programa se compromete a lanzar 4 satélites en 2014, los dos enviados en agosto fueron un fracaso al no alcanzar la órbita, y un número de 8 en el 2015. Una de las novedades es la prestación de un servicio de “búsqueda y salvamento” que incluye la posibilidad de un canal de retorno. Así, cuando una persona esté en peligro y lance una alarma recibirá la confirmación de que su petición ha sido escuchada y que los equipos de rescate se han puesto en marcha.

4.7.2. Segmento de control

El segmento de control, responsable de monitorear y controlar cada uno de los satélites, está constituido por dos nuevos segmentos, el segmento terrestre y el segmento misión. El segmento terrestre, que comprende las estaciones de telemetría y control requeridas para enviar y recibir datos de los satélites GALILEO.

En cambio el segmento misión comprende las diversas aplicaciones y sistemas necesarios para administrar y controlar el sistema. Éste abarca el MCC (Mission Control Centres), el ICC (Integrity Control Centres), el OSS (Orbitography and Synchronisation Stations) y el RIMS (Ranging and Integrity Monitoring Stations).

El MCC es el encargado de generar todos los parámetros de referencia que el sistema usará (tiempo, parámetros de sincronización, calendarios): monitoreo, validar y controlar las otras partes del segmento, archivar datos, evaluar y monitorear el desempeño del sistema y administrar el sistema de navegación de GALILEO.

El ICC monitorea y valida el desempeño de las señales de los satélites GALILEO en el espacio, usando datos de las estaciones de control y medición (tales como el RIMS y OSS). El OSS forma una red global de estaciones que proveen datos que permiten el cálculo a bordo de efemérides y parámetros para sincronizar los relojes de los satélites GALILEO con el tiempo de GALILEO. España es Sede de un Centro de Servicios GALILEO.

Tabla 4.10. Comparativa GPS – GLONASS – GALILEO

Característica	GPS	GLONASS	GALILEO
Primer lanzamiento	22-febrero-1978	12-octubre-1982	Octubre 2011
Plena capacidad operativa	17-julio-1995	18-enero-1996	
Financiación	Pública	Pública	Pública y privada
Número de SV	24	24	27+3
Planos orbitales	6	3	3
Inclinación orbital	55°	64.8°	56°
Semieje mayor	26560 km	25508 km	29601 km
Altitud orbital	20180 km	19100km	23222 km
Separación planos orbitales	60°	120°	120°
Período de revolución	11h 57.96 min	11h 15.73 min	14h 4.75 min
Período de repetición terrestre	~1 día sideral	~8 días siderales	~10 días siderales
Período de repetición orbital	2	17	17
Efemérides de datos	Elementos Keplero-rianos, corrección de coeficientes	Posición, velocidad, vectores de aceleración	Elementos Keplerianos, corrección de coeficientes
Sistema de referencia geodésico	WGS-84	PZ-90	GTRF
Sistema de tiempo	Tiempo GPS, UTC (USNO)	Tiempo GLONASS, UTC (SU)	Sistema de tiempo Galileo
Separación de la señal	CDMA	FDMA	CDMA
Número de frecuencias	3-L1, L2, L5	Una por cada dos SV	3(4)-E1, E6, E5 (E5a, E5b)
Frecuencia (MHz)	L1: 1575.420 L2: 1227.600 L5: 1176.450	G1: 1602.000 G2: 1246.000 G3: 1204.704	E1: 1575.420 E6: 1278.750 E5: 1191.795
Nº de códigos de distancia	11	6	10
Transmisión íntegra	No (GPS III: sí)	No (GLONASS-K: sí)	Sí

En la Tabla 4.10. se ofrece una comparativa entre los sistemas GPS, GLONASS y GALILEO.

4.8. BEIDOU. COMPASS

El sistema de navegación por satélite chino, llamado COMPASS, Brújula o BeiDou es un sistema global, iniciado en 1997. Constará de 35 satélites (5 en órbitas geoestacionarias, 27 en órbita terrestre media MEO en tres planos, y 3 en órbita no geoestacionaria inclinada). Llevan retroreflectores para medidas láser. El proyecto espera tener cobertura mundial en 2020, pero todo hace prever que sea finalizado con anterioridad, en el 2017. Inició oficialmente el periodo de pruebas en diciembre del año 2011.

En el año 2014 en la fase llamada BeiDou 2, da servicio de posicionamiento y navegación de precisión en la región Asia Pacífico y ya a finales del año 2013 tenía 16 satélites. Tiene previsto desarrollar una red de estaciones de 150 estaciones de referencia. Las señales previstas son tres: B1 con una frecuencia de 1561.098 MHz, B2 con 1207.14 y B3 con una frecuencia 1268.52, todas ellas en CDMA. En la Tabla 4.11. se muestran las características de los satélites BEIDOU.

Tabla 4.11. Satélites BeiDou. Fuente: GPS World, 2013

SATELLITE	NORAD ID	LAUNCHED	ORBIT	NOTES
Beidou-1				
BeiDou 1A	26599	10-30-00	Disposal	A
BeiDou 1B	26643	12-20-00	Disposal	B
BeiDou 1C	27813	5-24-03	Disposal	C
BeiDou 1D	30323	2-2-07	Disposal	D
Beidou-2/Compass				
BeiDou M1	31115	4-13-07	MEO period 12.89 hours	E
BeiDou G2	34779	4-14-09	GEO drifting	F
BeiDou G1	36287	1-16-10	GEO 140° E	G
BeiDou G3	36590	6-2-10	GEO 110.5° E	H
BeiDou IGS01	36828	7-31-10	IGSO 118° E, 55.0° incl.	
BeiDou G4	37210	10-31-10	GEO 160.0° E	
BeiDou IGS02	37256	12-17-10	IGSO 118° E, 55.0° incl.	
BeiDou IGS03	37384	4-9-11	IGSO 118° E, 55.0° incl.	
BeiDou IGS04	37763	7-26-11	IGSO 95° E, 55.0° incl.	
BeiDou IGS05	37948	12-1-11	IGSO 95° E, 55.0° incl.	
BeiDou G5	38091	2-24-12	GEO 58.75° E	
BeiDou M3	38250	4-29-12	MEO period 12.89 hours	
BeiDou M4	38251	4-29-12	MEO period 12.89 hours	
BeiDou M5	38774	9-18-12	MEO period 12.89 hours	
BeiDou M6	38775	9-18-12	MEO period 12.89 hours	
BeiDou G6	38953	10-25-12	GEO 80° E	

4.9. Sistemas regionales de navegación

4.9.1. QZSS (Quasi Zenit Satellite System)

Es un Sistema de navegación regional desarrollado en Japón. El segmento espacial se compone de tres satélites geostacionarios de órbita inclinada IGSO colocados con una altitud en él perigeo de 32000 km y de 40000 km en el apogeo, y de un cuarto satélite en órbita geoestacionaria sobre el ecuador, según proyecto en el año 2017 estarán los cuatro satélites en órbita. De esta forma se conseguirá tener un satélite las 24 horas del día en el cenit de Japón. El QZSS-1, lanzado en el 2010 es operativo y apodado con el nombre de Michibiki (guía en japonés) ha llegado a dar unas cotas de posicionamiento de 3-4 centímetros, Este sistema que complementa al GPS, sólo será operativo en el territorio japonés permite y permitirá mejorar la resolución y la visibilidad de la señal en ciudades con edificios altos. Trabaja en las bandas L1, L2 y L5 lo que facilita la compatibilidad con GPS. Lleva un retrorreflector para medidas láser.

4.9.2. IRNSS

El Sistema Indio Regional de Navegación por Satélite (IRNSS) es un sistema de navegación satelital regional propiedad del gobierno indio. El sistema está siendo desarrollado por la Organización de investigación de espacio India. Este programa está siendo desarrollado en paralelo con el sistema de aumentación GAGAN, basado en satélites similares a AGNOS y WAAS.

Se trata de un sistema de navegación regional independiente y autónomo cuyo objetivo es dar cobertura a un área de servicio de aproximadamente 1500 kilómetros alrededor de la India. Está previsto que IRNSS tenga 7 satélites, tres de ellos de órbita geoestacionaria (GEOs) y 4 satélites (IGSO órbita geoestacionaria inclinada). En julio de 2013 se envió el primer satélite IRNSS-1A con una vida prevista de 10 años, y en abril del 2014 el segundo satélite, y se espera que esté completado todo el sistema en 2016.

Cada satélite IRNSS dispone de una carga útil de navegación que genera las señales de navegación en banda S y en banda L5 (1176,45 MHz) controladas por un reloj atómico de rubidio. Lleva instalado un sistema de posicionamiento consistente en un retrorreflector láser y un transpondedor en banda C. El sistema IRNSS ofrecerá una señal militar y otra civil, con una precisión de unos diez metros en territorio indio.

4.10. Sistemas de aumentación

El sistema GNSS lleva asociado un conjunto de errores que limitan la precisión, la integridad y la fiabilidad de su posicionamiento en tiempo real. Por ello se han desarrollado algoritmos que en postproceso o en tiempo real corrigen la totalidad de los errores o una gran parte de ellos (corrección Diferencial).

El GPS diferencial en función del observable corregido, y del sistema de emisión de corrección se ordena en GPS diferencial propiamente dicho y en sistemas de aumentación o GPS extendido.

Los sistemas de aumentación, son sistemas diferenciales que se desarrollaron principalmente para ayuda en navegación aérea, y su filosofía se ha extrapolado a otros campos, reservando el término aumentación para navegación y el de diferencial para aplicaciones más terrestres y topográficas.

El sistema de corrección aumentación es una ampliación del GPS basada en estaciones de referencia terrestres que determinan las pseudodistancias y las correcciones ionosféricas para cada satélite mejorando la precisión e integridad para los usuarios. El objetivo es que garanticen la integridad, la precisión y continuidad.

Se catalogan en:

- **SBAS.** Sistemas basados en satélites Satellite Based Augmentation System, utilizan satélites geostacionarios para mejorar la calidad de posicionamiento de grandes áreas o regiones.
- **GBAS.** Sistema de tierra Ground Based Augmentation System. Son sistemas que utilizan infraestructuras terrestres en la banda UHF o VHF, cubren áreas pequeñas próximas al aeropuerto.
- **ABAS:** Sistemas de aumentación aerotransportados Aircraft Based Augmentation System, se apoyan en sensores instalados en las aeronaves.

Los sistemas SBAS y GBAS están vinculados fundamentalmente a seguridad de navegación aérea. Se reservará el concepto de GNSS diferencial a otros modelos de enviar las correcciones o exigencias, pero ambos son sistemas diferenciales.

4.10.1. SBAS (Sistema de Aumentación Basado En Satélites)

Al sistema de corregir estos errores que transmite las correcciones con **ayuda de satélites geostacionarios se llama SBAS**. El concepto del sistema es sencillo, una serie de estaciones permanentes GNSS situadas en tierra en puntos de coordenadas conocidas observan los observables, todas ellas están conectadas a un centro de cálculo que procesa y calcula las correcciones diferenciales o errores que se produce en observación, puesto que están en puntos de coordenadas conocidas a priori, y establecen un modelo de correcciones que se envían a un satélite geostacionario, y desde él se emiten las correcciones a todos los usuarios del sistema GNSS para que en tiempo real corrijan la solución de sus observables, esta operación de reducir los errores o aumentar la calidad de los resultados, se llama sistema de aumentación. Cubre correcciones e integridad de los errores de posición u órbitas del satélite, reloj satelital y retardos ionosféricos. Se emiten en L1, y se emiten desde satélites geostacionarios (baja altura en latitudes altas).

Para los errores inducidos por la estimación del retardo causado por la troposfera y su integridad, el usuario aplica un modelo troposférico. Los sistemas de aumentación basados satélites (SBAS), son desarrollos regionales para mejorar el rendimiento de los sistemas GNSS.

Tabla 4.12. SBAS. Sistemas de aumentación basados en satélites

SISTEMA	Satélite aumentación	Posición	NOTAS
EGNOS	Inmarsat 3-F2 (AOR-E)	15.5 ° W	Inmarsat 3-F2 comenzó Safety-of-Life Servicio, el 2 de marzo de 2011, y está transmitiendo el mensaje de tipo 2.
EGNOS	SES-5 (Sirius-5)	5 ° E	2012/07/10 Lanzada.
EGNOS	Artemis	21.5 ° E	
EGNOS	Inmarsat 4-F2 (IOR-W)	25 ° E	Inmarsat-4-F2 comenzó Safety-of-Life Servicio el 22 de marzo de 2012, y está transmitiendo el mensaje de tipo 2.
GAGAN	GSAT-8	55 ° E	GSAT-8 fue lanzado el 20 de mayo de 2011. Satélite transmite señales de prueba.
GAGAN	GSAT-10	83 ° E	09/28/2012 Lanzada. Actualmente la transmisión de L1
MSAS	MTSAT-1R	140 ° E	
MSAS	MTSAT-2	145 ° E	
QZSS	QZS-1	135 ° E	
SDCM	Luch-5A	167 ° E	Lanzado el 11 de diciembre de 2011.
SDCM	Luch-5B	16 ° W	Lanzado 02 de noviembre 2012
WAAS	Intelsat Galaxy 15 (CRW)	133 ° W	Aproximación de precisión
WAAS	Telesat Anik F1R (CRE)	107.3 ° W	Aproximación de precisión.
WAAS	Inmarsat 4-F3 (AMR)	98 ° W	

El rendimiento de un sistema de navegación por satélite se evalúa de acuerdo con cuatro criterios:

- La exactitud se refiere a la diferencia entre la medida y la posición real.
- La integridad se refiere a la capacidad de un sistema para proporcionar umbrales de confianza, así como las alarmas en el caso de que se produzcan anomalías en los datos de posicionamiento.
- La continuidad se refiere a la capacidad de un sistema de navegación para funcionar sin interrupciones.

- La disponibilidad se refiere al porcentaje de tiempo durante el cual la señal cumple con los criterios de precisión, integridad y continuidad.

Estos términos los explica Navipedia de la siguiente manera:

- **Precisión**: se expresa en términos de error del sistema de navegación (NSE) como la diferencia entre la posición real de la aeronave y la posición proporcionada por el equipo de a bordo. Un SBAS asegura el cumplimiento con respecto a los requisitos de precisión, proporcionando a los usuarios correcciones en la órbita de los satélites y de los errores de reloj, así como para el error de propagación ionosférica residual.
- **Integridad**: es definido por la OACI como una medida de la confianza que puede depositarse en la exactitud de la información facilitada por el sistema. Esta afirmación general se expresa a nivel del sistema SBAS como la probabilidad máxima admisible que el error de posición de navegación excede el límite de alarma y el sistema de navegación no alerta al piloto en un tiempo menor que el tiempo de alertar. El SBAS asegura los requisitos de integridad a través de:
 - Proporcionar al usuario de alarmas de la ionosfera/satélite con el fin de rechazar las correspondientes correcciones ionosféricas/satélites en su cálculo de posicionamiento.
 - Proporcionar al usuario información de protección a nivel Horizontal y Vertical (HPL, VPL) con el fin de evaluar la disponibilidad del sistema, mediante la comparación de estos con los PLs de límites de alarma correspondientes (AL) para una fase determinada de vuelo. El SBAS calcula y la integridad de las emisiones y limita las correcciones (UDRE), así como las correcciones por errores ionosféricos (DAR) y de órbita de los satélites y errores del reloj de modo que el usuario es capaz de calcular una PL dentro de los límites de error del sistema de navegación impuesto por el usuario.
- **Continuidad**: es la probabilidad de que el rendimiento del sistema especificado se mantenga mientras transcurra una fase de la operación, suponiendo que el sistema esté disponible en el comienzo de esa fase de la operación y se pre-diga operativo durante toda la operación. La falta de continuidad significa que la operación debe ser abortada (con el riesgo asociado).
- **Disponibilidad**: es la probabilidad de que el servicio de navegación esté disponible desde el comienzo de la operación prevista. Un SBAS se considera disponible cuando se cumplan los requisitos de precisión, integridad y continuidad. Se mide en términos de probabilidad que el sistema esté disponible para cualquier usuario, en cualquier momento dado. En la práctica, la disponibilidad se calcula mediante la medición de la probabilidad de un nivel de

protección de estar por debajo de su límite de alarma correspondiente. Cabe señalar que la falta de disponibilidad no es una preocupación de seguridad, pero impide la operación nominal del sistema, e implica un impacto asociado en el estado de operación del servicio.

Los proyectos o sistemas SBAS se establecen por grandes zonas, así tenemos WAAS, en EEUU, EGNOS en Europa, MSAS en Japón, SDCM en Rusia, GAGAN en la India, SNAS en China, etc.... Las correcciones son transmitidas por los satélites geostacionarios en la banda del $L1 \pm 30.96$ MHz.

Actualmente hay certificados 3 SBAS en funcionamiento en todo el mundo: el sistema de EE.UU. Wide Área Extendida (WAAS), multifuncional sistema de aumento de satélite de Japón (MSAS) y navegación por complemento geostacionario de Europa (EGNOS), el último diseñado por la ESA y entregado después a operación por parte del proveedor de servicios de Satélites, ESSP.

Los sistemas SDCM (Rusia) y GAGAN (India, operativo en servicio de ruta desde enero 2014 con dos satélites GSAT8 y GSAT10) prácticamente están en fase de despliegue. Y en diversos países y zonas se están desarrollando otros sistemas como SACCSA Sistema sudamericano y el Caribe, el sistema africano AFI para África y países árabes, y el sistema malayo en Malasia. En la Figura 4.9. se muestra un mapa de la distribución de los sistemas SBAS.

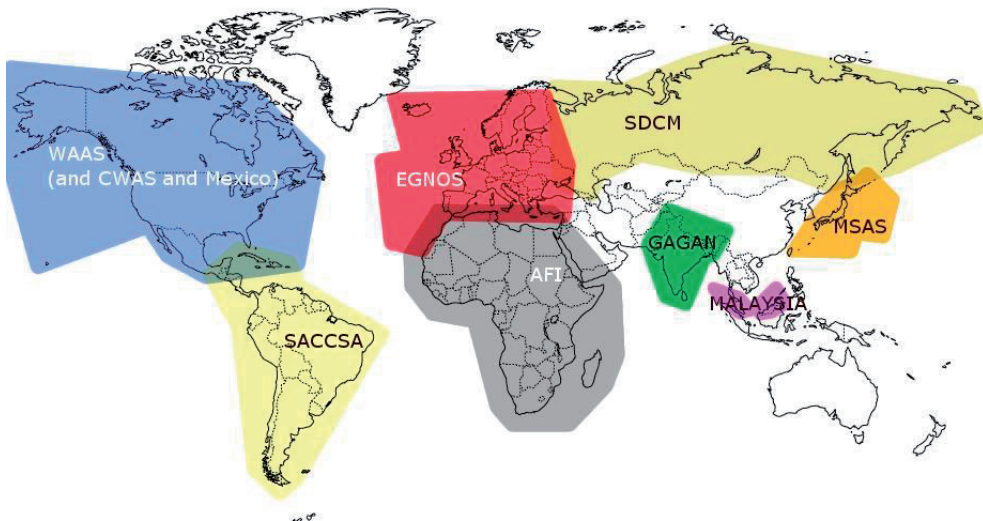


Figura 4.9. Sistema actuales y en desarrollo SBAS

EGNOS

European Geostationary Navigation Overlay Service. El objetivo del programa EGNOS es mejorar la calidad de las señales abiertas emitidas por los sistemas mundiales de radionavegación por satélites existentes GNSS, este el sistema de aumentación desarrollado por Europa. El segmento espacial está formado por las constelaciones GNSS y por tres satélites geoestacionarios centrados sobre Europa, de ellos dos son satélites de la constelación Inmarsat -3 y otro es el Artemis-ESA. La señal es transmitida en la misma banda de frecuencia con idéntica modulación que la civil L1 de código C/A (1575.42 MHz).

El programa EGNOS se encuentra en fase de explotación desde que en octubre de 2009 y en marzo de 2011 respectivamente su servicio abierto y su servicio de salvaguarda de la vida se declararon operativos. En 2011 se certificó para aviación civil.

España participa con una de las cuatro estaciones de control (Torrejón) cuatro de las 34 estaciones de monitoreo e integridad y una de las seis estaciones de los satélites geoestacionarios. En 2014 los aeropuertos de Santander y Valencia, Almería y Sevilla están autorizados para trabajar con EGNOS.

Las precisiones que suelen garantizar estos sistemas es del orden de 3 m en horizontal y 4 metros en vertical.

WAAS

Es el sistema de aumentación de amplia área desarrollado por los EEUU, operado por la administración federal de aviación, sistema basado en un sistema de aumentación. El 10 de julio de 2003, la señal WAAS fue activada para la aviación de seguridad de la vida, que cubre el 95% de los Estados Unidos y partes de Alaska.

MSAS

El sistema Multifuncional de aumentación satelital (MSAS) es el SBAS japonés. NEC fabricado y entregado MSAS bajo contrato con la Oficina de Aviación Civil, Ministerio de Tierra, Infraestructura, Transporte y Turismo.

De MSAS está en funcionamiento desde el año 2007 el apoyo en ruta y operaciones de aproximación terminal.

SDCM

Es el sistema ruso que proporciona señales de aumentación basado en SBAS en L1. También se está trabajando para dar servicio PPP utilizando satélites geoestacionarios que transmitan en la banda L1/L3 de GLONASS

4.10.2. GBAS. Sistemas de aumentación basados en tierra

El sistema GBAS es un sistema de aumentación para ayudas en navegación en aterrizaje, maniobras y aproximación, en su origen fue llamado LAAS Sistema de aumento de área local (LAAS) sistema de aterrizaje de aviones sobre la base de la corrección diferencial en tiempo real del GPS, actualmente este término está en desuso. Receptores

locales de referencia situados alrededor del aeropuerto envían datos a una ubicación central en el aeropuerto. Estos datos son utilizados para formular un mensaje de corrección, que se transmite entonces a los usuarios a través de un enlace de datos VHF. El receptor de la aeronave utiliza esta información para corregir las señales del GPS, que luego proporciona un estándar ILS para usar durante el vuelo una aproximación de precisión. Los sistemas GBAS son de carácter local y su radio de cobertura suele ser de unos 30 a 50 km.

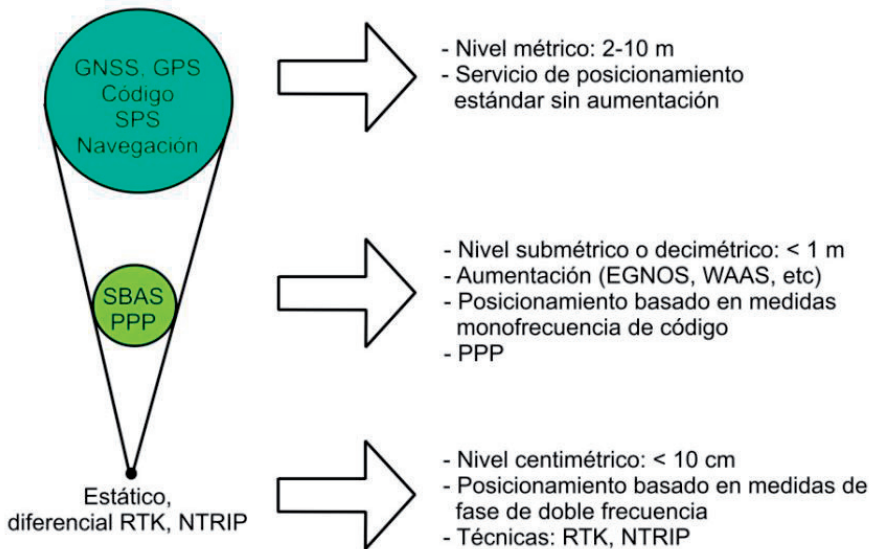


Figura 4.10. Precisiones orientativas de posicionamiento con tecnologías GNSS y servicios de aumentación. Fuente GMV

Estas aplicaciones son de reciente realidad, y se espera un gran desarrollo en los próximos años. Honeywell es Líder mundial en sistemas de aterrizaje de precisión y aplicaciones GBAS. Por ejemplo la empresa Indra en 2013, Navia ha desarrollado el NORMARC 8100 GBAS es un nuevo sistema de aterrizaje por satélite, con una arquitectura que se adapta bien a cumplir con los requisitos de la OACI GAST D. GBAS permite una mayor capacidad de tráfico aéreo, proporciona la reducción del ruido y tiene capacidad para operaciones flexibles, tales como los enfoques curvas y aterrizaje en pistas paralelas cercanas. A finales de mayo, el prototipo de estación de tierra GBAS Thales GAST-D se instaló en el aeropuerto de Toulouse. GAST-D permite Cat II / III.

La estación GBAS de Málaga es la cuarta estación del mundo operativa desde mayo 2014, tras la estación alemana de Bremen (2012) y dos en EEUU, Es un servicio de aproximación instrumental de precisión basado en GBAS.

En función de la metodología, observable procesado, y técnica de posicionamiento, las precisiones a groso modo quedaran entre los valores indicados en la Figura 4.10. Metodología y técnicas que se desarrollaran en el texto.

4.11. Bibliografía

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). GNSS. Editorial Springer Wien New York.

Duquenne, F., Botton, S., Peyret, F., Bétailte, D. y Willis, P. (2005). GPS Localisation et navigation par satellites. Editorial Lavoisier. Paris.

Seeber, G. (2003). Satellite Geodesy. Editorial Walter de Gruyter. Berlin. New York.

Navipedia.net

Capítulo 5

La señal

5.1. Reloj u oscilador

El sistema de posicionamiento y navegación GPS se apoya en la medida de la señal generada por un oscilador o reloj. El oscilador genera las ondas portadoras y sobre ellas se apoya toda información. Si los relojes mecánicos utilizan el movimiento pendular para mantener la hora, los relojes atómicos se apoyan en la frecuencia siempre constante de la luz necesaria para hacer vibrar un átomo de cesio, referencia atómica actual.

Los relojes son la fuente generadora de la frecuencia patrón de generación de las frecuencias emisoras. Estos son relojes atómicos, de rubidio o cesio, y en algún caso más de hidrógeno (GALILEO). En el caso de GPS la frecuencia fundamental que genera es de 10.23 MHz, en la banda L de microondas, y sobre ésta se estructura el conjunto de la señal emitida por el satélite y es amplificada para crear distintas señales (L1, L2, L5,..). Los receptores GNSS llevan oscilador de cuarzo.

Un reloj atómico es un reloj que funciona activando un contador, para lo cual utiliza una frecuencia de resonancia o vibración atómica. Los relojes atómicos mantienen una escala de tiempo continua y estable, trabajan respecto al patrón de tiempo llamado hora GNSS, que es un Tiempo Atómico Internacional (TAI).

El funcionamiento de un reloj atómico se basa en la transición entre niveles de energía de átomos concretos, la cual produce una oscilación de frecuencia muy precisa que se utiliza para controlar por realimentación un oscilador piezoeléctrico de cuarzo, cuya frecuencia estabilizada de esta forma es la que se utiliza.

Los satélites GPS, a partir del Bloque II, disponen de cuatro relojes: dos de rubidio y dos de cesio, cuya estabilidad es del orden de 10^{-13} - 10^{-14} s/día. Uno de estos relojes se selecciona desde la Estación Maestra de Control para dar servicio. A partir del Bloque III se tiene pensado utilizar osciladores atómicos de hidrógeno, conocidos como "máseres" de hidrógeno, con precisiones del orden de 10^{-14} - 10^{-15} .

La precisión del reloj se define por dos términos: estabilidad en corto período (short term stability) y estabilidad en largo período (long term stability).

Desde el punto de vista GPS la más importante es la estabilidad en corto período (se mide sobre un segundo) y representa la dispersión de los valores de frecuencia. Por ejemplo: si durante un segundo la frecuencia de un oscilador, de 10 MHz de frecuencia nominal, fluctúa 5 Hz arriba y abajo, la anchura de banda, o dispersión, es de 10 Hz y, por tanto, tendría una estabilidad en corto período de 10^{-6} , ya que 10 Hz es la millonésima parte de la frecuencia nominal. Los osciladores de hidrógeno tienen una estabilidad de 10^{-14} y 10^{-15} , la estabilidad de los mismos se refiere a la de corto período.

Tabla 5.1. Comparativa entre tipos de relojes

Tipo de reloj	Estabilidad diaria ($\frac{\Delta f}{f}$)	Tiempo que tarda en desviarse 1s. (años)
Cristal cuarzo	10^{-9} a 10^{-10}	30
Rubidio	10^{-12}	30000
Cesio	10^{-13}	300000
Hidrógeno	10^{-14} - 10^{-15}	3000000 – 30000000

La estabilidad de largo período se mide sobre un año y significa la "deriva" del oscilador, es decir: un oscilador de 10 MHz de frecuencia que al cabo de un año tenga 10.0001 MHz, habrá sufrido un incremento de 100 Hz, que es la cienmilésima parte de la frecuencia nominal, con lo que su estabilidad de largo período será de 10^{-5} . La Tabla 5.1 muestra una comparativa de la estabilidad de los diferentes tipos de relojes.

El **error** o desplazamiento total **del reloj del satélite** puede dividirse en dos términos, un problema de sincronización o estado del reloj y otro relativista

$$\delta t_s = dt + \delta t_r$$

El primer término, offset o error de sincronización, dt puede calcularse a partir de los valores enviados en el mensaje de navegación (que se muestran como se ve en la Figura 5.1.), y corresponde a los problemas de deriva producidos en el oscilador, o también puede corregirse a partir de datos que envían instituciones como el IGS para trabajar en Posicionamiento de Punto Preciso (PPP).

El segundo término δt_r , es el llamado efecto relativista de funcionamiento del reloj.

La expresión que nos permite corregir el estado del reloj del satélite es la siguiente:

$$\delta t_S = a_0 + a_1(t - t_o) + a_2(t - t_o)^2$$

Siendo:

- a_0 el sesgo del reloj, desviación sistemática
- a_1 la deriva del reloj. Clock drift
- a_2 la evolución de la deriva del reloj. Clock drift rate
- t_o el tiempo del reloj del satélite, respecto a la hora de referencia de navegación, es el t_{0e}

```
Satélite SV3
3 13 6 20 0 0 0.0 2.223136834800D-04 4.888534022029D-12 0.000000000000D+00
Satélite sv3   t0           a0                           a1                           a2
```

Figura 5.1. Porción del mensaje de navegación donde se localizan los términos de corrección del reloj del satélite

5.2. Fundamentos físicos de la señal

El movimiento ondulatorio es una forma de transmisión de energía que no necesita transportar materia, es la propagación de un movimiento vibratorio (pulsos). Las ondas son perturbaciones que se propagan en el espacio transportando energía. Pueden clasificarse en:

- Ondas mecánicas: son las que se originan al producirse una perturbación en un medio elástico sin el cual no existe propagación (vibración del altavoz, ondas al lanzar una piedra al agua).
- Ondas electromagnéticas: no precisan necesariamente de un medio elástico para propagarse, se pueden propagar en el vacío. Caso señal GNSS.
- Ondas gravitacionales: son perturbaciones, que no se propagan por un medio, sino en sí mismo son alteraciones del espacio-tiempo.

Una onda se caracteriza por su frecuencia f , su longitud de onda λ y su amplitud A .

La longitud de onda λ se define como la distancia que recorre una onda electromagnética en un tiempo igual a un período. En la Figura 5.2. se muestran dos ejemplos de ondas electromagnéticas con diferentes longitudes de onda. Matemáticamente, la longitud de onda, que generalmente se mide en metros, se expresa:

$$\lambda = \frac{c}{f} = cT$$

Siendo c la velocidad de la luz en el vacío o en el aire, 299792.458 km/s.

La frecuencia f es el número de veces que se repite la onda por unidad de tiempo, generalmente por segundo, se mide en hercios o segundo a la menos uno. Un hercio representa un ciclo por segundo, vuelta por segundo, entendiendo ciclo como la repetición de un suceso. Las ondas con mayor longitud de onda tienen menor frecuencia y viceversa. La magnitud que mide el hercio se denomina frecuencia y es, en este sentido, la inversa del periodo.

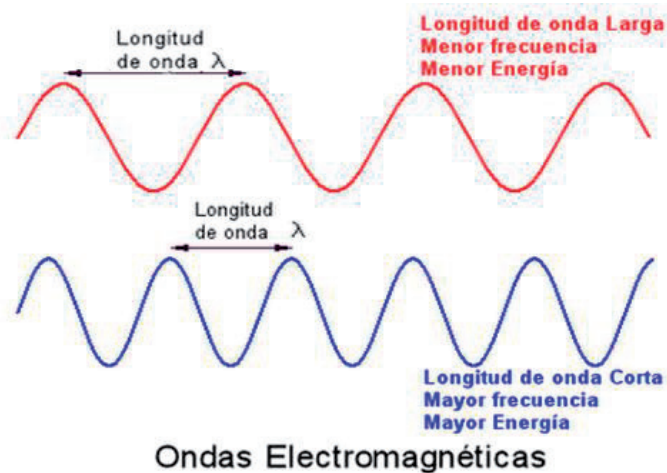


Figura 5.2. Longitud de onda de ondas electromagnéticas

Período T es el tiempo en segundos que transcurre entre el paso de dos picos o dos valles por un mismo punto. Es el tiempo que tarda en producirse un ciclo.

$$f = \frac{1}{T} = \text{Hz} = \text{s}^{-1} = \frac{1}{\text{s}}$$

El decir en GPS velocidad de posicionamiento o actualización de 1 hercio, quiere decir tiempo de un segundo. En la Tabla 5.2. se muestra la correspondencia entre frecuencia y periodo. Es frecuente ver en los catálogos de los receptores lo siguiente: Velocidad de posicionamiento típico en GPS: 1 Hz, 2 Hz, 5 Hz, 10 Hz, y 20 Hz.

Tabla 5.2. Correspondencia Hz - s

Frecuencia	Periodo
1 Hz	1 segundo
2 Hz	0.5 s
5 Hz	0.2 s
20 Hz	0.05 s

La amplitud constituye el valor máximo que puede alcanzar la cresta o pico de una onda. El punto de menor valor recibe el nombre de valle o vientre, mientras que el punto más alto se denomina cresta.

Las unidades físicas utilizadas se muestran en la Tabla 5.3.

Tabla 5.3. Unidades físicas utilizadas

Magnitud	Símbolo	Unidad
Frecuencia	f	s^{-1}
Fase	φ	radianes
Longitud de onda	λ	m
Periodo	T	s
Velocidad luz	c	$m s^{-1}$

Tabla 5.4. Propiedades de cada banda electromagnética. Fuente Unicrom

www.unicrom.com		Longitud de onda	Frecuencia
Radio	Muy Baja Frecuencia	> 10 km	< 30 KHz
	Onda Larga	< 10 km	> 30 KHz
	Onda media	< 650 m	> 650 KHz
	Onda corta	< 180 m	> 1.7 MHz
	Muy alta frecuencia	< 10 m	> 30 MHz
	Ultra alta frecuencia	< 1 m	> 300 MHz
Microondas		< 30 cm	> 1.0 GHz
Infrarrojo	Lejano / submilimétrico	< 1 mm	> 300 GHz
	Medio	< 50 μm	> 6.0 THz
	Cercano	< 2.5 μm	> 120 THz
Luz Visible		< 780 nm	> 384 THz
Ultravioleta	Cercano	< 380 nm	> 789 THz
	Extremo	< 200 nm	> 1.5 PHz
Rayo X		< 10 nm	> 30.0 PHz
Rayos Gamma		< 10 pm	> 30.0 EHz

Se denomina espectro electromagnético a la distribución energética del conjunto de las ondas electromagnéticas. La energía electromagnética viene caracterizada por una longitud de onda λ y una frecuencia f asociada y una energía de fotón E . Por tanto, el espectro electromagnético puede ser expresado igualmente en cualquiera de esos tér-

minos. En la Tabla 5.4. y la Figura 5.3. se muestran el espectro electromagnético y las propiedades de cada banda.

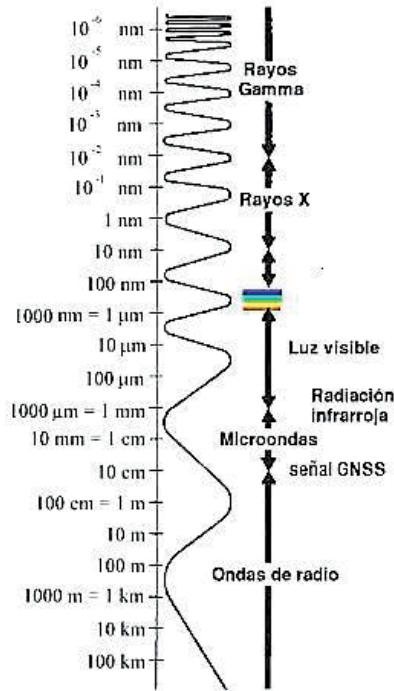


Figura 5.3. Espectro electromagnético

La señal recibida GNSS es una onda electromagnética, microondas, UHF en la banda L con una frecuencia alrededor entre 1- 2 GHz (entre 1000 y 2000 MHz) y un valor de longitud onda de varios centímetros (valores entre radio FM y horno microondas). Y la banda de comunicación control Tierra hasta los satélites se sitúa en la banda S con una frecuencia entre 2-3 GHz.

5.2.1. Portadora y moduladora

Las ondas electromagnéticas de alta frecuencia (banda L) se propagan fácilmente por el espacio, pero están vacías, sin embargo sobre ellas es fácil transportar información (código y mensaje), por ello se le llaman portadoras, y a este proceso se le llama modulación, a la adición de información a esta señal electromagnética llamada portadora. El oscilador genera ondas en la banda del espectro L, onda de alta frecuencia, y éstas pueden transportar mensajes y códigos, para ello sobre la portadora se añade el mensaje con el modulador. La señal moduladora, es la señal que contiene la información a transmitir. En la Figura 5.4. se muestran los diferentes tipos de ondas, portadora y moduladas.

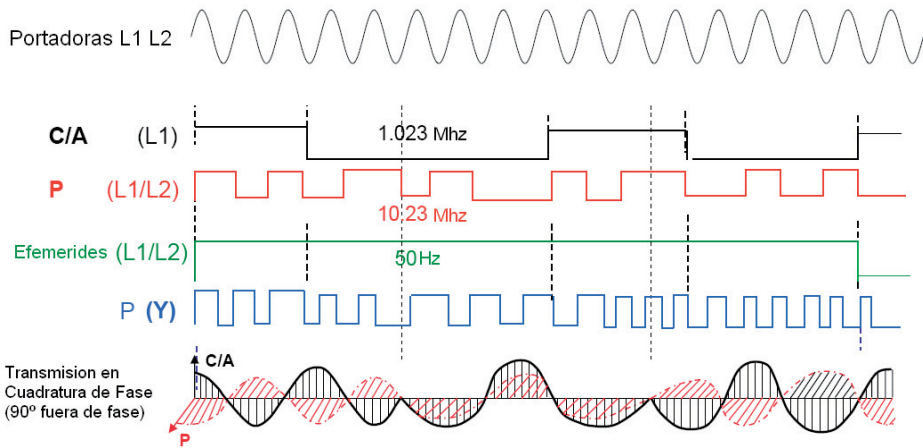


Figura 5.4. Modulación de Señal en la Portadora GPS

Una onda portadora (alta frecuencia) es una forma de onda, generalmente sinusoidal, que es modulada por una señal que se quiere transmitir, donde está la información a transmitir. Esta onda portadora es de una frecuencia mucho más alta que la de la señal moduladora, la señal que contiene la información a transmitir.

Al modular una señal, se desplaza su contenido espectral en frecuencia, ocupando un cierto ancho de banda alrededor de la frecuencia de la onda portadora. Esto permite multiplexar en frecuencia varias señales simplemente utilizando diferentes ondas portadoras y conseguir así un uso más eficiente del espectro de frecuencias. La multiplexación tiene por objetivo proporcionar una multiplicidad de señales que deben transmitirse en la misma portadora sin interferencia.

Las ondas portadoras son usadas para transmitir señales de radio a un radioreceptor. Cuando al receptor llegan estas ondas es fácil demodular la señal, ya que la portadora es una señal constante. Precisamente esta portadora es la que ordena el espectro electromagnético.

Hay varias formas de modular una señal, pero las tres más importantes son la modulación en amplitud (AM), la modulación en frecuencia (FM) y la modulación de fase PM.

Modulación de amplitud (AM). Consiste en modificar la amplitud de una señal de alta frecuencia, denominada portadora, en función de una señal de baja frecuencia, denominada moduladora, la cual es la señal que contiene la información que se desea transmitir.

Modulación de frecuencia (FM). En este caso se modifica la frecuencia de la señal portadora según la señal digital que se transmite.

Modulación en fase (PM). Consiste en variar la fase de la señal portadora de amplitud constante, en forma directamente proporcional a la amplitud de la señal modulante. Esta es la utilizada en GNSS.

Por tanto, gracias a las ondas electromagnéticas se puede transportar información, energía, por el aire. Desde el satélite se emite una señal producida por un oscilador y es recibida en un receptor. Esta onda puede contener información, ésta se deberá convertir en una señal en forma de onda electromagnética, y una vez recibida por el receptor, decodificarla y recibir la misma información que se envió.

Por lo tanto el proceso es: el oscilador genera ondas portadoras, el modulador añade el mensaje a la onda de alta frecuencia, esta onda se emite a través de una antena emisora, y cuando la señal llega al receptor debe demodularse, es decir separar la onda portadora para su procesamiento.

5.3. Señal GPS

Los receptores GPS trabajan como una radio FM, sintonizando la frecuencia adecuada para escucharse. La señal GNSS consiste en ondas electromagnéticas pertenecientes a la banda L (1000 - 2000 MHz) del espectro.

Se trata de señales donde el ancho de banda es superior al necesario para poder asegurar las comunicaciones, y poder combatir las interferencias entre el transmisor (satélite) y el receptor (usuario). La fuente de frecuencia la genera el oscilador o reloj, y a partir de la frecuencia nominal de 10.23 MHz instalada en GPS se generan el conjunto de portadoras y códigos.

Los satélites van a emitir tres tipos de señales: Portadora, Código y Mensaje. Las ondas portadoras L por sí solas no sirven para resolver el problema de posicionamiento y deben someterse a unas operaciones de procesamiento de señal. La más importante es la modulación orientada al acoplamiento de la señal a transmitir, para llevar los códigos C/A y P. Las señales GPS se muestran en la Figura 5.5.

Cada satélite tiene un código C/A diferente, lo que genera un ruido pseudoaleatorio distinto (PRN) y esto es fundamental para que el receptor identifique cada satélite. El receptor que tiene almacenada las réplicas de todos los PRN, identifica al satélite, y a la vez genera él una réplica del código recibido, desfasado, porque el recibido ha tenido que recorrer el trayecto. El receptor correla los códigos generados y recibidos, lo que le permite medir el tiempo y la distancia recorrida. La señal generada tanto en los satélites como en los receptores consiste en conjuntos de códigos digitales intencionadamente complicados para poder compararse sin ambigüedad.

El receptor GPS puede separar la señal de cada satélite porque conoce el código PRN de cada uno. Esta técnica se llama CDMA Code Division Multiple Access y la separación se realiza mediante correlación con un código igual generado internamente en el receptor. La mayoría de los sistemas de navegación por satélite utilizan (CDMA) para multiplexar varias señales de satélite en la misma frecuencia. Esto permite que cada

satélite tenga asignado un ruido PRN que modula la señal transmitida. Generalmente los receptores tienen asignado un canal para cada señal que está siendo rastreada, y esto permite que cada señal de cada satélite se pueda procesar de forma independiente.

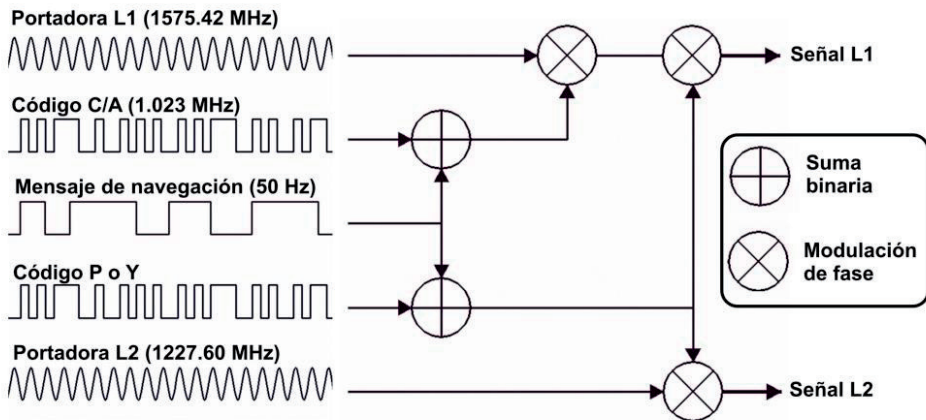


Figura 5.5 señal GPS

GPS, GALILEO y BeiDou están usando CDMA mientras GLONASS es el único que todavía emplea FDMA para la transmisión de sus señales de navegación. Sin embargo, el sistema de navegación de Rusia se está cambiando para lograr una mayor interoperabilidad con los sistemas americanos, europeos y chinos, GLONASS ya ha dado los primeros pasos para la utilización de CDMA.

El satélite GPS transmite además una señal de 50 Hz (mensaje), en ambas portadoras L1 y L2, que incluye las efemérides y las correcciones por desviación de sus relojes.

5.3.1. Portadora

Son ondas electromagnéticas en la banda L que se utilizan para transmitir información y para ello son moduladas. Una onda portadora es una forma de onda, generalmente senoidal, que es modulada por una señal que se quiere transmitir. Esta onda portadora es de una frecuencia mucho más alta que la de la señal moduladora (la señal que contiene la información a transmitir).

Los satélites NAVSTAR-GPS emiten varias portadoras las portadoras L_1 , L_2 y L_5 , correspondientes a la banda L de radiofrecuencias, que son el resultado de multiplicar, respectivamente, la frecuencia fundamental de 10.23 MHz por 154, por 120, y por 115 lo que da lugar a unos valores de frecuencia L_1 de valor 1575.42, L_2 de valor 1227.60 MHz y L_5 de valor 1176.45 MHz.

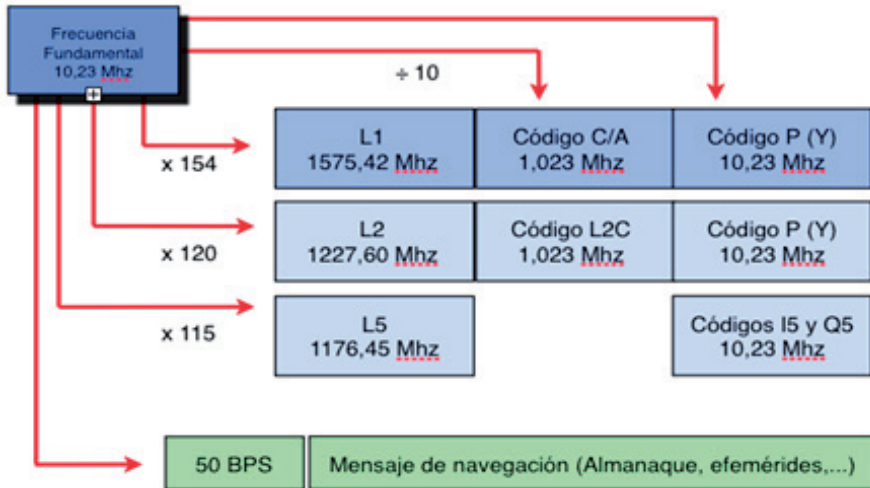


Figura 5.6. Portadora y código GPS

La Figura 5.6. muestra un esquema con las frecuencias GPS y los códigos correspondientes. A las citadas frecuencias les corresponden unas longitudes de onda $\lambda_1 = 19.0425$ cm, $\lambda_2 = 24.4379$ cm. y $\lambda_5 = 25.5004$. Que se calculan como sigue:

$$\lambda = \frac{c}{f}$$

$$\lambda_1 = \frac{3 \cdot 10^8 (m/s)}{1575.42 \cdot 10^6 (ciclos/s)} = 0.190425m = 19.0425cm$$

$$\lambda_2 = \frac{3 \cdot 10^8 (m/s)}{1227.60 \cdot 10^6 (ciclos/s)} = 0.244379m = 24.4379cm$$

$$\lambda_5 = \frac{3 \cdot 10^8 (m/s)}{1176.45 \cdot 10^6 (ciclos/s)} = 0.255004m = 25.5004cm$$

Esto significa que el número de λ_1 entre satélite y receptor es del orden de 10^7 :

$$\frac{20100000}{0.1904254104} = 105553140 \text{ ciclos de } \lambda_1$$

Respecto a la señal L5, hasta que no haya alrededor de 18 satélites no será operativa. Por ello, todo el tratamiento matemático y físico de la señal GPS se apoya en la L1 y L2.

El hecho de utilizar dos frecuencias permite conocer por comparación el valor del retardo ionosférico, y en su caso, reducirlo o eliminarlo. Las portadoras L1 y L2, por sí solas no aportan ningún tipo de información al receptor. Por ello se utilizan dos códigos y un mensaje codificado que son los que llevan la información.

Tabla 5.5. Señales GPS

Banda	Señal portadora	Fase	Uso Actual	Uso Futuro
L1	1575.42 MHz (154*f ₀)	En fase (I)	Código P(Y)	Código P(Y) y M de uso militar
		En cuadratura (Q)	Código C/A	Señal L1C con código C/A de uso civil
L2	1227.60 MHz (120*f ₀)	En fase (I)	Código P(Y)	Código P(Y) y M de uso militar
		En cuadratura (Q)		Señal L2C con código C/A de uso civil
L5	1176.45 MHz (115*f ₀)	En fase (I)		
		En cuadratura (Q)		

En la Tabla 5.5. se muestra un esquema de los códigos utilizados en las señales GPS. Estos códigos son:

- El código C/A de fácil adquisición, también llamado SPS, servicio estándar de posicionamiento, único para cada satélite y viene modulado en L1.
- El código P de precisión, denominado PPS Servicio de Posicionamiento Preciso, éste es único a diferencia del C/A diferente para cada satélite, y viene modulado en L1 y L2.
- Un mensaje de navegación, que transporta la información necesaria para navegación en tiempo real.

La técnica utilizada en los sistemas GNSS es la de modular sobre esas portadoras una serie de códigos y mensajes codificados que son los que transportan la información. Para poder determinar el posicionamiento en tiempo real, las señales GNSS que salen de los satélites como ondas portadoras deben modularse, esto es, la onda sinusoidal pura debe alterarse de manera que se pueda medir el retraso de tiempo. Esto se logra por la modulación de las portadoras con códigos de ruido pseudoaleatorios (PRN, *pseudorandom noise*), (Teunissen and Kleusberg, 1998).

La modulación de las portadoras con los códigos y el mensaje genera un ruido que aparentemente no sigue ninguna ley y parece aleatorio, pero en realidad la secuencia está establecida mediante un desarrollo polinómico, con lo que el ruido generado se denomina **pseudoaleatorio** (*Pseudo Random Noise*, PRN) y puede correlarse con una réplica generada por el receptor en Tierra. Cada código tiene una configuración propia

para cada satélite en particular y constituye el PRN característico con que éste es identificado. La transmisión se realiza utilizando técnicas de espectro ensanchado de ahí que todos los satélites transmitan con las mismas portadora. La forma en la que se han generado los ruidos permite recuperar los datos de cada satélite de forma individual, conociendo la clave específica de cada uno de ellos.

La portadora L1 está modulada por el código C/A (Clear/Adquisition), el código P (Precise) y el mensaje de navegación. Mientras que la portadora L2 está modulada por el código P y el mensaje de navegación. En la Figura 5.7. se presenta el efecto del modulado de los códigos y mensaje sobre la onda de la portadora.

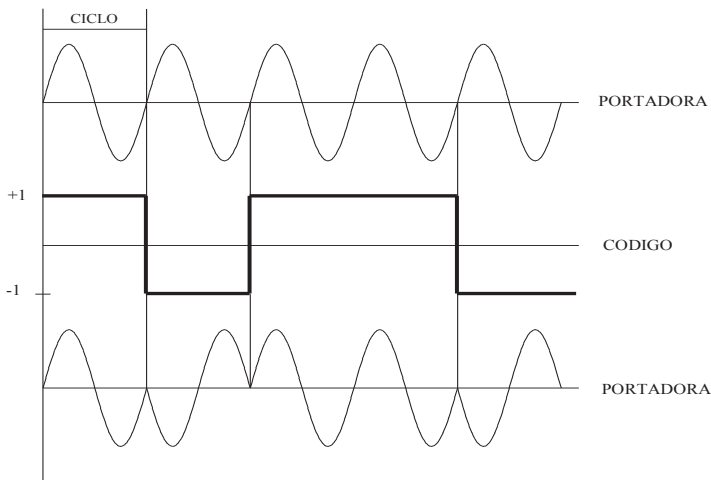


Figura 5.7. Modulación del código sobre la portadora

5.3.2. Códigos

Los códigos sirven fundamentalmente para posicionamiento absoluto y navegación. Cada satélite tiene asignado un único código C/A y un único código P, lo que permite distinguir la transmisión de cada satélite. Son como “cintas métricas de medición” cuyas unidades de medida son de 293.2 metros y 29.32 metros respectivamente y proporcionan rápidamente la medida entre satélite y receptor.

Los códigos C/A y P consisten en una secuencia periódica de pulsos rectangulares con amplitud entre 0 y 1, generados de forma casi aleatoria y que se denominan ruido pseudoaleatorio PRN (pseudo random noise). Los códigos sirven para identificar el satélite.

El código C/A se emite con una frecuencia de $f_c/10 = 1.023 \text{ MHz}$

El código P a una frecuencia de $f_c = 10.23 \text{ MHz}$.

Ambos códigos P y C/A están desfasados entre sí 90° para poder separarlos con posterioridad. Básicamente, se trata de grupos de secuencias binarias de información que

presentan características de ruido aleatorio, es decir, PRNs, que se incorporan a las portadoras como modulaciones binarias bifásicas, es decir, como cambios de fase, de 0° para representar un cero binario, o de 180° , para representar un 1 binario. Actualmente son varios los satélites, los del bloque IIRM, que emiten el nuevo código C, sobre la portadora L2, el L2C.

Código P. Servicio PPS

El código P (Precision Code), también llamado PPS **Precise Positioning Service** tiene una longitud o secuencia de 2.35×10^{14} dígitos binarios. Es transmitido a la frecuencia fundamental 10.23 MHz, es decir, diez veces más rápido que el código C/A. Aun así, tardaría en ser transmitido aproximadamente 266.4 días, unas 38 semanas. En lugar de asignar a cada satélite un código completo de P, se le asigna una porción de él, equivalente a una semana. Es decir, la secuencia del código P se repite una vez cada semana (lo que se conoce con el nombre de Z-count).

Los códigos de una semana son asignados a un único satélite. Cada satélite comienza a transmitir su fracción de código P a las 0 horas de cada domingo, medianoche del sábado (tiempo universal) y concluye a las 12 horas de la noche del sábado siguiente, comenzando de nuevo el proceso.

El elemento más pequeño de la secuencia del código P es de 100 nanosegundos, llamado Z-count, equivalente a 29.3 m en distancia. Al tener una longitud de onda diez veces menor, el código P permite medir las pseudodistancias con una discriminación diez veces mayor que el código C/A. Éste se modula en L2.

Tiene una duración de 9.775×10^{-8} s, que multiplicado por la velocidad propagación representa una de $\lambda = 29.32$ m, ya que su frecuencia es de 10.23 MHz

$$\lambda_p = \frac{3 \cdot 10^8 (m/s)}{10.23 \cdot 10^6 (ciclos/s)} = 29.32m$$

El código P puede estar encriptado; este procedimiento llamado *Anti-Spoofing* (AS) convierte el código P, combinado con un código W, en un código secreto Y, al que sólo pueden acceder usuarios autorizados que dispongan de los algoritmos de conversión confidenciales. Desde 1995, el código dejó de ser secreto, puesto que se liberó la encriptación del código P.

Código C/A. Servicio SPS

El código C/A o Standard (Coarse Acquisition Code), también llamado SPS **Standard Positioning Service**, es un código PRN con una longitud de 1.023 bits y 1.023 MHz de frecuencia nominal, por cuyo motivo **se repite cada milisegundo**, es decir, mil veces por segundo.

Está generado por la combinación de dos códigos intermedios, denominados códigos Gold, cuya longitud de código es también 1.023 bits. Cada bit del código C/A tiene una

duración de 9.775×10^{-7} s que multiplicado por la velocidad de la luz, representa una de $\lambda = 293.2$ m.

Hay un total de 32 códigos C/A diferentes. Cada código es asignado a un único satélite de forma que, al ser recibida la señal por el receptor, éste puede identificar el satélite del cual procede. Por tanto, el PRN es un identificativo del satélite. Como el código C/A se repite cada milisegundo, los receptores pueden permitir rápidamente el enganche de la secuencia del código P, que es mucho más larga.

De esta forma, la medición de distancias consiste en adelantar o retrasar el código generado por el receptor de forma que coincida exactamente en el tiempo con el código que llega de la señal del satélite. Midiendo el retardo o adelanto que es necesario introducir a la réplica generada por el receptor, es posible determinar el tiempo que ha tardado la señal en llegar desde el satélite.

Mensaje

Los satélites reciben desde el segmento control en Tierra a través de la banda S, un mensaje que contiene información de los parámetros orbitales, el estado de su reloj y otros datos temporales. Este mensaje es reenviado desde el satélite al usuario en las portadoras, banda L, a través del llamado **mensaje de navegación** que contiene la información citada

Los datos que incluye el mensaje de navegación son:

- Información sobre la sincronización de tiempos
- Estado de los satélites (salud)
- Parámetros para calcular las correcciones al reloj
- Efemérides
- Correcciones a la señal por retardos atmosféricos
- Almanaque
- Información que permite al usuario calcular coordenadas del satélite
- Mensajes especiales
- Mensajes de uso militar

La señal de datos completa (**mensaje de navegación**), modulado sobre ambas portadoras, se compone de una secuencia de 37500 bits que tarda en ser recibida de forma íntegra 12.5 minutos, a una tasa de transmisión de datos de 50 bits/s. Por ello un receptor GPS requiere este tiempo hasta que se hace posible la primera determinación de una posición.

En cuanto a la estructura del mensaje de navegación decir que consta de **25 grupos** o *frames* de 1500 bits cada uno. A una velocidad de transmisión de 50 Hz, cada grupo es

transmitido en 30 segundos (como hay 25 grupos el mensaje total es transmitido en 12.5 minutos).

Cada grupo de 1500 bits se subdivide en **5 celdas o subgrupos** (*subframes*) de 300 bits cada una, que nuevamente se subdividen en **10 palabras** (*words*), de 30 bits de longitud, resultando un total de 10 palabras por cada subgrupo. Se muestra la estructura en la Tabla 5.3.

Tabla 5.3. Estructura de subframes

Bloque n°	Diez palabras de 30 bits y 6 sgs. por bloque		
1	TLM	HOW	DATABLOCK I - CORRECCIONES DE RELOJ
2	TLM	HOW	DATABLOCK II - EFEMERIDES
3	TLM	HOW	DATABLOCK II - EFEMERIDES (CONT.)
4	TLM	HOW	MESSAGE BLOCK - MENSAJE
5	TLM	HOW	DATABLOCKIII - ALMANAQUE (25 Celdas)

Cada bit del mensaje se transmite durante 20 milisegundos, el mismo tiempo que se emplea para que el código C/A sea repetido 20 veces. La base de tiempos para la recepción del mensaje se obtiene de un contador/divisor de frecuencia de valor 20 en el C/A. Es decir, el mensaje está formado por 25 grupos, páginas o marcos, cada grupo está formado por 5 celdas, bloque o subgrupo y cada celda por 10 palabras. En la Figura 5.8. se muestra la estructura del mensaje de navegación.

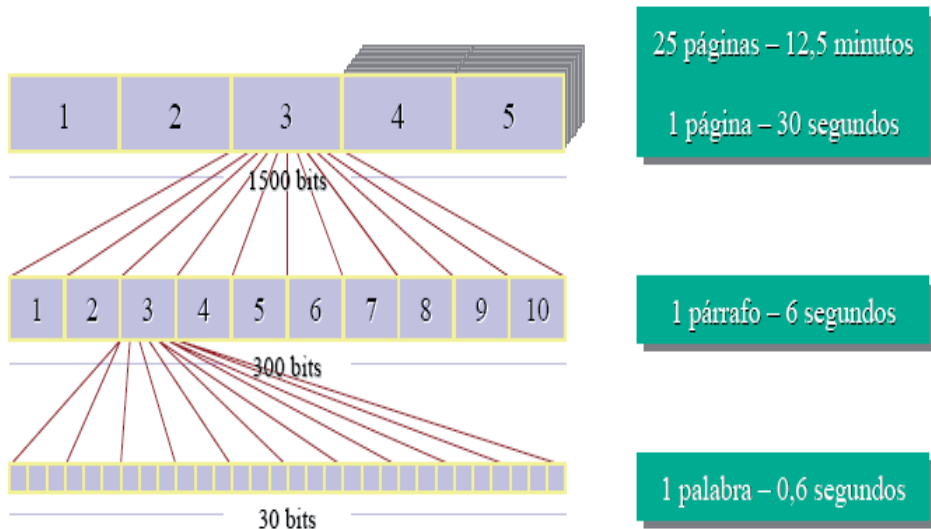


Figura 5.8. Estructura del mensaje de navegación

Cada una de las celdas o subgrupos empieza siempre con la *palabra de Telemetría* (TLM - *Telemetry Word*), la cual es necesaria para la sincronización. A continuación aparece la *palabra de Transferencia* (HOW - *Hand Over Word*).

La palabra TLM (*Telemetry Message*): El llamado mensaje telemétrico nos informa del estado de la información inyectada, así como de aspectos referentes a la medida del momento de rotación residual y momento de inercia de los satélites. Por lo general, la TLM sólo es utilizada por el segmento de control para realizar un chequeo de la información inyectada al satélite.

La palabra HOW (*Hand-Over-Word*) proporciona la información relativa a la *Z-count* para ajustar el código P.

El subgrupo o bloque 1 del Mensaje de navegación contiene los parámetros de corrección del reloj del satélite y los coeficientes de corrección ionosférica para usuarios de una frecuencia, véase Tabla 5.3.

Los subgrupos 2 y 3 contienen la información relativa a las efemérides de los satélites, es decir, la situación que ocupan en la órbita en función del tiempo. Estas efemérides son calculadas por el segmento control, inyectándose al satélite cada hora y disponiendo tanto de los parámetros orbitales keplerianos, como sus correspondientes correcciones, véase Tabla 5.3.

Los subgrupos 4 y 5 contienen datos de almanaque y parámetros ionosféricos, véase Tabla 5.3. A modo de resumen, la Tabla 5.4 muestra un resumen de las diferentes ondas con sus correspondientes frecuencias y longitudes de onda.

Tabla 5.4. Frecuencias GPS y correspondencia con longitudes de onda

Componente	Frecuencia (MHz)	Longitud de onda λ
Frecuencia fundamental	$f_0 = 10.23$	29.324 m
Portadora L_1	$154 \cdot f_0 = 1575.42$	0.190425 m
Portadora L_2	$120 \cdot f_0 = 1227.60$	0.244379 m
Código P	$f_0 = 10.23$	29.324 m
Código C/A	$f_0 / 10 = 1.023$	293.24 m
Código ω	$f_0 / 20 = 0.5115$	586.48 m
Mensaje de navegación	$f_0 / 204600 = 50 \cdot 10^{-6}$	5999690.4 m

5.4. Mejora de la señal GPS

Se están añadiendo tres nuevas señales para uso civil: L2C, L5 y L1C. Sin embargo, estas señales se están introduciendo de forma gradual en los nuevos satélites y no serán operativas hasta que transmitan desde 18 a 24 satélites.

L2C (1227.6 MHz) es la segunda señal GPS civil, diseñada específicamente para satisfacer necesidades comerciales. L2C permite corrección ionosférica, una técnica que aumenta la precisión, mejorará la adquisición de señal, aportará mayor fiabilidad y mayor rango de operación. El primer satélite GPS IIR (M) con L2C fue lanzado en 2005. Todos los satélites GPS enviados desde entonces han incluido un transmisor L2C.

L5 (1176.45 MHz) es la tercera señal GPS civil, diseñada para satisfacer los exigentes requisitos de seguridad de la vida y el transporte y otras aplicaciones de alto rendimiento. L5 se emite en una banda de radio reservada exclusivamente para los servicios de seguridad de aviación. Cuenta con una mayor potencia, mayor ancho de banda y un diseño avanzado de señales, será compatible con otros GNSS. En 2009, la fuerza aérea consiguió con éxito transmitir una señal experimental de L5 en el satélite GPS IIR-20(M). El primer satélite GPS IIF con un transmisor de L5 completo fue lanzado en mayo de 2010.

L1C (1575.42 MHz) es la cuarta señal GPS civil, diseñada para permitir la interoperabilidad entre GPS y sistemas de navegación vía satélite. Estados Unidos lanzará su primera señal L1C con GPS IIIA. L1C transmitirá a la misma frecuencia que la señal original de C/A L1, que será retenida para mejorar la compatibilidad.

5.5. Otras señales GNSS

5.5.1. GALILEO

La constelación GALILEO emitirá un total de 10 señales, como muestra la Tabla 5.5. Sobre la portadora E1 centradas sobre la frecuencia 1575.42 MHz serán moduladas tres señales en la banda 1559 - 1591 MHz, una señal privada y dos abiertas:

Sobre la portadora E5a de frecuencia nominal 1176.45 MHz serán transmitidas dos frecuencias en la banda 1164 - 1215 MHz, y un mensaje de navegación abierto.

Sobre la E5b de frecuencia nominal 1207.14 MHz se emitirán otras dos señales en el espectro 1188 - 1215 MHz, y un mensaje de navegación para salvamento.

Sobre la portadora E6 de frecuencia nominal 1278.75 MHz se emitirán tres frecuencias en el intervalo 1260 y 1300 MHz, y una señal de navegación de uso comercial. Para más detalles acerca de las señales GALILEO véanse las Tablas 5.6. y 5.7.

Tabla 5.5. Señales GALILEO (1)

Portadora	Frecuencia (Mhz) rangos entre 1200 - 1600	Código
E1 (3 señales)	1559 - 1591	E1a E1b E1c
E5 (4 señales)	1164 -1 215	E5a E5b
E6 (3 señales)	1260 - 1300	E6a E6b E6c

Tabla 5.6. Señales GALILEO (2)

E1	Frecuencia 1575.42 MHz, también llamada L1
E6	Frecuencia 1278.750 MHz
E5	Frecuencia 1191.795 MHz; también llamada E5a+E5b
E5a	Frecuencia 1176.450 MHz; también llamada L5
E5b	Frecuencia 1207.140 MHz
E1A, E1B, E1C	Los tres componentes de la señal (A, B, C) E1
E6A, E6B, E6C	Los tres componentes de la señal (A, B, C) E6
E5a-I, E5a-Q	Los componentes de la señal en fase y cuadratura de la E5a
E5b-I, E5b-Q	Los componentes de la señal en fase y cuadratura de la E5b
SAR descarga	Frecuencia de la banda 1544.050-1545.150 MHz
SAR subida	Frecuencia de la banda 406.0-406.1 MHz

Tabla 5.7. Señales GALILEO (3)

Link	Factor (f_0)	Frecuencia (MHz)	Long. onda (cm)	Ancho de banda asignado ITU (MHz)	Banda de frecuencia
E1	154	1575.420	19.0	32.0	ARNS/ RNSS
E6	125	1278.750	23.4	40.9	RNSS
E5	116.5	1191.795	25.2	51.2	ARNS/ RNSS
E5a	115	1176.450	25.5	24.0	ARNS/ RNSS
E5b	118	1207.140	24.8	24.0	ARNS/ RNSS

5.5.2. GLONASS

Hay dos tipos de señales que son transmitidas por los satélites GLONASS. La primera es la señal de precisión estándar (SP).

Cada satélite transmite la señal de SP en el mismo código pero utiliza una frecuencia diferente. Los satélites GLONASS utilizan la técnica FDMA (Frequency Division Multiple Access), Frecuencia de división múltiple es decir, cada satélite emite una frecuencia diferente, permitiendo de esta forma que se pueda transmitir el mismo código para todos ellos, ya que los satélites quedan identificados por su frecuencia y no por el PRN de su código como en el GPS (Kaplan, 1996). Los códigos pseudoaleatorios modulados sobre las diferentes portadoras son idénticos para todos los satélites.

Tabla 5.8. Frecuencias y códigos GLONASS

Portadora	Frecuencia (MHz)	Código
L1	$1602 + 0.5625 * n$	C/A P
L2	$1246 + 0.4375 * n$	C/A P
L3 en prueba y CDMA	1207.14	L30c

Los planes de modernización, pretenden cambiar la estructura de la señal al tipo GPS, CDMA en lugar de su estructura actual FDMA. El utilizar CDMA también comenzará a hacer la constelación GLONASS más compatible con el GPS y el futuro sistema GALILEO. Tanto portadoras como códigos GLONASS se muestran en la Tabla 5.8., donde el factor **n** que multiplica la frecuencia fundamental es un número entero y distinto para cada satélite, y desde el año 2005 los valores de **n** oscilan entre -7 y 6.

5.6. Anexo tablas

5.6.1. GALILEO

E1	Frecuencia 1575.42 MHz, también llamada L1
E6	Frecuencia 1278.750 MHz
E5	Frecuencia 1191.795 MHz; también llamada E5a+E5b
E5a	Frecuencia 1176.450 MHz; también llamada L5
E5b	Frecuencia 1207.140 MHz
E1A, E1B, E1C	Los tres componentes de la señal (A, B, C) E1
E6A, E6B, E6C	Los tres componentes de la señal (A, B, C) E6
E5a-I, E5a-Q	Los componentes de la señal en fase y cuadratura de la E5a
E5b-I, E5b-Q	Los componentes de la señal en fase y cuadratura de la E5b
SAR descarga	Frecuencia de la banda 1544.050-1545.150 MHz
SAR subida	Frecuencia de la banda 406.0-406.1 MHz

5.6.2. Constelación GPS

L1	Frecuencia portadora = 1575.420 MHz
L2	Frecuencia portadora = 1227.600 MHz
L3	Frecuencia portadora = 1381.050 MHz
L3	Frecuencia portadora = 1379.913 MHz
L5	Frecuencia portadora = 1176.450 MHz
C/A	Código bruto/de adquisición
P(Y)	Código preciso; el código Y reemplaza el código P en el modo <i>anti-spoofing</i>
M	Código militar
L1C	Código civil en L1
L2C	Código civil en L2; referencia general del código de la señal L2, que consiste en algunas combinaciones de C/A, L2CM y L2CL.
L2CM	Código de longitud moderada en L2C
L2CL	Código de longitud larga en L2C
L5C	Código civil en L5: referencia general del código civil en L5, que consiste en algunas combinaciones de L5I y L5Q
L5I	Código en fase en L5
L5Q	Código en cuadratura L5
NS	Códigos no estandarizados

5.6.3. Satélites geostacionarios SBAS

SBAS	Satélite	Longitud	PRN
EGNOS	Inmarsat-3-F2 / AOR-E	15.5° W	120
	ES A Artemis	21.5° E	124
	Inmarsat-3-F5 / IOR-W	25° E	126
GAGAN	INSATNAV	55° E	128
	GSAT-4	82° E	127
MSAS	MTSAT-1R	140° E	129
	MTSAT-2	145° E	137
WAAS	Inmarsat-3-F3 / POR	178° E	134
	Inmarsat-3-F4 / AOR-W	142° W	122
	Intelsat Galaxy XV	133° W	135
	TeleSat Anik F1R	107.3° W	138

5.6.4. Comparativa GPS, GLONASS, GALILEO y BEIDOU

La Figura 5.9. muestra una comparativa de las frecuencias de emisión de los satélites de las constelaciones GPS, GLONASS, GALILEO y BEIDOU.

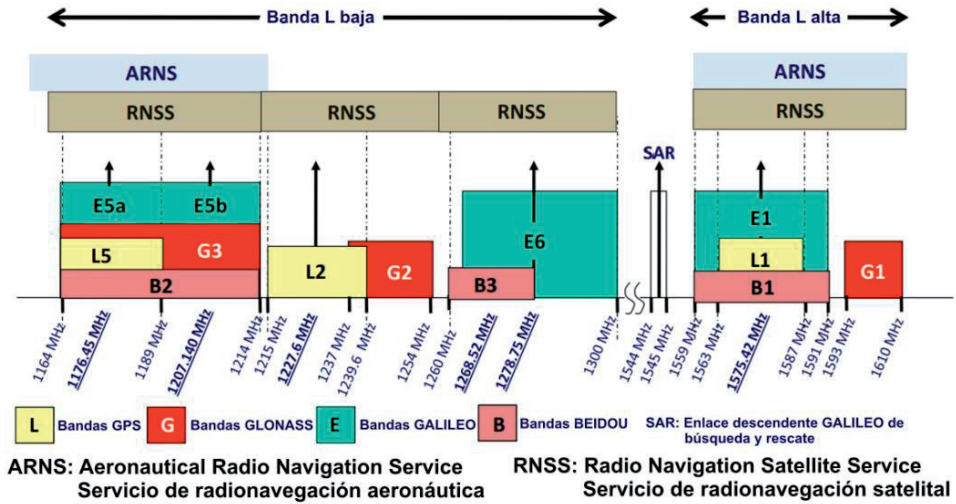


Figura 5.9. Comparativa de frecuencias. Modificada de Navipedia.

5.7. Bibliografía

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). GNSS. Editorial SpringerWien New York.

Misra, P. y Enge, P. (2001). Global positioning system. Editorial Ganga-Jamuna Press. Lincoln.

Seeber, G (2003). Satellite Geodesy. Editorial Walter de Gruyter. Berlin. New York.

Navipedia.net Web

Capítulo 6

Observables

6.1. Tipos de observables

El observable básico es el tiempo que tarda en viajar la señal desde el centro de fase de la antena del satélite (instante de emisión) hasta el centro de fase de antena del receptor (instante de recepción) que sirve para medir la distancia entre satélite y receptor y se basa en la propagación de las ondas electromagnéticas y en el efecto Doppler. Existen tres grupos de observables GPS:

- Observables de tiempo, que permitirán obtener las pseudodistancias a partir del código.
 - Código C/A modulado sobre la portadora L1
 - Código P modulado sobre la portadora L1
 - Código P modulado sobre la portadora L2
- Observables de diferencia de fase
 - Diferencia de fase de la portadora L1, que llamaremos Φ_{L1}
 - Diferencia de fase sobre la portadora L2, que llamaremos Φ_{L2}
- Observable Doppler
 - Desplazamiento Doppler de la portadora L1 llamado D_{L1}
 - Desplazamiento Doppler de la portadora L2 llamado D_{L2}

El observable Doppler es el menos preciso, (algún centenar de metros) pero es de rápida solución y sirve para que rápidamente la solución de pseudodistancia converja.

A esto habría que añadir que si el receptor es multiconstelación, el número de observables puede ser el siguiente:

- Señales de satélite que se rastrean simultáneamente:
 - GPS: L1 C/A, L1C, L2C, L2E, L5
 - GLONASS: L1C/A, L1P, L2C/A, L2P, L3
 - SBAS: L1C/A, L5 (para satélites SBAS compatibles con L5)
 - GALILEO: E1, E5A, E5B
 - BeiDou (COMPASS): B1, B2, B3
- SBAS: QZSS, WAAS, EGNOS, GAGAN

6.2. Pseudodistancias

La pseudodistancia es la medida de la distancia entre el satélite y el receptor entre la época de transmisión de señal desde el satélite y la recepción de la señal en el receptor. El tiempo medido se obtiene comparando la señal del satélite recibida por el receptor y la réplica de dicha señal que genera el receptor. La sincronización entre el código pseudoaleatorio recibido y la réplica generada se realiza desplazando temporalmente esta última hasta que la correlación entre las dos sea máxima. En la memoria interna de cada receptor está la lista completa de los códigos PRN de cada satélite, y el receptor así es capaz de producir la réplica del código de cada satélite.

En el caso de que el reloj del satélite y del receptor estén sincronizados, el tiempo que habrá que desplazar la réplica será el tiempo de propagación de la señal desde el satélite hasta el receptor. En la práctica, los relojes no están sincronizados entre sí, tanto el reloj del receptor como el reloj del satélite tienen una deriva con respecto al tiempo del sistema, que añadido a otros errores, hacen que no sea posible calcular con precisión la distancia, y se calcula una pseudodistancia, véase la Figura 6.1.

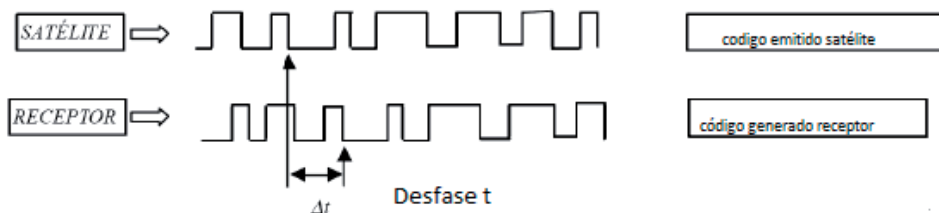


Figura 6.1 sincronización de señal

La pseudodistancia es el observable GPS básico para la navegación, puede aplicarse tanto al código C/A como al código P. La precisión en distancia en el C/A es de 3 metros, aproximadamente y en el código P es de unos 30 cm.

El receptor mide la diferencia temporal entre la emisión y recepción de la señal, para ello se calcula el desplazamiento que se ha necesitado para que las secuencias pseudoaleatorias se alineen.

Llamemos t^S a la lectura del reloj del satélite en el momento de la emisión transmitida vía código PRN y t_R la lectura del reloj del receptor en el momento de recepción de la señal (véase Figura 6.2.), conocidas como tiempos nominales, si ambos tiempos estuvieran referidos al mismo sistema de tiempos y no hubiese errores, la diferencia entre ellos sería el tiempo de viaje de la señal, pero en ambos relojes se producen unos adelantos y retrasos respecto al sistema GPS y sean las desviaciones de los relojes con respecto al sistema de tiempo GPS δ^S y δ_R respectivamente, los tiempos reales en el sistema de tiempo GPS vendrán dados por:

$$t_R(GPS) = t_R - \delta_R$$

$$t^S(GPS) = t^S - \delta^S$$

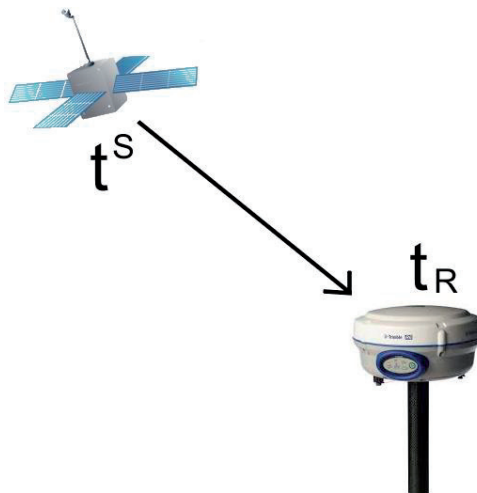


Figura 6.2 Señal pseudodistancia

La diferencia entre las lecturas de los relojes es equivalente al tiempo Δt , necesario para alinear las dos señales, la procedente del satélite y la generada en el receptor en el proceso de correlación de códigos:

$$\Delta t = t_R - t^S = [t_R(GPS) + \delta_R] - [t^S(GPS) + \delta^S] = \Delta t(GPS) + \Delta\delta$$

donde la diferencia de tiempos en la escala GPS:

$$\Delta t(GPS) = t_R(GPS) - t^S(GPS)$$

y la diferencia de errores en los relojes:

$$\Delta\delta = \delta_R - \delta^S$$

Luego de acuerdo a esta situación sería:

$$R = c \cdot \Delta t = c \cdot \Delta t(GPS) + c \cdot \Delta\delta = \rho + c \cdot \Delta\delta$$

El valor de δ^S (offset o deriva) puede modelarse por una polinomial cuyos coeficientes se transmiten en el mensaje de navegación.

La realidad no es exactamente esto, puesto que además del problema de tiempos y su deriva, se generan otros errores de propagación de la señal al atravesar la atmósfera (la ionosfera y la troposfera), efectos relativistas, retardos etc... Es decir, el paso de la señal “código” por estas capas ve perturbada su velocidad, produciendo un retraso de propagación, además se pueden producir otros errores como el error multicamino Δ_m , producido en la recepción de señal por efecto rebote en la antena y otros errores de menor importancia ε_p . Luego la distancia medida es más larga que la geométrica.

Por tanto la expresión general de pseudodistancia queda de la siguiente manera:

$$R = \rho + c \cdot \Delta\delta + \Delta^{Ionosfera} + \Delta^{Troposfera} + \Delta_m + \varepsilon_p$$

- R = pseudodistancia
- ρ = distancia verdadera
- c = velocidad luz
- $\Delta\delta$ = estados de los relojes
- $\Delta^{Ionosfera}$ = retardo ionosférico
- $\Delta^{Troposfera}$ = retardo troposférico
- Δ_m = efecto multicamino o multipath
- ε_p = otros errores

6.3. Fase

La medida de distancia puede calcularse midiendo el número entero N de longitudes de onda λ y la parte no entera φ , como se muestra en la Figura 6.3.

$$D = \lambda(N + \varphi)$$

Esta idea tan sencilla no es fácil de llevar a cabo dada la dificultad de determinar N, y a este problema se le llama la determinación de ambigüedades.

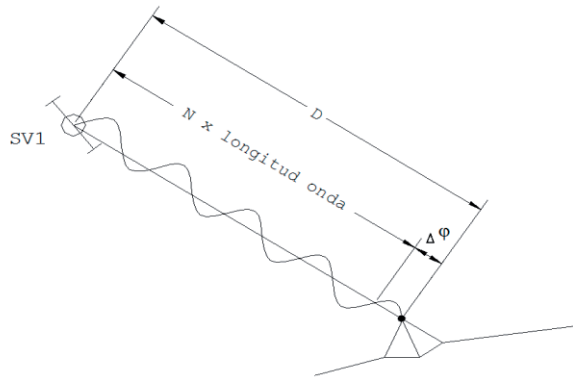


Figura 6.3 Medida de distancias por fase

La sincronización entre la portadora de la señal y la réplica generada en el receptor produce el enganche con la señal del satélite y así el receptor puede medir la fase de la portadora recibida. La medida de la fase se suele expresar en ciclos de portadora. De manera que esta distancia será igual al número entero de ciclos de portadora n transcurridos desde que la señal salió del satélite hasta que llega al receptor, más la fracción de ciclo medida.

El observable de fase es la diferencia entre la fase de la portadora recibida del satélite y la fase generada internamente por el oscilador del receptor.

Sea $\varphi_S(t)$ la fase de la portadora recibida, con frecuencia f_S y $\varphi_R(t)$ la fase de la portadora de referencia generada en el receptor con frecuencia f_R . El parámetro t es la época en el sistema de tiempo GPS, respecto a una época inicial $t_0 = 0$.

Si suponemos la frecuencia constante, la fase inicial $\varphi(t_0) = 0$ y si tenemos en cuenta el tiempo que la señal necesita para propagarse a través de la distancia ρ_0 desde el emisor hasta el receptor, obtenemos la ecuación de la fase de la onda electromagnética emitida por el satélite y observada en el receptor para el instante t_0 , que estará formada por dos sumandos $N_0\lambda$ y Φ_0 .

Donde la longitud $\Phi_0 = \left(\frac{\varphi_0}{2\pi}\right)\lambda$, es la diferencia de fase entre la fase portadora recibida del satélite y la réplica. Esta cantidad es medible y es el observable.

La longitud $N_0\lambda$, correspondiente a la fase debida al número entero de N_0 de ciclos completos, es un valor no medido y difícil de determinar, llamado ambigüedad.

De este modo la ecuación de fase en el instante t_0 será:

$$\rho_0 = \left(\frac{\varphi_0}{2\pi}\right)\lambda + N_0\lambda = \Phi_0 + N_0\lambda$$

El receptor utiliza un contador entre dos tiempos y mide ese desfase, pero a partir de una N_0 que se mantiene constante mientras no haya interrupción de la señal. Este número es el mismo para todas las medidas, antes del comienzo de la cuenta del receptor, es el número N de ambigüedades.

Una vez detectada la diferencia de fase φ_0 se pone en marcha el contador de ciclos enteros de la señal. Mientras el receptor permanezca enganchado con la señal, el número N_0 desconocido permanecerá constante, ya que el receptor registra la variación del número entero de ciclos en las propias medidas de fase. En el instante t_0 se produce el enganche, obteniéndose la medida Φ_0 siendo desconocido el número de ciclos N_0 , a partir de este momento el receptor registra la variación de ciclos N_i que se van produciendo y en los instantes sucesivos medirá la fase Φ_i y N_i (ver Figura 6.4).

Para un instante seguido t_1 , la ecuación de fase que determina la distancia real ρ_1 ahora estará formada por tres sumandos:

- La longitud $\Phi_1 = \left(\frac{\varphi_1}{2\pi}\right)\lambda$, que es la diferencia de fase entre la fase portadora recibida del satélite y la réplica. Esta cantidad es medible y es el observable.
- La longitud no ambigua $N_1\lambda$ correspondiente a la fase debida al número entero de N_1 de ciclos completos que el contador ha medido entre los instantes t_0 y t_1 . Valor medido.
- La longitud $N_0\lambda$ longitud ambigua.

Por la tanto la distancia vendrá dada por

$$\rho_1 = \left(\frac{\varphi_1}{2\pi}\right)\lambda + N_1\lambda + N_0\lambda = \Phi_1 + N_0\lambda$$

En general la ambigüedad viene dada por N_0 , como se puede ver en la Figura 6.4. y de forma general lo llamaremos N .

La fase de la portadora se puede medir con una precisión mayor que 0.01 ciclos, lo que corresponde a una precisión de milímetros. En ocasiones puede ocurrir que haya pérdida de ciclos (cycle slip) pero existen tecnologías para recuperar esta pérdida.

Al igual que en la señal código, existen los errores de los relojes, y también en su recorrido sufre los efectos de retraso o adelanto de señal al atravesar la ionosfera y la troposfera, y otros errores como multicamino. Por lo tanto la expresión general será:

En unidades lineales:

$$\Phi = \rho + c \cdot \Delta\delta + \lambda N + \Delta_{troposfera} - \Delta_{ionosfera} + \Delta_m + \epsilon_P$$

En unidades de ciclo, como ángulo:

$$\Phi = \frac{\rho}{\lambda} + \frac{(c \cdot \Delta\delta)}{\lambda} + N + \frac{\Delta^{trop}}{\lambda} - \frac{\Delta^{iono}}{\lambda} + \Delta_m + \epsilon_P$$

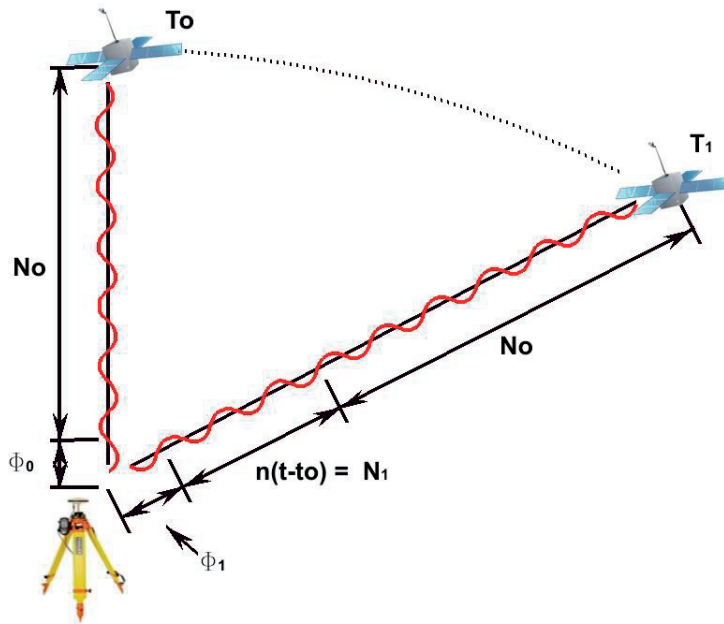


Figura 6.4 Medida de fase

6.3.1. Precisión de medidas

Como regla general, se ha estimado que la correlación entre la señal entrante y la generada en el receptor permite alinear los chips con una precisión del 1-2%, lo que permite una resoluciones del orden que se muestra en la Tabla 6.1., aunque este porcentaje varía un poco con la inclinación del satélite.

Tabla 6.1. Precisión de las medidas GPS

Señal GPS	Longitud de onda	Precisión <1 % de λ
Condigo C/A	300 m	1 a 3 m
Código P	30 m	10 a 30 cm
Fase L1 o L2	20 cm	1 a 2 mm

6.4. Combinaciones de frecuencias L1 Y L2

Se pueden realizar diversas combinaciones de datos de los receptores de doble frecuencia que aportan ventajas para el procesado de datos, mejorando precisión o tiempos en cálculo, posibilidad de suavizado de medidas de código o eliminar efectos ionosféricos.

La combinación de frecuencias se va a utilizar para diversas aplicaciones imprescindibles para el posicionamiento de precisión con técnicas GNSS, se agruparan sus aplicaciones en las siguientes:

- Generar una nueva expresión de frecuencia (banda ancha, estrecha...)
- Recuperar las pérdidas de ciclo
- Eliminar el efecto ionosférico
- Determinación de ambigüedades
- Combinación de frecuencia de fase portadora (simples, dobles y triples diferencias)

En este capítulo se tratan los dos primeros casos, la generación de nuevas frecuencias, y la aplicación para la recuperación de pérdidas de ciclo.

En general es una combinación lineal de dos fases φ_1 y φ_2 , viene dada por:

$$\varphi = n_1\varphi_1 + n_2\varphi_2$$

donde n_1 y n_2 son dos escalares.

De igual manera podemos expresar las frecuencias:

$$f = n_1f_1 + n_2f_2$$

Existen varias combinaciones lineales, algunas se indican en la tabla 6.2, pero se pueden crear muchas más.

6.4.1. **Combinación banda estrecha. Narrow lane**

La combinación lineal de las fases de las portadoras L1 y L2, para el caso más simple en el que $n_1 = n_2 = 1$, Φ_{L1+L2} es conocida como banda estrecha (*Narrow lane* Φ_5). En un principio se le llamó L5 pero actualmente este término está ocupado por la verdadera señal L5.

$$\Phi_{L1+L2} = \Phi_{L1} + \Phi_{L2}$$

Su longitud de onda en el caso de las señales GPS será.

$$\lambda_{L1+L2} = \frac{c}{f_1 + f_2}$$

$$\lambda_{L1+L2} = \frac{300 \cdot 10^6 \text{ m/s}}{(1575.42 + 1227.60) \cdot 10^6 \text{ Hz}} = 10.7 \text{ cm}$$

Con $f_{NL} = 2803.0 \text{ MHz}$.

Tiene la enorme ventaja de que al ser del orden de 10 cm se puede obtener una mejor precisión, pero también el inconveniente de mayor dificultad de fijar las ambigüedades, y al ser combinación lineal el ruido es mayor por aplicación de la ley de propagación de errores, el error de la combinación será el de la portadora por $\sqrt{2}$.

6.4.2. *Combinación banda ancha. Wide lane Lw*

La combinación lineal de las fases de las portadoras L1 y L2, para el caso en el que $n_1 = 1$ y $n_2 = -1$, algunos autores la llaman geometría libre o L₄, contiene sólo el retraso ionosférico, es independiente de los relojes del receptor, y satélite y de la geometría de la observación (órbitas, coordenadas de estación). Vendrá dada por:

$$\Phi_{L1-L2} = \Phi_{L1} - \Phi_{L2}$$

la Φ_{L1-L2} se conoce como banda ancha (*Wide lane* Φ_4).

$$\lambda_{L1-L2} = \frac{300 \cdot 10^6 \text{ m/s}}{(1575.42 - 1227.60) \cdot 10^6 \text{ Hz}} = 86.2 \text{ cm}$$

con $f_{WL} = 347.82 \text{ MHz}$.

Su valor de observable de 86.2 cm, cuatro veces superior a L1, es muy interesante para detectar pérdidas de ciclo en la fase, y para calcular con mayor rapidez un valor de N, que se utiliza para reducir los efectos ionosféricos. También el ruido de la wide Lane se multiplica por $\sqrt{2}$.

Ambas combinaciones, banda ancha y banda estrecha se utilizan para la determinación de N.

6.4.3. *Combinación ionosférica, coeficientes no enteros*

La combinación lineal ionosférica libre para el retardo ionosférico, combinación lineal llamada L₃, se establece asignando a los coeficientes los siguientes valores:

$$n_1 = 1; n_2 = -\frac{f_{L2}}{f_{L1}}$$

Con lo que tendremos:

$\Phi_{L3} = \Phi_{L1} - \frac{f_{L2}}{f_{L1}} \Phi_{L2}$ que se utiliza para reducir los efectos ionosféricos, y pérdidas de ciclos.

El efecto de retardo ionosférico depende del cuadrado de la frecuencia.

Otras combinaciones interesantes son mediumlane y extrawidelane que podrían emplearse en la resolución de ambigüedades, detección y pérdidas de ciclos, dada su amplia longitud de onda.

La combinación L₁-L₅ *medium lane* cuya frecuencia $f_{L15} = 398.97$ MHz. tiene una longitud de onda de 0.751 m.

La combinación L₂-L₅ *extra wide lane* tiene una frecuencia $f_{L25} = 51.15$ le corresponde una longitud de onda de 5.861 m.

Las nuevas frecuencias y combinaciones aceleraran las técnicas de posicionamiento y mejorarán la precisión.

6.4.4. Combinación de pseudodistancia de código y fase, suavizado de código

La combinación de observable de código y de fase, para conseguir una solución de código suavizada, es de gran interés para posicionamiento en tiempo real, o bien la combinación de código y fase Melbourne-Wübbena de enorme aplicación.

6.4.5. Melbourne-Wübbena (1985)

Es una combinación de código P y fase en ambas frecuencias que elimina el efecto de ionosfera, medida geométrica, estado de los relojes y troposfera. Muy interesante para reparar pérdidas de ciclo.

$$W = L\delta - P\delta = \frac{f_1 L_1 - f_2 L_2}{f_1 - f_2} - \frac{f_1 P_1 + f_2 P_2}{f_1 + f_2}$$

Esta combinación es perfecta para utilizarla en el fijado de las ambigüedades y para ello utiliza la combinación de banda ancha.

6.4.6. Combinaciones de triple frecuencia

Las nuevas señales GPS darán lugar a nuevas combinaciones lineales de observables, tipo triple frecuencia como:

$$\varphi = n_1 \varphi_1 + n_2 \varphi_2 + n_3 \varphi_3$$

En la Tabla 6.2. se muestra un resumen de las señales y posibles combinaciones.

Tabla 6.2. Señales GPS y sus combinaciones

Señal	Frecuencia MHz	Longitud de onda (m)
L1	1575.42	0.190
L2	1227.60	0.244
L5	1176.45	0.255
BANDA ESTRECHA L1+L2 Narrow	2803.02	0.107
L4 BANDA ANCHA L1-L2 wide	347.82	0.8625
LIBRE IONOSFERA L3	6.19	48.5
MELBOURNE-WÜBBENA L6	347.83	0.8625
BANDA MEDIA L1-L5	398.97	0.751
EXTRA BANDA ANCHA L2-L5	51.15	5.861

6.5. Detección y reparación de la pérdida de ciclos

Durante una observación de fase puede suceder que, en un determinado instante por causas diversas, se interrumpa la adquisición de la señal; al reanudar de nuevo la señal, la parte fraccional de la medida de fase es prácticamente la misma que la de antes de la interrupción, pero el número N_0 entero de ambigüedad, que se tenía como fijo y desconocido sufre una discontinuidad, denominada pérdida de ciclo. En el procedimiento de medida de fase, esta ambigüedad en la fase N_0 permanece constante mientras no se produzca una pérdida de la recepción de la señal. Esta recomposición de señal, con la recuperación de la pérdida de ciclo, es fundamental para poder trabajar en fase, y debe resolverse antes del procesado de los datos, ya que si no se genera una nueva incógnita cada vez que se haya producido una interrupción de señal.

Varias son las causas o razones que pueden producir pérdidas de ciclos, obstrucciones debidas edificios, multipath, vegetación, condiciones atmosféricas o un fallo en el software del receptor que produce un incorrecto procesado de la señal.

Tabla 6.3. Soluciones para las pérdidas de ciclo

Observable	Solución para la detección del salto
Monofrecuencia de Fase (L_1 o L_2)	Medida de Fase
Medidas Bifrecuencia (L_1 y L_2)	Combinaciones de fase
Medidas Monofrecuencia y pseudodistancia de código	Combinación de código y fase
Medidas de Monofrecuencia y Doppler	Combinación de fase y cuenta Doppler

Hoffman-Wellenhof, resumen en la Tabla 6.3. los distintos tipos de observables y su combinación para la detección de saltos ciclos.

Existen diversas técnicas para detectar y solucionar las pérdidas de ciclo, se va a desarrollar el caso de un receptor bifrecuencia y un satélite.

En unidades de ciclo, como ángulo:

$$\Phi = \frac{\rho}{\lambda} + \frac{(c \cdot \Delta\delta)}{\lambda} + N + \frac{\Delta^{trop}}{\lambda} - \frac{\Delta^{iono}}{\lambda} + \Delta_m + \epsilon_P$$

El modelo en el caso de las portadoras de fase, recordando la expresión de la ecuación de fase con el efecto ionosféricos se puede escribir:

$$\begin{aligned}\lambda_{L1}\Phi_{L1}(t) &= \rho(t) + c\Delta\delta(t) + \lambda_{L1}N_{L1} - \Delta^{iono}(t)(f_{L1}) + \dots \\ \lambda_{L2}\Phi_{L2}(t) &= \rho(t) + c\Delta\delta(t) + \lambda_{L2}N_{L2} - \Delta^{iono}(t)(f_{L2}) + \dots\end{aligned}$$

Y de acuerdo a la estimación de Seeber:

$$\Delta^{iono} = -\frac{40,3}{f^2}TEC$$

Sustituyendo en la expresión anterior:

$$\begin{aligned}\lambda_{L1}\Phi_{L1}(t) &= \rho(t) + c\Delta\delta(t) + \lambda_{L1}N_{L1} - \frac{A(t)}{f_{L1}^2} + \dots \\ \lambda_{L2}\Phi_{L2}(t) &= \rho(t) + c\Delta\delta(t) + \lambda_{L2}N_{L2} - \frac{A(t)}{f_{L2}^2} + \dots\end{aligned}$$

Restando ambas expresiones y aproximando en primer orden desaparecen los términos de distancia geométrica y oscilador y se obtiene:

$$\lambda_{L1}\Phi_{L1}(t) - \lambda_{L2}\Phi_{L2}(t) = \lambda_{L1}N_{L1} - \lambda_{L2}N_{L2} - \frac{A(t)}{f_{L1}^2} + \frac{A(t)}{f_{L2}^2}$$

Dividiendo por λ_{L1} :

$$\Phi_{L1}(t) - \frac{\lambda_{L2}}{\lambda_{L1}}\Phi_{L2}(t) = N_{L1} - \frac{\lambda_{L2}}{\lambda_{L1}}N_{L2} - \frac{A(t)}{\lambda_{L1}}\left(\frac{1}{f_{L1}^2} - \frac{1}{f_{L2}^2}\right)$$

Como $c = \frac{\lambda}{f}$ y teniendo en cuenta $\frac{\lambda_{L2}}{\lambda_{L1}} = \frac{f_{L1}}{f_{L2}}$

$$\begin{aligned}\Phi_{L1}(t) - \frac{f_{L1}}{f_{L2}}\Phi_{L2}(t) &= N_{L1} - \frac{f_{L1}}{f_{L2}}N_{L2} - \frac{A(t)}{\lambda_{L1}}\left(\frac{1}{f_{L1}^2} - \frac{1}{f_{L2}^2}\right) \\ \Phi_{L1}(t) - \frac{f_{L1}}{f_{L2}}\Phi_{L2}(t) &= N_{L1} - \frac{f_{L1}}{f_{L2}}N_{L2} - \frac{A(t)}{\lambda_{L1}f_{L1}^2}\left(1 - \frac{f_{L1}^2}{f_{L2}^2}\right)\end{aligned}$$

En esta expresión han desaparecido los términos de distancia geométrica y oscilador, y muestra que la única dependencia del tiempo es la corrección ionosférica, por lo tanto cualquier variación temporal no ionosférica se deberá a la perdida de ciclo de la señal, produciendo saltos o perdidas de ciclo, el problema queda reducido a saber si se ha producido en la L_1 , en la L_2 o en ambas frecuencias. Este modelo se denomina **ionosférico residual**.

6.6. RINEX. Observables

RINEX (*Receiver Independent Exchange Format*) son las siglas del formato de intercambio de información GPS. Los ficheros RINEX contienen los observables, los datos de navegación y datos atmosféricos.

El formato RINEX fue desarrollado originalmente para datos GPS y más tarde fue adaptado al sistema ruso GLONASS y otros sistemas GNSS. Este formato requiere un tamaño muy grande debido al tipo de observación que se hace, por ello se desarrolla una versión en formato RINEX compactada (Hatanaka, 1996), un archivo RINEX de observación en un formato ASCII más pequeño. Yuki Hatanaka creo y mantiene **rnx2crx** y **crx2rnx**, que permite al usuario comprimir/descomprimir, respectivamente.

Los ficheros básicos que comprende el formato RINEX son:

- Fichero de observación (yyO)
- Fichero de navegación GPS (yyN)
- Fichero de datos meteorológicos (yyM)
- Fichero de navegación GLONASS (yyG)
- Ficheros de navegación GEO (yyH)
- Ficheros de datos re reloj de satélite (yyC)

De forma similar a los archivos de efemérides, de los que se habló en el Capítulo 3, los ficheros RINEX tienen ciertas reglas de nomenclatura, como se explica en la Tabla 6.4.

Tabla 6.4. Nomenclatura de los ficheros RINEX

Fichero RINEX de observación: VALE1180.13o.Z		
ssss	Código de la estación, ejemplo VALE de Valencia	
ddd	El día del año sobre los 365 días, por ejemplo día 118	
f	El número de la sesión dentro del día o fichero horario	
YY	Los dos últimos dígitos del año, ejemplo 2013	
T	Tipo de fichero	O observación (este caso) N navegación M meteorológico ...
z	Comprimido z	

El día del año 182 del año 2013 corresponde al día 28 de abril, domingo, de la semana GPS 1738. En la Figura 6.5. se muestra el calendario GPS de los cuatro primeros meses del año 2013, imprescindible para localizar los ficheros RINEX.

2013								2013									
Jan				Feb				Jan				Feb					
GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat	GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat		
1721			1	2	3	4	5	1721			1	2	3	4	5		
1722	6	7	8	9	10	11	12	1722	6	7	8	9	10	11	12		
1723	13	14	15	16	17	18	19	1723	13	14	15	16	17	18	19		
1724	20	21	22	23	24	25	26	1724	20	21	22	23	24	25	26		
1725	27	28	29	30	31			1725	27	28	29	30	31				
2013								2013									
Feb				Mar				Mar				Apr					
GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat	GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat		
1725						1	2	1725							32	33	
1726	3	4	5	6	7	8	9	1726	34	35	36	37	38	39	40		
1727	10	11	12	13	14	15	16	1727	41	42	43	44	45	46	47		
1728	17	18	19	20	21	22	23	1728	48	49	50	51	52	53	54		
1729	24	25	26	27	28			1729	55	56	57	58	59				
2013								2013									
Mar				Apr				Apr				Apr					
GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat	GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat		
1729						1	2	1729							60	61	
1730	3	4	5	6	7	8	9	1730	62	63	64	65	66	67	68		
1731	10	11	12	13	14	15	16	1731	69	70	71	72	73	74	75		
1732	17	18	19	20	21	22	23	1732	76	77	78	79	80	81	82		
1733	24	25	26	27	28	29	30	1733	83	84	85	86	87	88	89		
1734	31							1734	90								
2013								2013									
Apr				May				May				Jun					
GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat	GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat		
1734			1	2	3	4	5	6	1734			91	92	93	94	95	96
1735	7	8	9	10	11	12	13	1735	97	98	99	100	101	102	103		
1736	14	15	16	17	18	19	20	1736	104	105	106	107	108	109	110		
1737	21	22	23	24	25	26	27	1737	111	112	113	114	115	116	117		
1738	28	29	30					1738	118	119	120						

Figura 6.5. Calendario GPS

El llamado **CRINEX** es el formato RINEX compacto, que a su vez es un formato de compresión para datos de observación GPS, compatible con el formato de archivo de observación RINEX versión 2. La reducción de este formato ASCII es efectiva y se ha logrado al combinar con herramientas estándar de compresión de archivos, tal como compresión UNIX. El formato CRINEX es análogo al formato de archivo de observación RINEX versión 2, y se logra utilizando unas normas específicas para su compresión. La descompresión del fichero se realiza mediante la aplicación *crx2rnx.es*, de la que ya se ha hablado anteriormente.

El formato **SINEX** surge por la necesidad de crear un formato común al aumentar la necesidad de intercambio de información de **coordenadas de estación**. Esta necesidad surgió a principios del año 1995, con el esfuerzo de un gran número de participantes del IGS.

El formato se ha desarrollado rápidamente, la información está organizada en bloques. Cada línea SINEX tiene al menos 80 caracteres ASCII, el archivo SINEX está subdividido en grupos de datos llamados bloques, donde cada bloque se encuentra cercado por una línea de cabecera y avance. Cada bloque tiene un formato fijo y contienen información de los archivos, sus entradas, los lugares y la solución.

Chequeo de observables (teqc)

Cuando se trabaja con redes GNSS permanentes o se procesan datos para trabajos científicos o de alta precisión, se realiza un control de calidad de los archivos de observación, mediante el programa **TEQC** Translating Editing Quality Control, de UNAVCO

este programa es un conjunto de herramientas informáticas que analizan los observables GNSS.

6.7. Estructura de los ficheros RINEX

6.7.1. Fichero RINEX de observación

En el archivo de observación, nos encontramos con los tres observables básicos (Doppler, Pseudodistancia y fase) y el término tiempo.

ETIQUETA DE CABECERA	DESCRIPCIÓN
RINEX VERSION / TYPE	- Versión de RINEX - Tipo de fichero ("O" observ.) - Sistema de satélite: * G: GPS. * R: GLONASS. * S: geoestacionario * T: NNSS Transit. * M: Mixto. *
PGM / RUN BY / DATE	- Programa de creación del fichero. - Agencia de creación del fichero. - Día de creación del fichero.
COMMENT	- Comentarios.
MARKER NAME	- Nombre del punto de observación
MARKER NUMBER	- Número del punto de observación
OBSERVER / AGENCY	- Nombre del observador y agencia.
REC # / TYPE / VERS	- Número de receptor, tipo y software.
ANT # / TYPE	- Número y tipo de antena.
APPROX POSITION XYZ	- Posición absoluta aprox. del punto en la última época
ANTENNA: DELTA H/E/N	- H de ant. y excentricid. relativas al este y al norte (m).
WAVELENGTH FACT L1/2	- Factores para L1 y L2: * 1: Ciclo completo. * 2: Medio ciclo (cuadratura). * 0 en L2: Sólo una frecuencia. - Número de satélites con estos factores. - Lista de PRNs satélites.
# / TYPES OF OBSERV	- Número de observables grabados. - Tipos de observables grabados. * L1,L2: Medidas de fase L1 o L2. * C1: Pseudodist. con C/A en L1. * P1,P2: Idem con P en L1 o L2. * D1,D2: Doppler en L1 o L2. * T1,T2: Transit Integrated Doppler en 150 o 400 MHz. - Las unidades de las medidas son: * Fase: ciclos enteros. * Pseudodistancia: metros. * Doppler: Hz. * Transit: ciclos.
INTERVAL	- Intervalo de observación (épocas) en s.

TIME OF FIRST OBS	-Tiempo de la primera época de grabación (año, mes, día, hora, minuto y segundo) - Sistema de tiempo: * GPS: tiempo GPS. * GLO: tiempo UTC
TIME OF LAST OBS	- Tiempo de la última época de grabación. La estructura es análoga a la anterior
LEAP SECONDS	- Salto de segundos desde el 6-1-1980. Es recomendable su uso con datos mixtos
END OF HEADER	- Final de cabecera
OBS RECORD	- Época (año, mes, día, min, seg). - Señal 0 (OK) ó 1 (falta de sincronismo entre la época anterior y la actual). - Número de satélites en la época actual. - Lista de PRNs en la época actual. - Valores de las observables - Desfase del reloj del receptor

6.7.2. Fichero de navegación

El fichero con el mensaje de navegación contiene los datos orbitales, los parámetros del reloj y la precisión de las medidas de pseudodistancia de los satélites observados. Su cabecera puede contener opcionalmente datos del mensaje de navegación tales como los parámetros del modelo ionosférico para aparatos de una sola frecuencia y términos de correcciones relacionados con el tiempo GPS y UTC10.

ETIQUETA DE CABECERA	DESCRIPCIÓN
RINEX VERSION / TYPE	- Formato y tipo de fichero("N" Naveg.)
PGM / RUN BY / DATE	- Nombre, agencia y día de creación
COMMENT	- Comentario
ION ALPHA	- Parámetros ionosféricos A0-A3 del almanaque
ION BETA	- Parámetros ionosféricos B0-B3 del almanaque
DELTA-UTC: A0,A1,T,W	- Parámetros del almanaque para calcular el tiempo en el sistema UTC: * A0,A1: Términos del polinomio. * T: Tiempo de ref. para datos UTC. * W: Núm. de la semana UTC de ref.
LEAP SECONDS	- Error en el tiempo por el salto de segundo
END OF HEADER	- Final de cabecera
Grupo 1	- Número PRN, año,mes,día,hora,min.,sec. - Error del reloj del satélite (s). - Deriva del reloj del satélite (s/s). - Período de deriva (s ⁻¹).
Grupo 2	- Edad de las efemérides (s). - Corrección Crs (m). - Diferencia media de movimiento (rad / s). - Anomalía media (rad).
Grupo 3	- Corrección Cuc (rad). - Excentricidad. - Corrección Cus (rad). - Raíz cuadrada del semieje mayor (m ^{1/2}).
Grupo 4	- Tiempo de las efemérides (segundos de semana GPS). - Corrección Cic (rad). - Nodo de longitud (OMEGA) (rad).

	- Corrección Cis (rad).
Grupo 5	- Inclinación (rad). - Corrección Crc (m). - Argumento del perigeo (omega) (rad). - Velocidad del nodo de longitud (OMEGA DOT) (rad / s).
Grupo 6	- Velocidad de inclinación (IDOT) (rad / s) - Códigos en el canal L2. - Semana GPS. - Aviso de datos de código P en L2.
Grupo 7	- Precisión del satélite (m). - Salud del satélite (entrada MSB). - Retardo ionosférico (TGD) (s). - Edad de los datos del reloj (s).
Grupo 8	- Tiempo de transmisión del mensaje (s de semana GPS) - De repuesto / sin información. - De repuesto / sin información. - De repuesto / sin información.

6.7.3. Fichero datos meteorológicos

Contiene datos como la presión atmosférica en milibares, la temperatura seca y húmeda en grados Celsius y la humedad relativa; opcionalmente puede contener la humedad central del retardo ionosférico obtenida por un radiómetro de vapor de agua. Cada fichero contiene los datos de una estación.

ETIQUETA DE CABECERA	DESCRIPCION
RINEX VERSION / TYPE	- Formato y tipo de fichero ("M" met.).
PGM / RUN BY / DATE	- Programa, agencia y día de creación
COMMENT	- Comentario.
MARKER NAME	- Nombre de la estación
MARKER NUMBER	- Número de la estación
# / TYPES OF OBS	- Número y tipos de observación grabados. * PR: presión (mbar). * TD: temperatura seca (°celsius). * HR: humedad relativa (%).
SENSOR MOD/TYPE	- Sensor de observación meteorológico: * Modelo. * Tipo. * Precisión. * Observable (PR, TD o HR)
SENSOR POS XYZH	- Posición aproximada del sensor. * XYZ geocent. (ITRF o WGS84). * H elipsoidal. * Tipo de observable (PR,TD,HR).
END OF HEADER	- Final de cabecera
OBS. RECORD	- Epoca en tiempo GPS (año,mes,día,hora,minuto y segundo). - Datos PR, TD y HR.

6.8. El formato RINEX 3

Es la nueva versión de formato de Intercambio de receptores independientes (RINEX) para datos de observación GNSS (Global Navigation Satellite System) fue propuesta por Gurtner y Estey (2006) para dar cabida a los avances recientes en el entorno del GNSS tales como la modernización de los Sistemas de Posicionamiento Global (GPS) y la aparición de los nuevos sistemas GNSS.

6.9. Descarga de datos RINEX

A continuación se adjuntan las instrucciones para obtener los observables en formato RINEX de tres organismos de diferente nivel, supranacional, nacional y autonómico.

6.9.1. Descarga de datos EUREF

EUREF es la subcomisión de marco de referencia de la IAG para Europa. EUREF lidia con la definición, realización y mantenimiento del Marco de Referencia Europeo. A través de su página web se pueden obtener los observables de las estaciones permanentes pertenecientes a su red, mediante el enlace: <http://www.epncb.oma.be/>, se tiene acceso a la información, como se indica en la Figura 6.6.

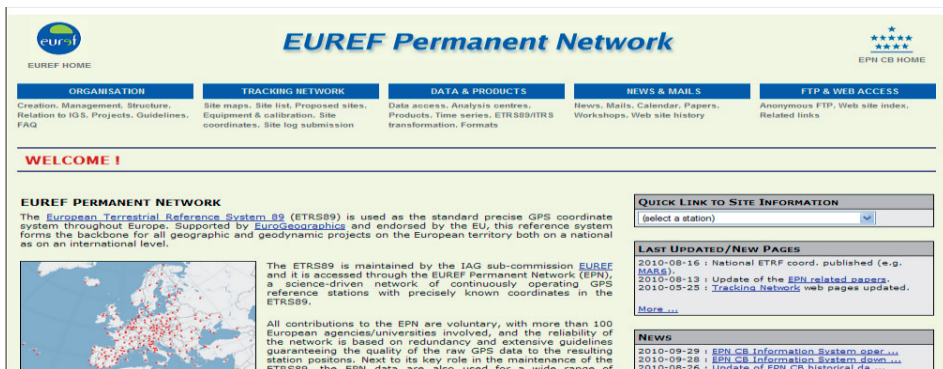


Figura 6.6. Página de la Red Permanente de EUREF

Seleccionando la estación que de la cual queremos los datos, en el menú “Quick Link To Site Information”, se puede acceder a la información de cualquier estación de la red, tanto de emplazamiento, estatus coordenadas, como los observables RINEX que buscamos, la Figura 6.7. muestra la parte de la página donde se localizan los ficheros RINEX, a los que se puede acceder fácilmente, ya que se muestra un calendario con los datos disponibles.



Figura 6.7. Página de la Red Permanente de EUREF, estación VALE

6.9.2. Descarga de datos del IGN

Igualmente, el Instituto Geográfico Nacional pone a disposición los datos procedentes de las estaciones pertenecientes a su red, a través de la web: <ftp://ftp.geodesia.ign.es/>. Mediante este enlace se accede directamente al servidor ftp, de donde se bajan directamente los datos, como se muestra en la Figura 6.8.



Figura 6.8. Servidor ftp del IGN

6.9.3. Descarga de datos ICV

El Instituto Cartográfico Valenciano también tiene su propio ftp del que se pueden descargar los datos, a este servidor se accede con contraseña, pero esta contraseña se indica en la misma página. La página web del ICV es: <http://www.icv.gva.es/ICV/>,

accediendo a “Descarga de datos” se pueden obtener los ficheros RINEX con diferentes intervalos de tiempo.

6.10. Ejercicio

A continuación se resuelve un ejercicio para el que se utilizará el fichero de observación de la estación YEBE (IGN) del día 27 de septiembre de 2012, diario a 30 segundos.

El ejercicio consiste en responder una serie de preguntas, utilizando los datos de los ficheros RINEX, que se adjuntan a continuación, primero se estudia el RINEX de observación y después el RINEX de navegación.

Fichero de observación:

```

2.11 OBSERVATION DATA G (GPS) RINEX VERSION / TYPE
teqc 2011Oct11 IGN-E (SPG) 20120928 01:26:04UTC PGM / RUN BY / DATE
Linux 2.4.21-27.ELsmp|Opteron|gcc -static|Linux x86_64|=+ COMMENT
BIT 2 OF LLI FLAGS DATA COLLECTED UNDER A/S CONDITION COMMENT
YEBE MARKER NAME
13420M001 MARKER NUMBER
Programas Geodesicos Instituto Geografico Nacional OBSERVER / AGENCY
4644124596 TRIMBLE NETRS 1.2-5 REC # / TYPE / VERS
0180418 TRM29659.00 NONE ANT # / TYPE
4848724.9142 -261632.4716 4123093.9223 APPROX POSITION XYZ
0.0000 0.0000 0.0000 ANTENNA: DELTA H/E/N
1 1 WAVELENGTH FACT L1/2
6 L1 L2 C1 P2 S1 S2 # / TYPES OF OBSERV
16 LEAP SECONDS
SNR is mapped to RINEX snr flag value [0-9] COMMENT
L1 & L2: min(max(int(snr_dBHz/6), 0), 9) COMMENT
2012 9 27 0 0 0.0000000 GPS TIME OF FIRST OBS
END OF HEADER

12 9 27 0 0 0.0000000 0 10G04G08G26G29G05G13G07G16G02G10
-11507102.64846 -7702885.40644 22922463.0234 22922452.4884 40.0004
27.0004
-18656979.31247 -13341855.76646 20970497.1484 20970485.9694 47.7504
40.5004
-12749849.97746 -8646949.88743 23029337.1644 23029327.2734 38.5004
23.5004
-342216.39545 -30684.00452 25578203.4454 25578195.1954 32.0004
17.2504
-19905685.95347 -14121551.99646 21842038.4694 21842026.3524 46.0004
37.5004
-8026075.68447 -5510363.96544 22645064.5784 22645052.3444 42.5004
26.5004
-18583705.09847 -13342549.25846 20874302.0164 20874289.8984 46.2504
39.7504
213916.629 5 25649790.734 32.000

-25214953.62547 -18792686.00446 21091522.5864 21091509.6484 46.0004
37.5004
-26844954.37547 -18856699.68446 20295122.5634 20295111.2074 46.7504
40.5004
12 9 27 0 0 30.0000000 0 10G04G08G26G29G05G13G07G16G02G10
-11405464.35546 -7623686.79344 22941803.6254 22941793.2664 40.2504
27.2504
-18706865.80147 -13380728.34046 20961003.6724 20960992.5514 47.7504
39.5004
-12840978.07846 -8717958.73443 23011996.6334 23011986.8014 39.5004
23.0004

```

-316485.56244 14.7504	-10634.00442	25583099.3914	25583091.9614	28.7504
-19979343.57847 37.0004	-14178947.53546	21828021.7734	21828009.9494	46.2504
-7944740.89146 27.2504	-5446986.23444	22660542.4534	22660529.8674	41.5004
-18551444.87147 39.7504	-13317411.41046	20880440.8984	20880428.6644	46.5004
266186.473 5		25659737.227		31.250
-25185872.55547 37.5004	-18770025.45746	21097057.1334	21097043.3754	45.5004
-26816949.37547 40.2504	-18834877.62946	20300451.8674	20300440.8634	46.0004

Se deberá responder a:

- ¿Qué organismo lo gestiona?
IGN-E (SPG)
- ¿Cuál es el tipo de receptor y antena?
TRIMBLE NETRS 1.2-5
TRM29659.00 NONE
- ¿Cuáles son las coordenadas de la estación?
4848724.9142 -261632.4716 4123093.9223
- ¿En qué sistema vienen dadas las coordenadas de la estación?
WGS-84
- ¿Qué tipo de datos registra?
G (GPS)
- ¿A qué intervalo se han registrado las observaciones?
Si nos fijamos en la fecha y hora de dos grupos de datos seguidos:
12 9 27 0 0 0.0000000
12 9 27 0 0 30.0000000

Vemos que las dos observaciones son del 27 de septiembre de 2012 a las 0h 0min, pero la primera es a 1seg y la segunda a 30seg, luego el intervalo de observación son 30 segundos en este caso. En algunos formatos de RINEX se especifica este intervalo.

- ¿Cuáles son el nombre y número de la estación?
YEBE
13420M001

- ¿Cuál es la altura de antena?

0.0000

- ¿Qué observables contiene el fichero?

L1 L2 C1 P2 S1 S2

- ¿Cuáles son los valores de L1, L2, C1 y P2 para el satélite 13 a las 00:00:30?

-7944740.89146 -5446986.23444 22660542.4534 22660529.8674

- ¿En qué unidades se expresan las medidas anteriores?

L1 y L2 son medidas de fase, luego se expresan en ciclos enteros

C1 y P2 son medidas de código, luego se expresan en metros

- ¿Cuál es la relación señal/ruido (SNR) en estos datos?

S1=41.5004db y S2=27.2504db

- ¿Esta SNR viene en el código o en la fase?

En la fase ya que cada valor se da para cada una de ellas

- ¿Por qué la fase tiene signo negativo?

Porque se trata de un contador de inicio aleatorio, la fase será positiva o negativa según el satélite se acerque o aleje del receptor, en este caso el satélite se aleja del receptor.

- ¿Cuál es la pseudodistancia satélite-receptor para el SV 10 a las 00:00:00?

Para L1: C1=20295122.5634 y para L2: P2=20295111.2074

- ¿Por qué la distancia anterior varía entre los códigos?

Principalmente por los efectos de la atmósfera

- ¿Se puede saber esta distancia con la medida de fase?

No, con las medidas de fase sólo podemos calcular el desplazamiento relativo del satélite con respecto al receptor

- ¿Cuál es el desplazamiento del satélite 02 desde la hora 00:00:00 a la hora 00:00:30?

El desplazamiento relativo del satélite sí podemos calcularlo mediante medidas de código o de fase.

Código, simplemente restado las pseudodistancias:

L1: 21091522.5864 - 21097057.1334 = -5533.547 m

$$L2: 21091509.6484 - 21097043.3754 = -5533.727 \text{ m}$$

Fase, restando los observables de fase y multiplicando por la longitud de onda:

$$L1: (-25214953.6255 - (-25185872.5555)) * 0.1904 = -5537.03507 \text{ m}$$

$$L2: (-18792686.0045 - (-18770025.4575)) * 0.2448 = -5547.30191 \text{ m}$$

Fichero de navegación:

```

2.10 N: GPS NAV DATA RINEX VERSION / TYPE
teqc 2011Oct11 IGN-E (SPG) 20120928 01:26:04UTCPGM / RUN BY / DATE
16 LEAP SECONDS
Linux 2.4.21-27.ELsmp|Opteron|gcc -static|Linux x86_64|=+ COMMENT
2.0489D-08 1.4901D-08 -1.1921D-07 -1.1921D-07 ION ALPHA
1.2493D+05 1.6384D+04 -2.6214D+05 2.6214D+05 ION BETA
2.793967723846D-09 7.105427357601D-15 589824 1707 DELTA-UTC: A0,A1,T,W
END OF HEADER
4 12 9 27 0 0 0.0 -1.105945557356D-06 1.114131009672D-11 0.000000000000D+00
3.500000000000D+01 6.937500000000D+00 4.892346643018D-09 2.373416479694D+00
3.185123205185D-07 1.026990660466D-02 1.289509236813D-05 5.153670305252D+03
3.456000000000D+05 -2.980232238770D-08 2.919427487473D+00 -1.769512891769D-07
9.381628440082D-01 1.183750000000D+02 9.053452583268D-01 -8.007119242942D-09
3.275136422578D-10 1.000000000000D+00 1.707000000000D+03 0.000000000000D+00
2.000000000000D+00 0.000000000000D+00 -6.519258022308D-09 3.500000000000D+01
3.384180000000D+05 4.000000000000D+00
8 12 9 27 0 0 0.0 2.231448888779D-06 0.000000000000D+00 0.000000000000D+00
7.000000000000D+01 7.309375000000D+01 3.321209770289D-09 -2.913424249528D+03
3.622844815254D-06 1.273462129757D-02 1.185946166515D-05 5.153655857086D+03
3.456000000000D+05 -1.192092895508D-07 -1.175130011282D-01 -8.568167686462D-08
9.985492408525D-01 1.707187500000D+02 -2.927673087713D+00 -7.366378267794D-09
2.117945363783D-10 1.000000000000D+00 1.707000000000D+03 0.000000000000D+00
2.000000000000D+00 0.000000000000D+00 -4.190951585770D-09 7.000000000000D+01
3.394860000000D+05 4.000000000000D+00

```

- ¿Cuál es la fecha y la hora de la observación?

12 (año) 9 (mes) 27 (día) 0 0 0.0 (hora)

- ¿Cuál es el segundo satélite del que hay información?

El satélite 8

- ¿Cuáles son los parámetros del reloj del segundo satélite del que hay información?

$$a_0 = 2.231448888779D-06, a_1 = 0.000000000000D+00$$

$$a_2 = 0.000000000000D+00$$

- ¿Cuáles son los elementos orbitales del segundo satélite del que hay información?

$$\omega \text{ Argumento del perigeo: } -2.927673087713D+00$$

\sqrt{a} Semieje mayor de la órbita elíptica: 5.153655857086D+03

e Excentricidad de la órbita: 1.273462129757D-02

M (t) anomalía media: -2.913424249528D+00

6.11. Bibliografía

Berrocoso Ramírez, M. (2004). El sistema de posicionamiento global. Servicio de publicaciones. Universidad de Cádiz

Duquenne, F., Botton, S., Peyret, F., Bétailte, D. y Willis, P. (2005). GPS Localisation et navigation par satellites. Editorial Lavoisier. Paris.

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). GNSS. Editorial Springer Wien New York.

Leick, A. (2004). GPS Satellite Surveying. Editorial Wiley. New Jersey.

Seeber, G. (2003). Satellite Geodesy. Editorial Walter de Gruyter. Berlin. New York.

Xu, G. (2003). GPS Theory, algorithms and applications. Editorial Springer. Berlin New York.

Capítulo 7

Fuentes de error GPS

7.1. Tipos de errores

La propagación de la señal y el propio sistema GPS, tanto en pseudodistancia como en las diferencias de fase, están afectados por errores sistemáticos o desviaciones y por errores aleatorios, algunas producidas por causas técnicas y otras por causas naturales. No así las mediciones Doppler que sólo se ven afectadas por los errores sistemáticos.

Podemos clasificar esos errores según su procedencia en tres grupos, errores asociados al satélite, con el medio de propagación y con el receptor, estos errores se muestran en la tabla 7.1. También se indican otros errores intencionados y ajenos al sistema propiamente dicho, pero que afectan a la señal, o errores que afectan a la posición del receptor.

Como errores sistemáticos se tratarán: el error en el reloj del satélite, los errores orbitales, errores en los relojes de los receptores y errores atmosféricos. Y como errores accidentales o no sistemáticos: las pérdidas de ciclo, multipath o multitrayectoria, la variación del centro de fase de la antena y errores de observación.

Algunos de estos errores sistemáticos pueden ser modelados (reloj, efemérides y troposfera) e incluso eliminados utilizando combinaciones apropiadas de los observables a partir de dos frecuencias (ionosfera) o trabajando en modo diferencial, utilizando dos receptores (casi la totalidad). En la figura 7.1. se muestran los errores producidos por la troposfera y la ionosfera.

Tabla 7.1. Errores en el posicionamiento con GPS

Sistema GPS	Fuentes de error y Tipo de Efectos
Satélite	Errores orbitales Oscilador. Offset del reloj Efectos relativistas Errores intencionados por el administrador del sistema S/A-Disponibilidad selectiva A/S Anti-spoofing. Código Y
Propagación	Efectos atmosféricos Refracción Ionosférica Refracción Troposférica Perdidas de ciclo
Receptor	Variación del centro fase Oscilador. Offset del reloj Multipath Retardos instrumentales
Errores intencionados con dispositivos externos que perturban la señal	Jamming Meaconing Spoofing
Variaciones en la posición del receptor	Mareas terrestres Cargas oceánicas y atmósfera Movimientos tectónicos

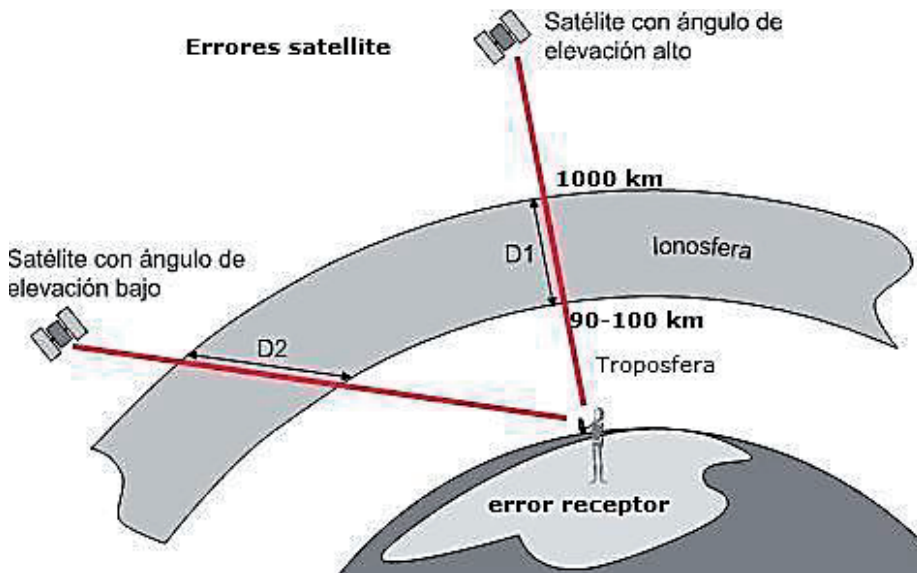


Figura 7.1. Errores GPS. Fuente Leica

Cuando se trabaja con redes GNSS permanentes o se procesan datos para trabajos científicos o de alta precisión, se realiza un control de calidad de los archivos de observación, mediante el programa TEQC Translating Editing Quality Control, este programa es un conjunto de herramientas informáticas que analizan los observables GNSS.

7.2. Errores en satélites y órbitas

7.2.1. Errores en los parámetros orbitales del satélite

Las coordenadas de los satélites se pueden determinar a partir de las efemérides transmitidas en el mensaje de navegación, que se han obtenido a partir de observaciones desde tierra, y una vez calculados los datos que las conforman se inyectan en el mensaje del satélite, pero se calculan en determinados instantes, y para el tiempo entre un cálculo y el siguiente se deducen por extrapolación entre estos tiempos. Un error orbital es la diferencia entre la posición deducida de las efemérides transmitidas en el mensaje de navegación o calculadas y la posición de dicho satélite.

Existen diversas causas que provocan errores en la determinación orbital, pero gran parte de ese error puede ser modelado y los valores para corregir estos errores vienen en el mensaje de navegación. Las estaciones de seguimiento en tierra registran datos de la trayectoria de los satélites, y se calculan las trayectorias y futuras posiciones orbitales, por ello las efemérides transmitidas presentan ligeros errores a causa de que es imposible predecir exactamente sus posiciones. No obstante en la totalidad de los trabajos de Topografía la precisión de las efemérides transmitidas es suficiente para garantizar las precisiones requeridas.

Los satélites se desvían de su órbita teórica por varias razones y las más importantes son:

- Variación del campo gravitatorio terrestre
- Efectos mareas producidos por el Sol y Luna
- Efecto tercer cuerpo
- Redistribución de masas

Las fuerzas perturbadoras sobre el satélite son cuantificadas en aceleraciones perturbadoras, y éstas se traducen en variación de la velocidad, cambio de la inclinación y ascensión recta de la órbita, y términos de corrección del argumento de la latitud, del radio de órbita del satélite y de la inclinación orbital.

La mejor forma de eliminar o disminuir este error es trabajar con efemérides precisas, pues éstas son determinaciones orbitales de alta precisión realizadas por diferentes instituciones, en postproceso. Los ficheros con las efemérides son puestos a disposición pública a través de internet.

Los organismos más importantes para la determinación y distribución de efemérides precisas son:

- International GPS Service for Geodynamics (IGS)
- Center of Orbit Determination for Europe (CODE)
- National Geodetic Survey (NGS)

7.2.2. Errores en los relojes de los satélites

Los errores producidos en los relojes son debidos a la falta de sincronización respecto al patrón de tiempo atómico, definido por la estación de control central, que es la que marca el tiempo atómico, a partir de una red de relojes, y a una segunda causa debido a un error relativista.

En el modelo de pseudodistancia de código, la distancia entre satélite y receptor se obtiene mediante el producto del tiempo de transmisión de la señal y la velocidad de la luz. Debido a la magnitud de la velocidad de la luz, un pequeño error en el tiempo produce un error grande en la distancia.

Los osciladores de los relojes de los satélites (rubidio y cesio) son estables, con precisiones del orden de 10^{-13} , 10^{-12} . Este orden de error en el tiempo podría producir errores de orden de milímetros en la distancia ($3 \cdot 10^8 \cdot 10^{-12} = 0.0003$ m) Es decir, el funcionamiento del reloj del satélite por este criterio no produce error apreciable, pero pueden producirse irregularidades en su estado de marcha, debido a la sincronización, por ello deben ser modelados. Un error de 1 ms provoca un error de 300 km.

El error total **del reloj del satélite** puede dividirse en dos términos, de acuerdo a lo mencionado, un problema de sincronización y otro relativista.

$$\delta t_s = dt + \delta t_r$$

El reloj del satélite tiene una gran estabilidad de frecuencia, pero a pesar de ello sufre ciertas derivas que afectan a la pseudodistancia, así como un error debido a la altura de la órbita.

El primer error dt se produce por un error de sincronización de su tiempo con el patrón de tiempo GPS, llamado offset del reloj (puede ser en satélite y receptor). El segundo término δt_r es el llamado efecto relativista de funcionamiento del reloj que provoca que el reloj del satélite y receptor no tenga la misma oscilación, pero ambos son corregibles o modelables.

El error de sincronización u offset dt

El primer término, deriva o error de sincronización, dt puede calcularse a partir de los valores enviados en el mensaje de navegación, y corresponde a los problemas de deriva producidos en el oscilador, o también puede corregirse a partir de datos que envían instituciones como el IGS para trabajar en Posicionamiento de Punto Preciso (PPP).

El modelo utilizado para corregir el primer término es un polinomio de segundo orden de la forma:

$$dt = a_0 + a_1(t - t_0) + a_2(t - t_0)^2$$

Este es un error sistemático, y queda un residual aleatorio o ruido muy pequeño. Los valores para una época de referencia t_0 y se reciben en el mensaje de navegación.

Donde:

- t es la hora del reloj de satélite (segundos en la semana GPS)
- t_0 generalmente (TOE) es el instante de referencia o momento de envío de datos de corrección de tiempo y tiempo de referencia de efemérides (tiempo transcurrido desde el origen de la semana GPS en segundos).
- a_0 es el sesgo del reloj
- a_1 es la deriva del reloj. Clock drift
- a_2 es la evolución de la deriva del reloj. Clock drift rate

La deriva anterior se calcula a partir de más de 10 relojes atómicos en las estaciones de seguimiento de tierra. Para cada satélite se determina el desfase respecto a la época inicial de tiempo GPS, llamada deriva a_0 , así como la evolución de esta deriva a_1 , y una componente de aceleración de deriva a_2 respecto a un tiempo t_0 .

Este error se elimina mediante simples diferencias, como se explica en el Capítulo 10.

La precisión de los relojes es del orden de 0.1 nanosegundo o mejor.

Este error offset del reloj en el caso del receptor se estiman al mismo tiempo que sus coordenadas.

7.2.3. Errores relativistas

El ritmo de oscilación de dos relojes idénticos pero situados uno en el satélite a 21200 km de la Tierra y el del receptor en Tierra, debido al potencial gravitatorio terrestre (relatividad general) y a la velocidad relativa entre ambos (relatividad especial) no es el mismo, se produce entre ellos una deriva.

La posición del receptor en Tierra se considera en un sistema de referencia terrestre fijo, mientras que el satélite se encuentra en un sistema de referencia acelerado, esto hace que se deba tener en cuenta el distinto comportamiento de los osciladores, debido

a la teoría de la relatividad general y especial. Este error se produce por la diferencia gravitacional entre el satélite y el lugar de observación y por la rotación del satélite.

Se trata de un error muy pequeño, del orden de pocas partes por billón, que se puede descomponer en dos partes: la primera será diferente debido a la diferencia de potencial gravitatorio (**relatividad general**) y para ello bastará con disminuir la frecuencia fundamental del oscilador (en fábrica), el reloj en el satélite corre más rápido que en la Tierra, por ello habrá que disminuir su oscilación de frecuencia, es decir a menor gravedad el reloj se adelanta.

La primera componente constante, depende del valor nominal del semieje de la órbita del satélite, la oscilación del reloj del satélite se modifica o ajusta en fábrica.

Teóricamente la frecuencia fundamental del reloj del satélite f_0 es de 10.23 MHz. Los efectos que corresponden a la relatividad especial y a la general pueden superponerse linealmente, de modo que tendremos que si f'_0 es la frecuencia emitida por el satélite y f_0 es la recibida en la posición del observador, (véase Hofmann-Wellenhof capítulo 6).

$$\delta^{rel} = \frac{f'_0 - f_0}{f_0} = -4.464 \cdot 10^{-10}$$

que representa el efecto sobre la frecuencia del reloj del satélite.

Para obtener un valor numérico, supongamos órbitas circulares, que la Tierra tiene también forma esférica y que el observador está en su superficie.

En este supuesto simplificando la ecuación anterior se expresa:

$$\delta^{rel} = \frac{f'_o - f_o}{f_o} = \frac{1}{2} \left(\frac{v}{c} \right)^2 + \frac{\mu}{c^2} \left[\frac{1}{R_E + h} - \frac{1}{R_E} \right]$$

donde v es la velocidad del satélite, μ es la constante geocéntrica gravitacional ($3986001.418 \cdot 10^8 \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$), R radio medio de la Tierra (6370 km), h altitud media del satélite (20200 km).

Sustituyendo valores numéricos tenemos:

$$\frac{f'_o - f_o}{f_o} = -4.464 \cdot 10^{-10}$$

valor que pese a las aproximaciones es suficientemente exacto.

Por lo tanto f'_0 es la frecuencia emitida por el satélite y f_0 es la recibida en el receptor, esto conlleva que la frecuencia nominal de emisión del satélite debe corregirse $df = -4.464 \cdot 10^{-10}$.

Es decir:

$$df = -4.464 \cdot 10^{-10} \cdot f_0 = -4.57 \cdot 10^{-3} \text{ Hz ,}$$

es el valor que debe corregirse si se desea recibir la frecuencia nominal de 10,23 Mhz.

Esto se consigue modificando en frecuencia del reloj del satélite de modo que emita en lugar de a 10.23 MHz un valor menor en 0.00457 con lo que el oscilador del satélite debe estar programado a un valor de 10.22999999543 MHz, que equivale al de tierra de 10.23 MHz.

La segunda corrección es debida a los efectos **de la relatividad especial**, causada por **la excentricidad de las orbitas**, originada por la velocidad relativa entre satélite y receptor, que es una componente periódica que debe corregir el software del error del receptor.

Su valor se determina por:

$$rel = 2 \frac{\sqrt{\mu a}}{c} e \sin E = \frac{2(r \cdot v)}{c} \text{ metros}$$

Donde r y v son la posición geométrica y velocidad del satélite en un sistema inercial, y c velocidad de la luz en el vacío. E anomalía excéntrica, e excentricidad de la órbita, μ = contante gravitacional universal, a semieje mayor de la órbita.

7.2.4. Disponibilidad Selectiva. SA

La Disponibilidad Selectiva S/A *Selective Availability* supone una alteración o manipulación intencionada de la señal que los satélites de la constelación GPS envían a los usuarios en su mensaje de navegación, se trata de una manipulación en el estado del reloj y en los parámetros orbitales, de forma que los errores eran distintos en cada satélite. Trabajando con posicionamiento relativo o diferencial se puede eliminar este error. El 1 de mayo de 2000, el presidente Bill Clinton anunció el fin de la degradación de la señal intencionada.

7.2.5. Anti-Spoofing AS

Supone el encriptado del código P mediante el llamado código protegido Y (mezcla del código P con otro W). Diversas técnicas desarrolladas por autores como Ashjaee y Lorenz permiten métodos de anti-spoofing como son la correlación cruzada (Trimble) y Ztracking (Ashtec.), cuadratura de código, squaring.

Actualmente está desactivada al igual que la SA

En 2007, el gobierno anunció planes para eliminar permanentemente la AS mediante la construcción de los satélites GPS III sin ella.

7.3. Errores atmosféricos

La señal GPS, como ondas electromagnéticas, en su recorrido hasta llegar al receptor en la Tierra sufre un error en su propagación de acuerdo al medio que atraviesa y en función de éste se definen tres zonas en el espacio con distinto comportamiento de propagación: el vacío, la ionosfera y la troposfera (ver Figura 7.1.).

Los efectos son menores en observaciones cenitales que en observaciones inclinadas (véase Figura 7.1.), por ello se suele establecer el término de altura de horizontes, como el límite en el cual el receptor no toma la señal que esté por debajo de ese valor, valores frecuentes son 10° y 15°.

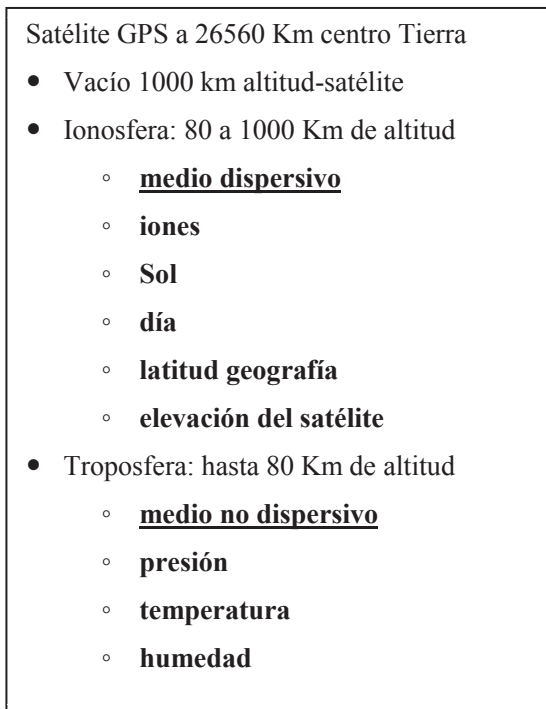


Figura 7.2. Capas de la atmósfera y factores de error

Vacío: en el vacío, el retardo es inexistente, siendo el tiempo de propagación perfectamente determinado, pues no sufre retardo y la velocidad de propagación es la velocidad de la luz. Esta zona ocupa la distancia entre los 1000 km de altitud hasta la posición de la órbita.

Ionosfera: La ionosfera es la capa comprendida entre 80 o 100 y 1000 km de altitud. Las radiaciones ultravioleta, solar y otras ionizan una porción de las moléculas gaseosas liberando electrones. Un medio en el cual la velocidad de propagación de la onda

electromagnética depende de la frecuencia es un medio dispersivo, y la ionosfera es un medio dispersivo, su índice de refracción depende de la frecuencia y afecta de distinta forma a la fase que al código, por ello las señales GPS sufren retardo o adelanto según sea fase o código. Lo más interesante es que al ser la ionosfera un medio dispersivo, esta situación permite que con dos frecuencias L1 y L2 se pueda eliminar el efecto ionosférico, por una combinación lineal de frecuencias. La combinación lineal que elimina este efecto es la llamada **libre ionosfera o L3**.

Estos electrones libres ionizados influyen en la propagación de las señales de microondas que pasan a través de su capa. Su influencia mayor es en la velocidad de propagación, de forma que la velocidad de la onda portadora (Fase) aumenta, es decir mide menos distancia; y en el caso de los códigos la velocidad disminuye, lo que significa un aumento de cálculo de la distancia, pero tienen el mismo valor absoluto. El error es proporcional a la densidad de electrones a lo largo del camino seguido por la señal, Total Electron Content (TEC) y éste depende de varios factores (efecto solar, día y noche, latitud, elevación del satélite, época del año).

Para conocer el valor del TEC se pueden utilizar modelos ionosféricos como el de Klobuchar (cuyos parámetros se transmiten en el mensaje de navegación, a pesar de ser un modelo sencillo reduce un 50% el error), el NeQuick ionosférica, el IRI (International Reference Ionosphere) o medir el TEC como hacen algunos organismos como el CODE, que publica sus ficheros IONEX. Esto permite reducir el efecto ionosférico en receptores de una sola frecuencia.

Troposfera: Es la capa más próxima a la Tierra, y a efectos de propagación de las ondas electromagnéticas, consideraremos la Troposfera a aquella capa de la Atmosfera que comprende la Troposfera y Estratosfera y es eléctricamente neutra, no ionizada. Ocupa hasta los 80 o 100 primeros kilómetros, los que más afectan a la señal son los primeros 40 km. A la frecuencia en que se emite la señal GNSS la troposfera se comporta como un medio no dispersivo, por ello su efecto en la propagación de la señal es independiente de la frecuencia.

Y dentro de esta zona más activa, todavía hay dos subzonas de acuerdo al comportamiento de propagación de la señal, la primera que es la troposfera ocupa el espacio entre 0 y unos 10 km, y es la que contiene prácticamente todo el vapor de agua. La estratosfera llega hasta 50 km, a pesar que en muchos casos se considera a efectos de transmisión de señal GNSS, también a la Mesosfera entre 50 y 80 km hasta los 100 km.

El retardo troposférico puede modelarse de forma aproximada en dos componentes una componente seca y otra componente húmeda. El retardo troposférico es función del ángulo de elevación del satélite, de la altitud del receptor, y depende de la presión atmosférica, la temperatura y presión de vapor de agua.

La componente seca contribuye con un 90 % de error, y es fácil de modelar. La componente húmeda representa el 10 % pero es muy difícil de modelar. Existen diversos

modelos troposféricos para corregir el efecto troposférico cenital, los más utilizados son el modelo de Hopfield y el modelo de Saastamoinen.

En los últimos años se han desarrollado funciones de mapeo troposférico que corrigen mejor este efecto, son las llamadas Mapping Functions troposféricas, que corrigen el efecto en cualquier dirección de recepción de señal a partir del retraso troposférico cenital. Las más utilizadas son Niell Mapping, y la Global Mapping.

7.4. Errores del receptor

7.4.1. Pérdidas de ciclo. Cycle Slips

Este error es causado por: la interrupción de la señal enviada por el satélite, la baja calidad de la señal, un fallo en el software del receptor o simplemente por un mal funcionamiento del oscilador del satélite. Sólo afecta a medidas de fase.

La detección se realiza por medio de un chequeo, el cuál averigua el tamaño de la pérdida del ciclo y se corrige a todas las observaciones de fase. También el software interno del receptor es capaz de detectarlo y corregirlo.

7.4.2. Retardo instrumental

Se producen también retardos en las antenas, cables y filtros utilizados en los receptores, estos retrasos afectan a mediciones de código y de fase, y son asimilados en el reloj del receptor, y siendo común para todos los satélites se asumen igual a cero, y se incluyen en la estimación de reloj del receptor.

7.4.3. Efecto multipath o trayectoria múltiple

Es causado por las múltiples reflexiones de la señal emitida por el satélite, llegándole al receptor, además de la señal directa, varias reflejadas que se superponen a dicha señal directa y son siempre más largas (véase Figura 7.3.). Los objetos reflectantes más típicos son la superficie terrestre, edificios, árboles, antenas, superficie de agua, etc.

Este error es distinto para distintas frecuencias. En observaciones de código es de dos órdenes de magnitud más grande que en observaciones de fase portadora (Seeber).

La solución consiste en elegir espacios abiertos libres de edificios o árboles, incrementar el tiempo de observación y utilizar materiales radioabsorbentes alrededor de la antena.

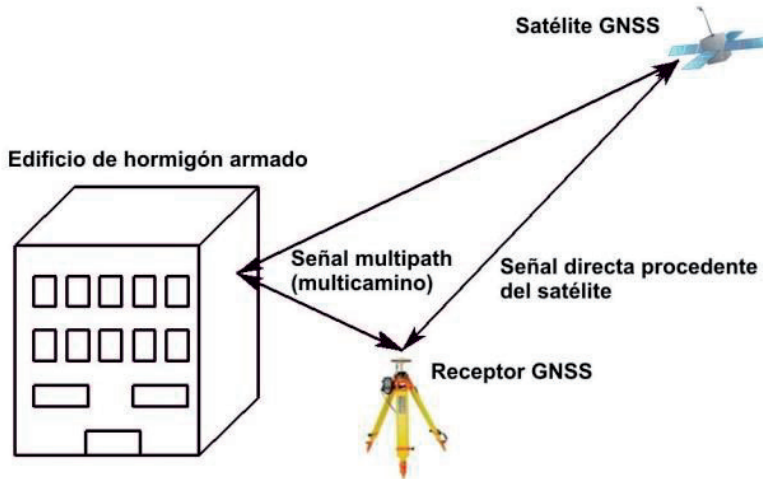


Figura 7.3. Efecto multicamino

Se han diseñado diversos modelos de antenas que eliminan o mitigan este efecto, fundamentalmente dos son los tipos o modelos que se utilizan:

- Antena Choke ring, que es una antena de anillo estrangulador es una forma particular de antena omnidireccional para uso a altas frecuencias, varios modelos se muestran en la Figura 7.4. Consiste en un número de conductores concéntricos cilindros alrededor de una antena central.
- Antenas geodésicas, con corrección a partir de una técnica de plano de tierra, con tecnología similar a la utilizada por aviones Stealth para esconderse del radar.

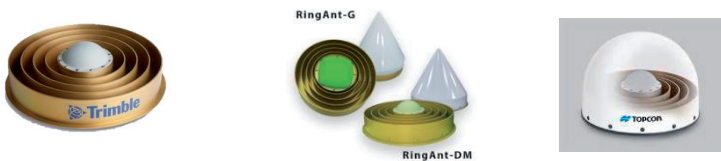


Figura 7.4 Tipos de antenas Choke ring

7.4.4. Estado del reloj del receptor

El reloj del receptor es menos preciso que el de los satélites, suele ser de cuarzo de una precisión de 10^{-8} segundos, que puede producir un error en la distancia satélite-receptor de 1 m, por lo que es necesario modelar su marcha con un patrón GPS. Este reloj se usa

para generar la réplica de la señal. Cuando recibe la señal, tiene un desfase respecto a la escala de tiempo y en el momento de recibir una señal del satélite se produce el error, pero afecta por igual a todos los satélites de los que está tomando señal. Por ello para poder determinarlo se necesita conocer la posición de 4 satélites como mínimo. Esto hace que el reloj del receptor se comporte con una precisión como si fuera atómico. Los receptores corrigen su reloj cada segundo siguiendo la observación del satélite.

Trabajando con posicionamiento relativo y con receptores geodésicos estos errores se minimizan debido a la mayor precisión de sus relojes. Además, con dobles diferencias se elimina el error.

7.4.5. Offset y variación del centro de fase de la antena

La variación y desfase del centro de fase de la antena se debe a la falta de coincidencia entre el centro radioeléctrico (punto que realmente se posiciona, ya que a él llega la señal) y el centro mecánico o físico. Esta falta de coincidencia se debe a que varía el centro radioeléctrico en función del azimut, elevación e intensidad y frecuencia de la señal recibida. Para evitar este error en posicionamiento relativo se recomienda una orientación aproximada común para todas las antenas.

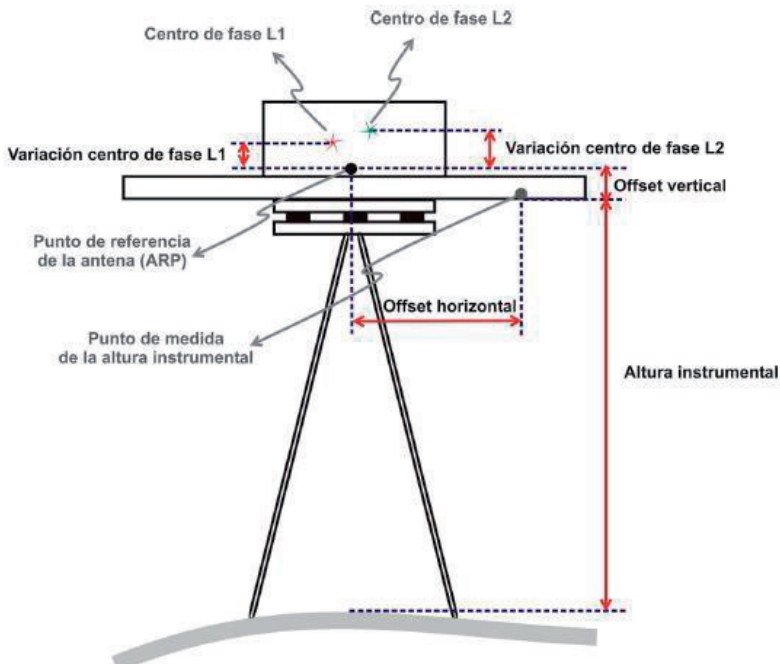


Figura 7.5 Centros de fase de antena. www.Igac.gov

Para modelar el efecto del centro de fase de la antena, se debe tener en cuenta la contribución del Centro de fase de receptor de antena y el Centro de fase de antena satelital.

En la corrección del centro de fase de la antena hay que distinguir tres referencias en la antena, que se muestran en la Figura 7.5.:

- El centro de fase de la antena: es el centro de fase eléctrico de la antena y varía en función de la elevación, azimut, intensidad y frecuencia de la señal.
- El centro geométrico de la antena (antenna reference point – ARP): está definido como la intersección del eje vertical de la antena con la parte inferior de ésta.
- La posición media del centro de fase eléctrico de la antena.

Para receptores de doble frecuencia, habrá dos centros de fase.

La diferencia entre la posición media del centro eléctrico de la antena y el centro geométrico de la antena se conoce como el offset del centro de fase de la antena (phase center offset – PCO). Este desfase u offset consta de tres coordenadas referidas al ARP para cada frecuencia y es proporcionado por el fabricante.

También existe una diferencia entre el centro de fase de la antena de cada observación con respecto a la posición media del centro de fase de la antena. Esta diferencia se conoce como variación del centro de fase de la antena (phase center variation, PCV). Mader (1999) presenta la forma de calibrar las antenas para obtener los valores de PCV. Los valores de PCV obtenidos varían hasta una magnitud de 1-2 cm en horizontal y unos 10 cm en vertical.

Las correcciones de fase de antena para distintos modelos de receptores están publicadas por el IGS, y vienen en red asociadas a los archivos ANTEX, se pueden descargar de los organismos:

- <http://www.unavco.org>
- <http://igscb.jbl.nasa.gov>
- <http://www.ngs.noaa.gov/ANTCAL>

En los software de cálculo diferencial se incluyen ficheros para esta corrección.

El IGS publica datos para facilitar las correcciones atmosféricas y de centro de fase de antena:

- [reloj RINEX 3.02](#) Soluciones de reloj de la estación y satélite
- [IONEX](#) Productos de red TEC ionosféricos
- [Tropo SINEX](#) Productos de retardo de camino de CENIT

En la Tabla 7.2. se muestra un resumen de los errores más relevantes, su magnitud y la posibilidad de su anulación. Los valores son aproximados y según autores cambian bastante.

Tabla 7.2. Resumen de errores GPS

		DGPS
Efemérides	* Transmitidas (mensaje) 2/5 m error predicción * Precisas 0.2 a 2 m	0 m
Reloj satélite	* Modelado de error * Error de sincronización 1 ns (10^{-9} s) produciría 0.3 m * Simples diferencias	0 m
Ionosfera Vertical 3 m Oblicuo 45 m Noche valores menores	* Monofrecuencia: modelos y TEC se anula un 60 %. Error 1-5 m * Bifrecuencia (receptores topográficos): con L3 se anula un 99 % queda un pequeño ruido o residual	0.2 m
Troposfera Vertical 2.5 m Oblicuo 25 m	* Depende de los modelos troposféricos y meteorológicos, se suele trabajar con un modelo de atmosfera estándar. Se anula un 60 % * El error menor es en observable zenital el doble más o menos con 30° de elevación, 4 veces mayor con 10° * En líneas base menores de 10 km los errores troposféricos y ionosféricos son muy bajos	
Multipath	Código de 0.5-1 m Fase 1 cm	Antena choke ring, correlación antenas

Como norma general, la resolución final de la observación es del orden del 1% de la longitud de onda λ de la señal emitida, como se muestra en la Tabla 7.3.

Tabla 7.3. Resolución GPS

Señal GPS	Longitud de onda	1 % de la λ
C/A	300 m	3m
P(Y)	30 m	30 cm
L1, L2	20 cm	2 mm

Por ejemplo el R8 GNSS de Trimble indica en su catálogo:

- Medidas de fase de portadora GNSS de muy bajo nivel de ruido y una precisión de <1 mm en un ancho de banda de 1 Hz

7.5. Errores intencionados con aparatos externos al sistema

Se están desarrollando aplicaciones de uso personal y de bajo coste para degradar la señal GNSS y hacerla inservible: si en un primer momento el gobierno americano desarrollo el llamado A/S y el S/A, en los últimos años se están desarrollados dispositivos de bajo coste para degradar la señal o para proteger la intimidad del posicionamiento.

Jamming. El jammer o perturbador es un dispositivo usado en la interferencia de la señal tanto para GPS, como telefonía o redes. El "Jammer" móvil transmite señales de radio de baja potencia para cortar las comunicaciones entre teléfonos móviles y estaciones base celulares y señal GNSS, alcance hasta unos 20 metros. Su desarrollo se produjo con fines militares y se desarrollaron Jammers militares, pero su uso se ha extendido en muchas facetas como para dar garantía de privacidad ya que en el área afectada no llega la señal GNSS. Paralelo a esta situación en el campo militar, fundamentalmente se trabaja intensamente en los sistemas anti-jamming



Figura 7.6 Jammer o inhibidor de señal GNSS

Meaconing es señal mal intencionada, una interferencia, intromisión, es una interceptación de la retransmisión de señales de navegación con el fin de confundir al receptor. Estas señales se retransmiten en la frecuencia recibida, por lo general, con potencia más alta de la señal original, para confundir la navegación enemiga. El componente básico es la DRFM sistema de memoria digital de radiofrecuencia, que graba los datos capturados y produce un retardo variable antes de retransmitirlos de nuevo.

El término meaconing, intrusión, jamming, y la interferencia se conoce como (miji) en el argot militar, de interrupción de señal.

Spoofing, al igual que en su inicio el gobierno americano permitía la transmisión de una señal engañosa que confunda al receptor entendiéndola como buena, encriptando el código P, se pueden desarrollar técnicas Spoofing para señales abiertas, generalmente confunde con datos de navegación erróneos, es una técnica más difícil que el jamming y el meaconing.

7.6. Indicadores de precisión

En la medida de la calidad y bondad de una observación van a influir o contribuir dos términos: el **UERE** y el **DOP**.

7.6.1. *UERE (User Equivalent Range Error)*

Es el error cometido en la medida de la distancia al usuario. Se define como un vector sobre la línea entre el satélite y el usuario resultado de proyectar sobre él todos los errores del sistema. Este error variará de un satélite a otro, de un momento a otro, y también para cada tipo de receptor.

$$UERE = \sqrt{URE^2 + URA^2}$$

Contempla los errores al predecir las efemérides, inestabilidades en el vehículo espacial, relojes de los satélites, efectos ionosféricos y troposféricos, efecto multipath, ruido de la señal, Disponibilidad Selectiva (SA)...

El UERE a su vez se puede descomponer en dos componentes:

- URA (User Range Accuracy) Rango de Precisión de Usuario, que representa los errores causados por el sistema. Este valor debe ser predicho por el segmento control y proporcionado al usuario a través del mensaje de navegación.
- URE (User Range Error) Rango de error del usuario, del que es responsable el equipo del usuario. Éste es un dato que debe aportar el fabricante.

Como indicador estadístico básico se utiliza σ , el error medio cuadrático de posicionamiento bidimensional en horizontal y unidimensional en vertical.

7.6.2. *DOP Contribución de la geometría de los satélites a la incertidumbre de un posicionamiento*

El parámetro **DOP** (Dilution Of Precision) depende de la composición **geométrica** de los satélites que se registran en el receptor, para determinar su posicionamiento y tiempo, ya que es una intersección inversa en el espacio, por ello la geometría tiene un peso importante en la calidad de los observables. Resulta obvio que la geometría de los satélites varía durante la observación debido al movimiento orbital de los satélites. Este error es independiente de la calidad de señal. Es un valor adimensional que da una idea de la solidez de la figura formada por el receptor y los satélites que tiene a la vista, y definen los ángulos relativos en el espacio la geometría de los observables. Sirve mayormente para navegación diferencial.

El DOP es un factor de amplificación que multiplica el UERE. Es inversamente proporcional al volumen de la figura generada entre satélite y receptor. A mayor número de satélites generalmente mejor DOP, menor número de satélites implica valor DOP alto, mala configuración, véase Figura 7.7.

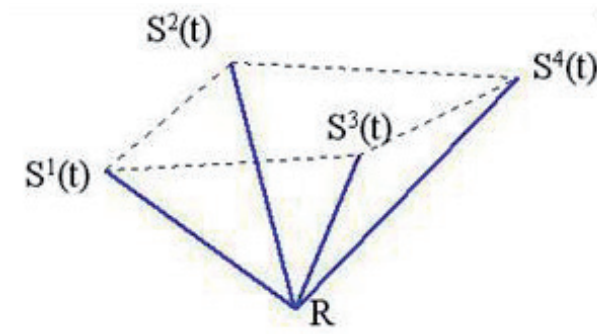


Figura 7.7. Cálculo del DOP

Valores referentes:

- Excelente, DOP menor de 2.
- Bueno, DOP entre 2 y 5
- Aceptable, DOP entre 5-7
- Malo, DOP entre 7-10
- Desechable o erróneo, mayor de 10

$$\sigma = DOP \cdot UERE$$

El valor del DOP es el factor por el que debe ser multiplicado el error obtenido en las pseudodistancias para obtener el error final en el posicionamiento.

Si dos satélites se encuentran a suficiente distancia el uno del otro, éstos formarán una zona de incertidumbre mucho menor que si no es así. Así, tomando como base el DOP, se establecen normalmente cuatro diferenciaciones que enumeramos a continuación:

- GDOP (Geométric Dilution of Precision): Se trata de una medida de incertidumbre en la posición debida a la geometría de los satélites y a la precisión del tiempo de medida.
- PDOP (Position Dilution of Precision): Se trata de una medida de incertidumbre de la posición debida únicamente a la geometría de los satélites. Los valores superiores a 7 se consideran malos, cuanto mas bajo sea este valor mejor configuración geométrica
- HDOP (Horizontal Dilution of Precision): Se trata de una medida de incertidumbre en la posición horizontal.
- VDOP (Vertical Dilution of Precision): Se trata de una medida de incertidumbre en la posición vertical.

Algunos autores establecen dos diferenciaciones más: la TDOP (*Time Dilution of Precision*), que se trata de una medida de incertidumbre en el estado del reloj, y la RDOP (*Relative Dilution of Precision*), esta última referida a la medida de incertidumbre de la precisión relativa entre dos puntos.

Por tanto, los errores del GPS se ven incrementados por las diferencias de los vectores entre el receptor y los satélites. El volumen del prisma descrito por los vectores desde el receptor a los satélites utilizados en el cálculo de la posición es inversamente proporcional a la GDOP (dilución de la precisión de la posición 3D y del tiempo).

7.6.3. *Parámetros estadísticos de precisión e incertidumbre vinculados a navegación*

Desde el punto de vista de Geodesia y Topografía, las observaciones y algoritmos de cálculo se apoyan en la teoría de los mínimos cuadrados, la batería de test estadísticos y estimadores vinculados a ésta se explicarán en el tema correspondiente. Y se hablará del error estándar o error medio cuadrático σ , o σ^2 y elipses y elipsoides.

Tabla 7.4. Probabilidad del error medio cuadrático

RMS	Probabilidad unidimensional	bidimensional	Tres dimen.
1 σ	68 %	39.3 %	19.9%

El valor del error medio cuadrático recoge distinta probabilidad de acuerdo a ser variable unidimensional, bidimensional o tridimensional, como se indica en la Tabla 7.4.

Existen otro tipo de expresiones para indicar este tipo de errores, fundamentalmente en navegación, y es frecuente encontrarse con los siguientes términos:

- **CEP (Circular Error Probable)** que se define como el radio de un círculo centrado sobre la media de error donde están el 50 % de las medidas.
- **R95** (CEP para el 95 %) Este concepto se apoya en una distribución normal bivariada circular, es decir en dos dimensiones.
- **LEP** (Error probable lineal), en una dimensión
- **SEP** (Error probable esférico) en tres dimensiones
- **TEP** (Error probable de tiempo)

En GPS debido a la diferencia de precisión entre el plano horizontal y la componente vertical, es muy frecuente separar estos errores, por ello es muy utilizado el término **2d-rms** como indicador horizontal, dos dimensiones de rms, según el plan federal de radionavegación de 1984 *2d-rms se define como el radio de círculo que contiene al menos el 95 % de todas las posiciones posibles que pueden obtenerse con el GPS en cualquier lugar*, en ella se admite que la σ en ambas direcciones es igual, caso contrario no se trataría de un círculo sino de una elipse.

Otros autores entienden que 2 drms **No** significan 2 Dimensiones sino que es dos veces rms.

Esta definición puede venir acompañada de otros porcentajes de probabilidad en el caso bidimensional los valores son:

- R95 define lo mismo para el 95 %
- 1 s o RMS (Root Mean Squared) que proporciona un 67 %
- 2 s o 2DRMS que proporciona el error máximo en el 95 %

7.7. Bibliografía

Berrocoso Ramírez, M. (2004). El sistema de posicionamiento global. Servicio de publicaciones Universidad de Cádiz.

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). GNSS. Editorial SpringerWien New York.

Seeber, G. (2003). Satellite Geodesy. Editorial Walter de Gruyter. Berlin. New York.

Navipedia.net WEB

Capítulo 8

La ionosfera

8.1. Propagación de emisiones radioeléctricas

La atmósfera es la capa de aire o mezcla de gases que rodea a la Tierra, constituyendo su parte más externa, formada por una serie de capas de distintas características en cuanto a su comportamiento y composición, constituida principalmente por nitrógeno (78.08%) y oxígeno (20.95%). Está sometida a la acción de dos campos terrestres, el gravitatorio y el magnético, el primero decrece con la altitud y el segundo crece con ella. La atmósfera influye sobre las medidas geodésicas y especialmente sobre las de Geodesia espacial.

Las capas o estructuras de la atmosfera pueden dividirse, de acuerdo al objetivo de estudio, en círculos concéntricos alrededor de la Tierra, siendo las más usuales (ver Figura 8.1.):

- Estructura por Características Térmicas: Troposfera (0-12 km). Tropausa 12 km. Estratosfera (12-50 km). Mesosfera (50 a 80 km). Termosfera (80-500 km). Exosfera (hasta los límites de la atmósfera).
- Estructura Química (Homosfera. Heterosfera)
- Estructura por Propagación de ondas GNSS o refractividad: Troposfera (hasta 80 km). Ionosfera (80-1000 km). Vacío.

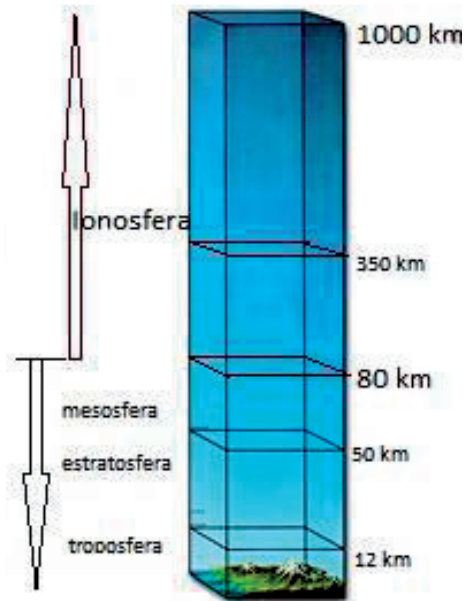


Figura 8.1 capas de la atmósfera

La distancia entre el receptor en tierra y el satélite es del orden de 21000 km. Desde el punto de vista de propagación de la señal GNSS, como se ha comentado, se estructura en tres capas:

- Troposfera. La más próxima a la Tierra, engloba la troposfera, estratosfera y parte de la mesosfera hasta una altitud del orden del 80 a 100 km.
- Ionosfera. La capa comprendida desde una altura aproximada de 80-100 km hasta los 1000 km. Es un medio dispersivo donde el retraso experimentado por la señal depende de la frecuencia.
- Vacío. A partir de 1000 km. La señal no sufre modificación alguna.

El retardo experimentado por las señales electromagnéticas al cruzar la atmósfera, se conoce como refracción atmosférica. Y según el principio de Fermat este retraso viene ligado al índice de refracción. El retraso es el incremento que sufre el tiempo de propagación de una señal electromagnética entre dos puntos al efectuarse el tránsito por un medio que no sea el vacío.

El código y la portadora están asociados a la misma velocidad de propagación en la troposfera, por el contrario los códigos y la portadora se propagan a distinta velocidad en la ionosfera.

8.2. Ionosfera

La ionosfera es la capa de la atmósfera terrestre que se extiende desde unos 80 km hasta los 1000 km aproximadamente, como indica su nombre es una capa muy ionizada y debido a ello la velocidad de propagación de la señal depende de su densidad de electrones. La ionización es un fenómeno atmosférico, producido por el intercambio energético en las moléculas de gas presentes en la atmósfera por la que se disocian en átomos que a su vez liberan electrones, dando lugar a electrones libres con cargas negativas y a iones con cargas positivas, la principal causa de este efecto de ionización se debe al Sol.

La ionosfera es un medio dispersivo; esto es, el índice refractivo es función de la frecuencia operativa, y los usuarios de doble frecuencia pueden aprovechar esta propiedad para medir y corregir directamente los efectos ionosféricos.

A diferencia de la troposfera, las propiedades de la ionosfera pueden cambiar rápidamente. Mientras que el error de rango de la troposfera generalmente no varía más de un $\pm 10\%$, incluso en períodos largos de tiempo, la ionosfera cambia frecuentemente por lo menos en un orden de magnitud durante el curso de un día, como se muestra en la Figura 8.2.

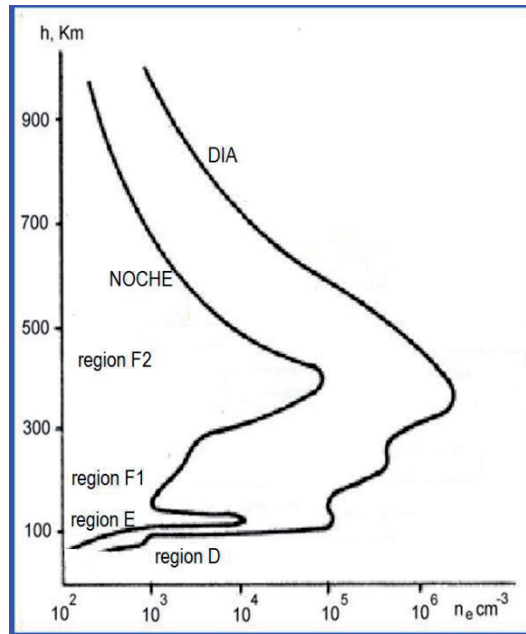


Figura 8.2. Densidad de electrones en las regiones de la ionosfera para diferentes alturas durante el día.

Los principales efectos de la ionosfera son:

- Retardo de grupo (código) de la modulación de señal, o error absoluto de rango
- Avance de la fase de la portadora, o error relativo de rango

La estructura de la ionosfera no es la de una capa homogénea, está sujeta a variaciones temporales y diarias, pero se establecen diversas subcapas para analizar el comportamiento de propagación de señal, como se muestra en la Tabla 8.3.:

- La **capa D**, en torno a los **60-90 km** de altitud, aparece únicamente durante el día y es sumamente absorbente para frecuencias por debajo de unos 10 MHz, protegiendo la superficie terrestre de gran parte de la radiación espacial. La baja densidad de electrones durante el día está entre 10^2 y 10^4 el/m³ (electrones por metro cúbico). La presión atmosférica es de 2 Pa y la temperatura media es de -76 °C.
- La **capa E** se localiza en el intervalo **85-140 km**, cuya ionización se produce por los rayos ultravioletas y los rayos X durante el día con una densidad de electrones de 10^5 el/m³ y de $2 \cdot 10^3$ el/m³ durante la noche, provocada por rayos cósmicos y meteoros. La presión atmosférica es de 0,01 Pa y la temperatura media es de -50 °C.
- Las **capas F**, zona comprendida entre **los 140 y los 1000 km** de altitud. cuya ionización es máxima al mediodía y decrece al anochecer, por lo que se elevan durante la noche, cambiando sus propiedades de reflexión, La presión atmosférica es de 10^{-4} Pa y la temperatura llega a los 1000° C. A su vez se divide en la capa F1 y la capa F2:
 - La **capa F1**, situada entre los 140 y los 200 km, es una zona que sufre una fluctuación diaria mayor, con una densidad de electrones diurna de $5 \cdot 10^5$ el/m³ y de 10^3 el/m³ por la noche.
 - La **capa F2**, la más alta de la ionosfera, entre los 200 y los 1000 km, donde existe la mayor densidad de electrones, con 10^6 el/m³ por el día, y $3 \cdot 10^5$ por la noche.

El contenido total de electrones (TEC) describe el número total de electrones libres presentes dentro de una columna de base de un metro cuadrado centrada en la dirección de la observación entre dos puntos (es decir, entre el receptor y el satélite). Cuanto mayor sea la cantidad TEC, mayor será el retraso en una señal GNSS.

La unidad de medida para determinar el contenido de electrones es el TECU (Total Electrón Content Unit), que se corresponde a: $1 \text{ TECU} = 10^{16}$ electrones por m². De forma general, el contenido de electrones libres que se encuentra una señal procedente de un satélite GNSS hasta llegar al receptor varía entre 1 TECU (10^{16}) y 100 TECU (10^{18}).

Un TECU supone un retraso de 0,16 metros (0,54 ns) para la frecuencia L1 (1575,42 MHz) y de 0,26 metros para la frecuencia L2 (1227,60 MHz), o lo que es lo mismo, una cantidad de 100 TECU supone un retraso de 16 metros para la frecuencia L1 (1575,42 MHz) y de 26 metros para la frecuencia L2 (1227,60 MHz).

Esta fuerte variación que presenta la ionosfera es difícil de modelar, debido a que el TEC está en función del cambio constante en la ionización solar, de la actividad magnética y del ciclo de radiación solar, dependiendo a su vez, del ángulo de elevación del satélite, de la hora del día, de la latitud a la que se encuentre el receptor y de la estación del año. Se pueden utilizar modelos ionosféricos, que establecen la distribución del TEC, pero estas concentraciones de electrones son irregulares y poco predecibles, por lo que cualquier modelo ionosférico es sólo una aproximación.

Tabla 8.3 Regiones atmosféricas desde el punto de vista de GNSS

	DÍA	NOCHE
1000 KM	REGION F 2	
350KM	Mayor densidad de electrones entre 300-500km 10^{11} e/m^3	
200 KM		
	CAPA F1	DESAPARECE F1
140 KM	REGION E	
90 KM	REGION D menor densidad TEC	DESAPARECE
60		

La cantidad de TEC depende de:

- Hora local
- Época del año

- Latitud
- Actividad solar (ciclos de 11 años)
- Actividad geomagnética
- Otros efectos irregulares (tormentas ionosféricas, centelleo, etc...)

Las variaciones diurnas son provocadas por cambios que ocurren en las regiones de la ionosfera, siendo menor la influencia en la noche. Durante el día la radiación solar ioniza la atmosfera, y por la noche se reduce este contenido de electrones por recombinación química. Esta variación diurna es debido a la radiación solar. Algunas capas, como la D, E y F1, llegan al punto de desaparecer por la noche y otras como la capa F2 no desaparece pero reduce la cantidad de electrones presentando de madrugada a su valor mínimo, y aumentando su valor con la salida del sol. La mayor densidad de electrones depende de la hora local, ocurriendo su valor máximo entre las 12:00 y 16:00 horas locales. Durante el día la radiación solar es mayor y se ioniza más la atmosfera. Durante el día las capas E y F tienen unas 100 veces más de ionización que por la noche.

Las estaciones del año también tienen su influencia en la variación de la densidad de electrones, debido al cambio del ángulo cenital del sol y de la intensidad de flujo de Ionización, caracterizando las variaciones estacionales. La densidad de ionización es mucho mayor en verano.

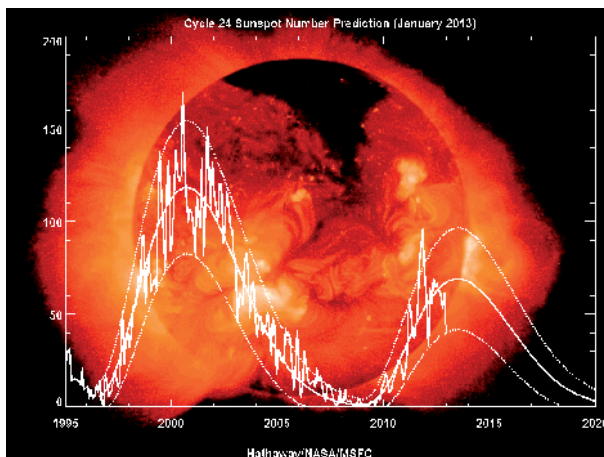


Figura 8.4. Manchas solares y ciclos solares. Fuente: NASA

El Sol es la causa fundamental de los efectos de ionización, tiene una actividad de máximos y mínimos en ciclos cortos de 9 a 14 años, siendo frecuentes los ciclos de 11 años. El número de manchas solares y los efectos de centelleo son las razones fundamentales de esta actividad. El ciclo solar incluye un período de mínima actividad, lla-

mado "mínimo solar" y uno de máxima actividad, llamado "máximo solar", que estaba previsto para finales del 2013 y que corresponde al período de mayor número de manchas solares promedio. En la Figuras 8.4. y 8.5. se muestran sendos gráficos de ciclos solares.

Las manchas solares están relacionadas con el aumento de ionización, que es proporcional al número de manchas. Las manchas solares son regiones más frías y oscuras, que aparecen en la superficie del Sol, pero tienen gran actividad magnética. Las rodean regiones más brillantes que emiten un nivel más alto de radiación ultravioleta. Así, el aumento de la radiación ultravioleta ocasiona un cambio en la densidad de electrones en la ionosfera.

Las tormentas magnéticas se producen a causa de partículas que arrastra el viento solar ocasionando cambios en el campo magnético de la Tierra. Las auroras boreales y australes, están ocasionadas por partículas de alta energía que fluyen a lo largo de las líneas del campo magnético de Tierra en latitudes altas, donde interactúan con la atmósfera neutra produciendo iones excitados, ocasionando efectos de aumento de la amplitud y de centelleo de fase en receptores GPS que operan en altas latitudes.

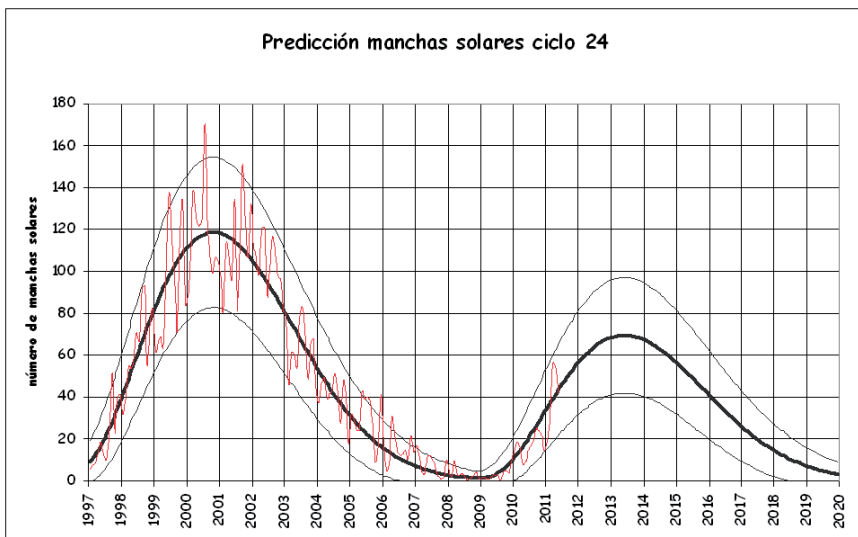


Figura 8.5. Ciclos solares. (NOAA). En trazo más fino y sinuoso entre las dos zonas más finas, es el número promedio mensual de manchas del ciclo 23 y de parte del ciclo 24, y en negro más fuerte la predicción (el trazo grueso es la predicción promedio, y los dos trazos finos indican el intervalo donde se situarán el 90 % de los datos mensuales). (Sánchez Rabat)

El centelleo de la ionosfera se refiere a las irregularidades de la ionosfera y sigue el 'ciclo solar', que se ve afectado por el máximo de actividad de manchas solares. El centelleo afecta a las señales GNSS, causando fluctuaciones que dan lugar a errores e

irregularidades, cuanto mayor es el nivel de centelleo, mayores son los errores. Aunque estos efectos inducidos por fuertes tormentas ionosféricas en los polos pueden durar muchas horas, o incluso días, el área geográfica involucrada, comparada con la región cercana al ecuador, es pequeña. Las irregularidades en la ionosfera producen efectos de refracción y difracción, ocasionando el desvanecimiento de la señal a corto plazo, que puede acentuar severamente las capacidades de rastreo de un receptor GPS.

La región de centelleo ecuatorial puede comprender aproximadamente el 50% de la Tierra, pero afortunadamente, los periodos de efecto de fuerte centelleo observados en las regiones cercanas ecuatoriales, se limitan generalmente al intervalo comprendido entre 1 hora después de la puesta de Sol y la medianoche locales.

Para conocer el valor del TEC se pueden utilizar modelos ionosféricos o medir el TEC. Lo más interesante es que al ser la ionosfera un medio dispersivo, con dos frecuencias L1 y L2 se puede eliminar el efecto ionosférico, por la combinación lineal de frecuencias L3.

8.3. Elementos de propagación de ondas

La *velocidad de propagación* es la relación entre el espacio recorrido por la onda por unidad de tiempo. Y viene relacionada con la longitud de onda y la fase por la siguiente expresión:

$$v = \frac{\lambda}{T} = \lambda f \quad \text{y} \quad v_{ph} = \lambda f$$

La velocidad de propagación en el vacío es una constante. El valor generalmente empleado en Geodesia por satélite es:

$$c = 2.99792458 \cdot 10^8 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \text{ aproximadamente } 300000 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$$

Cumpléndose

$$c = \frac{\lambda_{\text{vacío}}}{T} = \lambda_{\text{vacío}} f$$

Para cualquier otro medio de propagación diferente al vacío la velocidad de propagación está relacionada con el índice de refracción n .

El índice de refracción que un medio presenta frente a una determinada radiación es el cociente entre la velocidad de propagación en el vacío y la velocidad de propagación que dicha radiación tiene en ese medio.

$$n = \frac{c}{v}$$

Por tanto, n depende tanto del medio como de la frecuencia de la señal. Como el índice de refracción suele presentar valores muy próximos a la unidad, en ocasiones se adopta el concepto de **refractividad N** .

La relación entre la refractividad y el índice de refracción viene dada por:

$$N = (n-1)10^6$$

8.3.1. Relación de velocidad e índice de refracción de fase y de grupo

Para poder explicar el comportamiento de la onda portadora y el código en su propagación por la ionosfera, calcular el retraso ionosférico y definir los modelos o sistemas de eliminación del efecto ionosférico, se necesita establecer la relación entre índices y velocidades.

La primera cuestión es ver si las ondas portadora y código al pasar por la ionosfera se retrasa o adelanta, o no varía respecto a la propagación de esa misma señal en el vacío. Para demostrar este comportamiento hay que definir términos como el índice de refracción las velocidades de propagación y las relaciones entre ellos.

Se conoce como *medio dispersivo* aquel en el que la velocidad de propagación depende de la frecuencia de la señal. El efecto de dispersión es causado por la interacción electromagnética entre el campo del medio, eléctricamente cargado, y el campo externo asociado a la onda.

Se denomina *velocidad de dispersión* al cociente: $\frac{dv}{d\lambda}$

Si la velocidad de dispersión es distinta de cero, se dice que el medio es dispersivo para una determinada frecuencia. En el caso de las señales GPS, la ionosfera es un medio dispersivo para las frecuencias L_1 y L_2 , pero la troposfera no. Es decir, que las señales de ambas frecuencias experimentan un retardo diferente al atravesar la ionosfera, mientras que el retardo experimentado al atravesar la troposfera es el mismo. Por tanto, deben considerarse dos velocidades. En un medio dispersivo no es igual la velocidad de propagación de una onda portadora que para un grupo de ondas. Este es el caso del GPS.

Velocidad de fase (v_{ph}) es la velocidad a la que se propaga una onda portadora. Es el caso de las ondas portadoras L_1 y L_2 procedentes de los satélites GPS.

Velocidad de grupo (v_{gr}) es la velocidad a la que se propaga una onda compuesta de diferentes ondas superpuestas. Es el caso de los códigos modulados C/A Y P, que se transmiten en las portadoras.

En una señal GPS modulada, la velocidad de propagación del código se llama velocidad del grupo (Bauer, 1992):

Y como:
$$v_{gr} = -\frac{df}{d\lambda} \lambda^2 \quad v_{ph} = f \cdot \lambda$$

Y:
$$dv_{ph} = f \cdot d\lambda + \lambda \cdot df$$

Dividiendo esta expresión por $\frac{1}{\lambda \cdot d\lambda}$:

$$\frac{dv_{ph}}{\lambda \cdot d\lambda} = \frac{f}{\lambda} + \frac{df}{d\lambda} \qquad \frac{df}{d\lambda} = \frac{1}{\lambda} \frac{dv_{ph}}{d\lambda} - \frac{f}{\lambda}$$

Y sustituyendo en $v_{gr} = -\frac{df}{d\lambda} \lambda^2$ $v_{gr} = -\lambda \frac{dv_{ph}}{d\lambda} + f \cdot \lambda$

Se obtiene la ecuación de Rayleigh:

$$v_{gr} = v_{ph} - \lambda \frac{dv_{ph}}{d\lambda}$$

que relaciona la velocidad de grupo y de fase y que se utilizará para demostraciones posteriores.

Para relacionar los índices de refracción, se parte de la velocidad de fase y la velocidad de grupo:

$$v_{ph} = \frac{c}{n_{ph}} \qquad v_{gr} = \frac{c}{n_{gr}}$$

Diferenciando con respecto a λ la velocidad de fase:

$$\frac{dv_{ph}}{d\lambda} = -\frac{c}{n_{ph}^2} \frac{dn_{ph}}{d\lambda}$$

y sustituyendo en la ecuación de Rayleigh los términos de velocidad:

$$\frac{c}{n_{gr}} = \frac{c}{n_{ph}} + \lambda \frac{c}{n_{ph}^2} \frac{dn_{ph}}{d\lambda} \quad ; \quad \frac{1}{n_{gr}} = \frac{1}{n_{ph}} + \lambda \frac{1}{n_{ph}^2} \frac{dn_{ph}}{d\lambda}$$

que invertida se convierte en:

Aplicando la aproximación $(1+\varepsilon)^{-1} = 1-\varepsilon$:

$$n_{gr} = n_{ph} \left(1 - \lambda \frac{1}{n_{ph}} \frac{dn_{ph}}{d\lambda} \right) \qquad n_{gr} = n_{ph} - \lambda \frac{dn_{ph}}{d\lambda}$$

que se conoce como ecuación de Rayleigh modificada, y relaciona los índices de refracción de grupo y fase.

Análogamente se puede establecer una relación con las frecuencias, para ello diferenciamos la relación $c = \lambda f$ con respecto a λ y f :

$$\frac{d\lambda}{\lambda} = -\frac{df}{f}$$

y sustituyendo en la ecuación de Rayleigh modificada:

$$n_{gr} = n_{ph} + f \frac{dn_{ph}}{df}$$

expresión importante para demostrar el retardo ionosférico.

Estas dos expresiones son fundamentales para saber establecer las relaciones de índices y velocidades y su comparación en el vacío:

$$v_{gr} = v_{ph} - \lambda \frac{dv_{ph}}{d\lambda} \qquad n_{gr} = n_{ph} + f \frac{dn_{ph}}{df}$$

8.4. Refracción ionosférica. Relación de velocidades de grupo y fase y la velocidad en el vacío

La cuestión a estudiar es cuál es el comportamiento de la señal en su propagación en la ionosfera.

La ionosfera es un medio dispersivo y su índice de refracción y velocidad de propagación están en función de la frecuencia de la onda. La velocidad de propagación de las señales electromagnéticas GNSS en la ionosfera depende de su densidad de electrones, el índice de refracción cuando se trata de una fase se aproxima por medio de un desarrollo en serie calculado por Seeber (1993):

$$n_{ph} = 1 + \frac{c_2}{f^2} + \frac{c_3}{f^3} + \frac{c_4}{f^4} + \dots$$

Los coeficientes c_2, c_3, c_4, \dots no dependen de la frecuencia, pero sí dependen de la cantidad de electrones por metro cúbico, N_e (densidad de electrones), a lo largo de la trayectoria de propagación de la onda. C es función del TEC.

Podemos cortar esta serie y despreciando términos a partir del orden dos:

$$n_{ph} = 1 + \frac{c_2}{f^2}$$

Llamado valor del índice de refracción de la fase.

Para calcular el índice de refracción del grupo o código se procede del siguiente modo. Primero diferenciando el índice de refracción de la fase respecto a la frecuencia f:

$$dn_{ph} = -2 \frac{c_2}{f^3} df$$

y sustituyendo en la ecuación que nos da el índice de grupo:

$$n_{gr} = n_{ph} + f \frac{dn_{ph}}{df}$$

$$n_{gr} = 1 + \frac{c_2}{f^2} + f \frac{(-2 \frac{c_2}{f^3} df)}{df} = 1 + \frac{c_2}{f^2} - 2 \frac{c_2}{f^2}$$

por lo tanto el índice de refracción del grupo o código vale: $n_{gr} = 1 - \frac{c_2}{f^2}$

y el de la fase: $n_{ph} = 1 + \frac{c_2}{f^2}$

Seeber (1993) estimó un valor para $c_2 = -40.28 N_e \text{ [Hz}^2\text{]}$, aproximadamente $40.3 N_e$.

$$n_{gr} = 1 + \frac{40.3 N_e}{f^2} \qquad n_{ph} = 1 - \frac{40.3 N_e}{f^2}$$

Dado que la densidad N_e siempre es positiva, se cumplen las relaciones:

$$n_{gr} > 1 \qquad n_{gr} > 1 \qquad n_{ph} < 1$$

De acuerdo a estos valores de n y como:

$$v_{ph} = \frac{c}{n_{ph}} \qquad v_{gr} = \frac{c}{n_{gr}}$$

queda demostrado que en la ionosfera : $v_{gr} < c < v_{ph}$

la velocidad de grupo es menor que la velocidad en el vacío, luego se retrasa el código. Las distancias medidas por pseudodistancias son más grandes.

Para fase se adelanta la velocidad, las portadoras en fase adelantan y mide una distancia más pequeña que la real.

Es decir en la ionosfera, los códigos GPS se retrasan y las portadoras se adelantan; lo que conlleva a que las pseudodistancias medidas con códigos sean demasiado grandes y las medidas con fase demasiado pequeñas, con respecto a la distancia geométrica medida entre el satélite y el receptor. A la diferencia entre la distancia medida y la distancia geométrica, por este motivo se le conoce como refracción ionosférica Δ ionosférica.

Pero en ambos casos la diferencia es la misma, el comportamiento es de signo contrario en fase y código:

$$\text{Código } R = \rho + c \Delta\delta + \Delta^{\text{ionosfera}} + \Delta^{\text{troposfera}} + \Delta_m + \epsilon_p$$

$$\text{Fase } \Phi = \rho + c \cdot \Delta\delta + \lambda N - \Delta^{\text{ionosfera}} + \Delta^{\text{troposfera}} + \Delta_m + \epsilon_p$$

A continuación se deducirá el valor de los índices de refracción para la fase y para el grupo que se desvían de la unidad con signo opuesto.

8.4.1. Determinación del Δ_{ph}^{Iono} y del Δ_{gr}^{Iono}

De acuerdo con el principio de Fermat, la distancia medida se define como:

$$s = \int n \cdot ds$$

La distancia geométrica entre el receptor y el satélite, medida en línea recta y en el vacío ($n = 1$):

$$s_0 = \int ds_0$$

A la diferencia Δ^{Iono} entre la distancia medida y la distancia geométrica se la conoce como refracción ionosférica y viene dada por: $\Delta^{Iono} = \int n \cdot ds - \int ds_0$ distancia medida – distancia real.

Que para el caso de una única fase de índice de refracción n_{ph} puede escribirse como:

$$\Delta_{ph}^{Iono} = \int \left(1 + \frac{c_2}{f^2}\right) ds - \int ds_0 = \int ds + \int \left(\frac{c_2}{f^2}\right) ds - \int ds_0$$

Para el caso de un grupo de ondas de n_{gr} :

$$\Delta_{gr}^{Iono} = \int \left(1 - \frac{c_2}{f^2}\right) ds - \int ds_0 = \int ds - \int \left(\frac{c_2}{f^2}\right) ds - \int ds_0$$

Si suponemos que la integración del primer término de estas dos fórmulas se lleva a cabo a lo largo de la línea recta entre el satélite y el receptor, entonces $ds = ds_0$, y de acuerdo a las deducciones de Seeber $c_2 = 40.3 \text{ Ne}$ las fórmulas anteriores quedan de la forma:

$$\Delta_{ph}^{Iono} = \int \frac{c_2}{f^2} ds_0 \quad \Delta_{gr}^{Iono} = - \int \frac{c_2}{f^2} ds_0$$

que podemos también escribir como:

$$\Delta_{ph}^{Iono} = - \frac{40.3}{f^2} \int N_e ds_0 \quad \Delta_{gr}^{Iono} = \frac{40.3}{f^2} \int N_e ds_0$$

Llamando TEC al contenido total de electrones a lo largo del camino recorrido por la señal:

$$TEC = \int N_e ds_0$$

Sustituyendo:

$$\Delta_{ph}^{iono} = -\frac{40.3}{f^2} TEC \quad \Delta_{gr}^{iono} = \frac{40.3}{f^2} TEC$$

Que tiene la dimensión de una longitud.

Se puede aproximar $n_{ph} = 1 + \frac{40.3}{f^2} N_e$.

En las señales GNSS, esta aproximación representa el 99.9 % de la refractividad (efecto ionosférico de primer orden), es decir que se comete alrededor de un 0.1 % de error (este es el error de segundo orden). El impacto sobre la posición del receptor del error de segundo orden es inferior a 1mm en posicionamiento estático.

La conclusión final que se obtiene es que debido a la influencia de la ionosfera la pseudodistancia de código aumenta en Δ^{iono} debido a la menor velocidad que tiene el grupo de ondas de frecuencias similares que forman el código al atravesar la ionosfera y la pseudodistancia de fase disminuye en Δ^{iono} , ya que en este caso el efecto es el contrario, y la velocidad de la portadora aumenta al atravesar la ionosfera, como se muestra en la Figura 8.6.

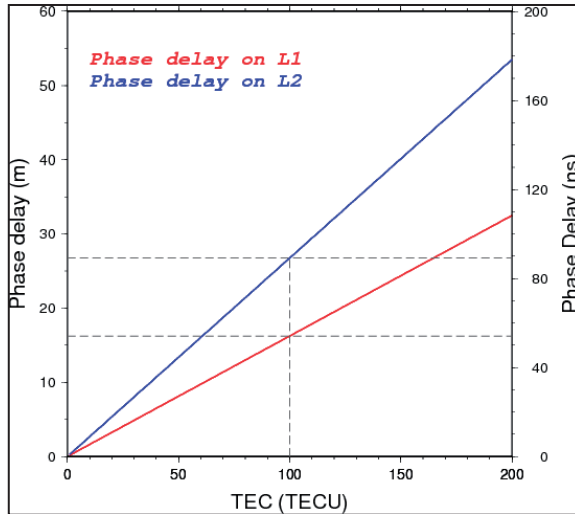


Figura 8.6 Retraso ionosférico para frecuencias L1 y L2

8.5. Eliminación del efecto ionosférico

Hay varias maneras de tratar el efecto TEC o eliminar del efecto ionosférico en la propagación de la señal GPS, de acuerdo a si se trabaja con una señal o dos, y si se trabaja en tiempo real, propio en navegación, o en posproceso:

- Combinación L3 (combinación de dos frecuencias L1 y L2)
- Modelos ionosféricos (empíricos a partir de datos de ionosondas)
- Medición TEC, basados en medidas GPS

En el caso de receptores de una sola frecuencia, es necesario aplicar un modelo para eliminar o reducir el efecto ionosférico. Los modelos más utilizados son el modelo Klobuchar, modelo IRI y el modelo NeQuick.

Los receptores de doble frecuencia, pueden eliminar el error de primer orden por combinación de frecuencias. Esta es la principal razón por la que la señal GPS usa dos ondas portadoras de diferentes frecuencias L1 y L2.

8.5.1. Eliminación del efecto ionosférico en receptores de doble frecuencia

Caso de pseudodistancia de código

Como se ha comentado, al ser la ionosfera un medio dispersivo permite aprovechar este comportamiento físico para eliminar el retardo a partir de la combinación de frecuencias.

En el caso de pseudodistancia de código:

$$R = \rho + c \Delta\delta + \Delta^{\text{ionosfera}} + \Delta^{\text{troposfera}} + \Delta_m + \epsilon_p$$

La ecuación de código con efecto ionosférico con dos señales :

$$R_{L1} = \rho + c \Delta\delta + \Delta^{\text{iono}}(f_{L1}) + \Delta^{\text{troposfera}} + \Delta_m + \epsilon_p$$

$$R_{L2} = \rho + c \Delta\delta + \Delta^{\text{iono}}(f_{L2}) + \Delta^{\text{troposfera}} + \Delta_m + \epsilon_p$$

siendo f_{L1} y f_{L2} las frecuencias de las dos portadoras.

Establezcamos la combinación lineal:

$$R_{L1,L2} = a_1 R_{L1} + a_2 R_{L2}$$

a_1 y a_2 son dos escalares arbitrarios que se deben determinar. Se busca una combinación lineal de tal forma que se anule el efecto producido por la refracción ionosférica. Para que se anule el efecto de la refracción ionosférica debe cumplirse:

$$a_1 \Delta^{\text{iono}}(f_{L1}) + a_2 \Delta^{\text{iono}}(f_{L2}) = 0$$

Ecuación que contiene dos incógnitas, pero una puede ser elegida arbitrariamente, por ejemplo $n_1 = 1$, con lo que:

$$a_2 = -\frac{\Delta^{iono}(f_{L1})}{\Delta^{iono}(f_{L2})}$$

que teniendo en cuenta la relación del grupo o código

$$\Delta_{gr}^{iono} = \frac{40,3}{f^2} TEC$$

Obtenemos:

$$a_2 = -\frac{f_{L2}^2}{f_{L1}^2}$$

Sustituyendo:

$$R_{L1,L2} = R_{L1} - \frac{f_{L2}^2}{f_{L1}^2} R_{L2}$$

que es la combinación lineal que hace que se anule el efecto ionosférico en las distancias de código.

Caso de portadora de Fase

El modelo en el caso de las portadoras de fase se puede escribir:

En unidades lineales:

$$\Phi = \rho + (\Delta\delta \cdot c) + \lambda N + \Delta^{troposfera} - \Delta^{ionosfera} + \Delta_m + \epsilon_p$$

En unidades de ciclo, como ángulo:

$$\Phi = \frac{\rho}{\lambda} + \frac{(\Delta\delta \cdot c)}{\lambda} + N + \frac{\Delta^{troposfera}}{\lambda} - \frac{\Delta^{ionosfera}}{\lambda} + \Delta_m + \epsilon_p$$

Expresión en función de ciclos Φ , donde se sustituye $f = c/\lambda$:

$$\Phi_{L1} = \frac{1}{\lambda_{L1}} \rho + f_{L1} \cdot \Delta\delta + N_{L1} - \frac{1}{\lambda_{L1}} \Delta^{iono}(f_{L1}) + \frac{\Delta^{trop}}{\lambda_{L1}} + \Delta_m + \epsilon_p$$

$$\Phi_{L2} = \frac{1}{\lambda_{L2}} \rho + f_{L2} \cdot \Delta\delta + N_{L2} - \frac{1}{\lambda_{L2}} \Delta^{iono}(f_{L2}) + \frac{\Delta^{trop}}{\lambda_{L2}} + \Delta_m + \epsilon_p$$

Y de forma análoga se establece la combinación lineal:

$$\Phi_{L1,L2} = a_1 \Phi_{L1} + a_2 \Phi_{L2}$$

Exigiéndose, para anular el efecto debido a la refracción ionosférica, que se cumpla:

$$\frac{a_1}{\lambda_1} \Delta^{iono}(f_{L1}) + \frac{a_2}{\lambda_2} \Delta^{iono}(f_{L2}) = 0$$

Si, al igual que anteriormente, hacemos $a_1 = 1$:

$$a_2 = -\frac{\lambda_2 \Delta^{Iono}(f_{L1})}{\lambda_1 \Delta^{Iono}(f_{L2})}$$

Teniendo en cuenta las relaciones: $\Delta_{ph}^{Iono} = -\frac{40,3}{f^2} TEC$, y $\lambda = c/f$

$$a_2 = -\frac{f_{L2}}{f_{L1}}$$

Resultando una combinación lineal de fases libre del efecto ionosférico:

$$\Phi_{L1L2} = \Phi_{L1} - \frac{f_{L2}}{f_{L1}} \Phi_{L2}$$

Con esta solución se elimina el error de primer orden que representa el 99,99% de error ionosférico.

El índice de refracción de fase n_{ph} es menor que la unidad, lo que nos indica que las distancias obtenidas a partir de la fase de las ondas portadoras son siempre menores que las reales, lo que puede interpretarse como un adelanto de la señal. Por el contrario, el índice de grupo n_{gr} , es menor que la unidad y por tanto, los códigos se ven retardados a su paso por la ionosfera, produciendo distancias mayores de las reales.

8.6. Modelos ionosféricos y medición TEC

Los receptores de sólo una frecuencia necesitan aplicar un modelo para quitar la refracción ionosférica, que puede alcanzar hasta pocas decenas de metros, dependiendo de la elevación de los rayos y las condiciones ionosféricas.

El sistema GPS y GALILEO utilizan el modelo de Klobuchar y NeQuick. Los satélites GPS y los GALILEO transmiten los parámetros necesarios para ejecutar estos modelos ionosféricos. Existen modelos regionales propios para WAAS.

A partir de 1998 el IGS creó un grupo de trabajo para estudios ionosféricos mediante observables GPS, (CODE, JOL, ESA etc.) para facilitar el intercambio de información y comparación de los distintos modelos se creó un formato estándar denominado IONEX.

Modelos TEC: el contenido total de electrones TEC de la ionosfera se mide mediante estaciones terrestres y se representa en mapas globales o regionales, generalmente en estos los colores más cálidos representan los niveles más altos de TEC, la representación se realiza en tiempo real de estos permite identificar las zonas más sensibles.

Actualmente, existen diversos modelos basados en esta fuente de datos que proporcionan mapas regionales y globales de contenido de electrones vertical. Todos ellos suelen emplear una combinación de observables de fase y código en ambas frecuencias. Para obtener estimaciones de contenido oblicuo de electrones (STEC), se transforma el con-

tenido vertical (VTEC) con una función de mapeo y se interpola en mapas de contenido electrónico vertical, ya sean regionales o globales.

Se estima el TEC vertical (VTEC) que toma la ionosfera como una capa delgada a una altura media de 350 km sobre la superficie de la tierra

$$TEC = VTEC / \cos z'$$

Al termino de TEC a lo largo de la trayectoria, es decir el contenido oblicuo salvo en la vertical, se le llama SETC.

Siendo z' el ángulo cenital del satélite, como se indica en la Figura 8.7., y las expresiones anteriores se transforman en:

$$\Delta_{ph}^{iono} = -\frac{1}{\cos z'} \frac{40,3}{f^2} VTEC \quad \Delta_{gr}^{iono} = \frac{1}{\cos z'} \frac{40,3}{f^2} VTEC$$

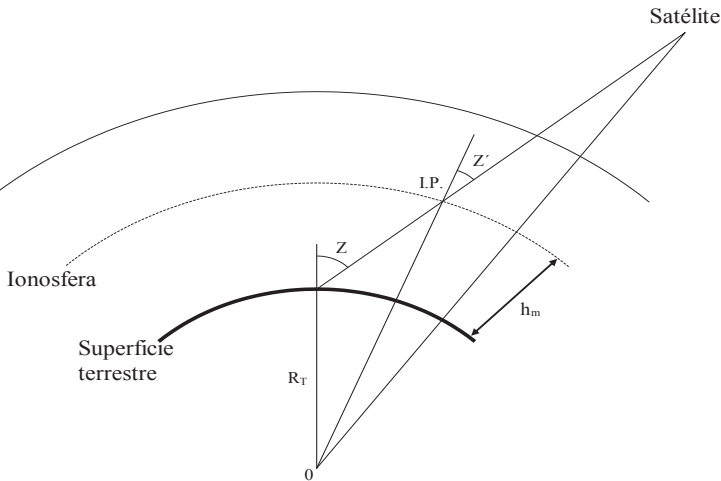


Figura 8.7. Geometría de la trayectoria del retraso ionosférico

Para hallar el contenido de electrones libres en una dirección diferente a la vertical, por ejemplo en la dirección satélite-receptor, es necesaria una función de corrección o *mapping function*. La función más sencilla es utilizar la secante del ángulo cenital de la dirección satélite-receptor (Z_s^r):

$$TEC_s^r = \frac{1}{\cos Z_s^r} TEC$$

Algunos ejemplos que permiten estimar el contenido total de electrones son los mapas globales de la ionosfera (GIM, *Global Ionospheric Map*), o los modelos ionosféricos tales como el modelo IRI (*International Reference Ionospheric*), el modelo de Klobuchar, o el modelo *NeQuick*. El modelo de la Universidad de la Plata LPIM (Brunini et

al., 2004), modelos de la Universidad de New Brunswick (UNB), el modelo de la Universidad Politécnica de Cataluña (UPC) (Hernández-Pajares et al., 1999).

El IGS proporciona los Mapas Globales de la Ionosfera modelados por interpolación utilizando armónicos esféricos (Schaer et al, 1999) a partir de los datos obtenidos de las estaciones GNSS que a él pertenecen y distribuidas por todo el mundo como mapas CODE (una capa de espesor infinitesimal a la altura de la región F2). <ftp://ftp.unibe.ch/aiub/CODE/>

Hoy en día, existen otros organismos que calculan y publican mapas ionosféricos a nivel local, regional o global, que estiman casi en tiempo real el contenido total de electrones de la ionosfera. Entre otros, el JPL (*Jet Propulsion Laboratory*) de la NASA (http://iono.jpl.nasa.gov/latest_rti_global.html). En la Figura 8.8., se presenta un mapa del contenido total de electrones ionosférico, correspondiente al 20 de abril de 2012 a las 7:30 horas (UT).

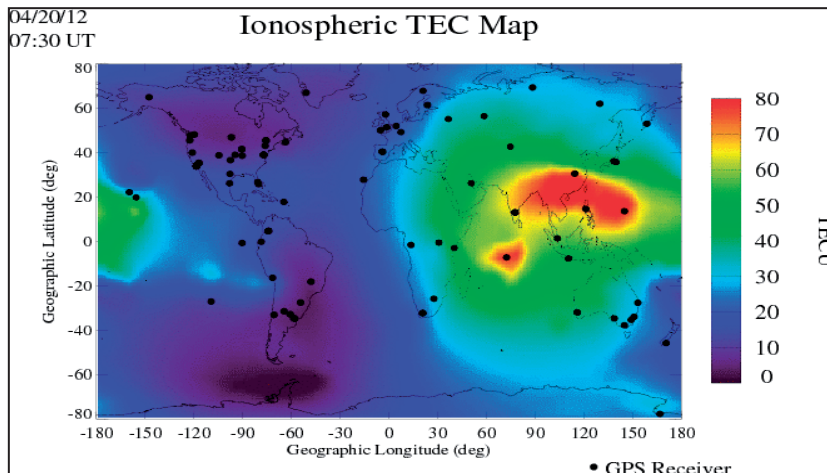


Figura 8.8. Mapa Global de la ionosfera (JPL/NASA, 2012)

8.6.1. Modelos ionosféricos. El modelo IRI (Bilitza 1990)

El modelo empírico clásico es la Ionosfera Internacional de Referencia (IRI) (Bilitza, 1990). Proyecto que comenzó hace más de 35 años. IRI son las siglas de Ionosfera de Referencia Internacional, es un modelo empírico generado a partir de una gran cantidad de datos de ionosondas en tierra, radares de dispersión, ionosondas desde satélites. Promovido por COSPAR (Comité de Recursos Espaciales). Este modelo ofrece una serie de promedios mensuales de la densidad de electrones, así como de su temperatura y la deriva de los iones en el rango de altitud 50-1500 km, cada dos años se actualiza este modelo. Este modelo es el que mejor responde en la zona europea.

8.6.2. Modelo NeQuick (2000). Sistema GALILEO

Es un modelo propuesto para receptores de una frecuencia, también es un modelo empírico, utilizado actualmente con EGNOS, ha sido propuesto para las correcciones ionosféricas en receptores monofrecuencia del proyecto GALILEO, puesto que mejora los resultados del modelo de Giovanni y Radicella, y el de Klobuchar. Este modelo calcula la concentración de electrones a partir de la integración numérica del camino recorrido por la señal GNSS, proporciona la densidad de electrones en la ionosfera en función de la posición, de la hora y de la actividad solar. Los parámetros de entrada del modelo son la posición (longitud, latitud y altura) y la época (mes y UT).

8.6.3. Modelo de Klobuchar (1987). Sistema GPS

El modelo de *Klobuchar* consiste en un algoritmo de corrección ionosférica cuyos parámetros se transmiten en el mensaje de navegación, tratándose de un modelo simple, que supone que todos los electrones están concentrados en una capa delgada situada a 350 km de altura. En él, el TEC muestra una periodicidad diaria con máxima densidad electrónica hacia el mediodía y un mínimo constante a lo largo de la noche.

Es el modelo matemático fue desarrollado por Klobuchar para atender, específicamente a los usuarios de receptores GPS de una frecuencia y los coeficientes α_i y β_i en un total de ocho ($i = 0, \dots, 3$), son transmitidos en los mensajes de navegación. Dicho modelo utiliza la latitud, la longitud geodésica de la estación, el azimut y el ángulo de elevación del satélite y el tiempo GPS de la época de observación.

Para describir la variación de la ionosfera durante el día, el modelo utiliza la función coseno con amplitud máxima a las 14:00 horas locales. La amplitud y el período de la función coseno son calculados en función de la latitud geomagnética y de los coeficientes transmitidos por los satélites y representados por un polinomio de tercer grado.

Este modelo no corrige la totalidad del error y según autores, el modelo compensa aproximadamente el 60 a 70 % del retraso ionosférico durante la noche y entre un 70 y 90 % durante el día (Langley 1992).

8.6.4. Otros modelos

Modelo de Delikaraglou

Se trata de un modelo estocástico que utiliza parámetros de corrección radiodifundidos desde estaciones de referencia G.P.S., dotadas de sistemas de bifrecuencia a estaciones de usuarios que estén trabajando en el entorno.

Modelo De Georgiadou

Es un modelo para receptores de una frecuencia, pero que va a utilizar las señales bifrecuencia en cierta fase de su aplicación. Se basa en que el contenido de electrones a lo largo de la trayectoria de la onda es inversamente proporcional al coseno del ángulo cenital, medido en la vertical local. Los resultados de la aplicación de este modelo para líneas base entre 10-30 kilómetros, se reducen de 0.5 p.p.m- 0.7 p.p.m.

8.7. Acerca de LEICA Geo Office (LGO)

8.7.1. Modelo Ionosférico

El parámetro modelo Ionosférico define cuál será el modelo a emplear para reducir el impacto de la ionosfera. Esto es de suma importancia si el usuario intenta resolver las ambigüedades.

Están disponibles los siguientes modelos ionosféricos:

- Automático (Predeterminado)
- Modelo calculado
- Modelo Klobuchar
- Estándar
- Sin modelo
- Modelo Global / Regional

El modelo predeterminado es el Automático. LGO selecciona un modelo según la duración de las sesiones, sin necesidad de que el usuario deba escoger uno en especial. Esto significa que, para una estación de referencia con un tiempo de observación mayor a 45 minutos, es posible calcular un modelo ionosférico propio, considerando automáticamente el modelo calculado, mientras que con tiempos menores de observación, sería preferible emplear el modelo Klobuchar. Si no hay almanaque disponible, se aplicará la opción sin modelo para tiempos de observación menores a 45 minutos. Si el usuario cuenta con datos en doble frecuencia registrados en una estación de referencia en modo estático o estático rápido durante por lo menos 45 minutos, LGO calculará un modelo ionosférico en caso de haber seleccionado la opción Modelo calculado. Esto representa una gran ventaja, ya que el modelo así calculado será acorde a las condiciones prevalecientes en la hora y la posición de la observación. En caso de seleccionar este modelo manualmente, pero no contar con datos registrados durante 45 minutos, los parámetros de procesamiento cambian automáticamente a la opción sin modelo.

El modelo Klobuchar refleja particularmente bien el ciclo de 11 años de actividad solar, lo cual puede ser ventajoso durante las épocas de mayor actividad solar. Sólo deberá seleccionarse el modelo Klobuchar en caso de procesar datos de observación obtenidos con receptores Leica, ya que este tipo de datos contienen los archivos de almanaque necesarios. Si los datos de observación se importan de un archivo en formato RINEX y selecciona el modelo Klobuchar, los parámetros de procesamiento cambian automáticamente a la opción sin modelo debido a la falta de almanaque.

El modelo Estándar es un modelo sencillo, basado en el número total de electrones que existen y su distribución a lo largo de esta capa. Basándose en este modelo, se calcula el retraso ionosférico en cada época para cada satélite.

Ya sea que elija la opción automáticamente o en forma manual, la selección de Sin modelo implica que existe una actividad ionosférica baja. Pero si se presentan condiciones de gran actividad ionosférica, resulta mejor aplicar un modelo diferente. Cabe recordar que la actividad ionosférica se rige por ciclos de once años y el último pico máximo se presentó en 2013.

En la red IGS, se calculan diariamente modelos ionosféricos globales, los cuales están disponibles desde el servidor, en forma anónima y gratuita. La Universidad de Berna, en Suiza, pone a su disposición estos archivos en formato Bernese. SKI-Pro acepta archivos únicamente bajo este formato Bernese. El usuario puede emplear un Modelo Global / Regional si cuenta con un archivo ionosférico. En caso de seleccionar esta opción, pero no tener este archivo, se aplicará automáticamente la opción Sin modelo.

8.8. Bibliografía

Berrocoso Ramirez, M. (2004). El sistema de posicionamiento global. Servicio de publicaciones Universidad de Cádiz.

Duquenne, F., Botton, S., Peyret, F., Bétailte, D. y Willis, P. (2005). GPS Localisation et navigation par satellites.

Editorial Lavoisier. Paris.

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). GNSS. Editorial Springer Wien New York.

Leick, A. (2004). GPS Satellite Surveying. Editorial Wiley. New Jersey.

Misra, P. y Enge, P. (2001). Global positioning system. Editorial Ganga-Jamuna Press. Lincoln.

Seeber, G. (2003). Satellite Geodesy. Editorial Walter de Gruyter. Berlin. New York.

Navipedia.net Web

Capítulo 9

Refracción troposférica

9.1. Refracción troposférica

La troposfera, tropopausa y estratosfera, a efectos de la propagación de las ondas GNSS, se considera una capa única, llamada troposfera, y ésta no es un medio dispersivo por ello su impacto no depende de la frecuencia, de manera que afecta a la modulación del código y a la fase de la misma forma. Aunque esta capa así definida alcance hasta los 80-100 km de altitud, el problema de retraso troposférico se produce en los 40 km más próximos a la Tierra, e incluso se distinguirán dos capas de acuerdo a las razones del retardo y su comportamiento: los primeros 11 km donde la humedad juega un papel importante y los comprendidos desde la Tierra hasta los 40 km, donde la temperatura y presión son factores importantes.

La troposfera produce un retardo que puede llegar a alcanzar unos valores medios de 2,5 m en el cenit y se incrementa hasta los 25-30 m con la cosecante del ángulo de elevación, es decir unos retardos entre 3 y 100 nanosegundos.

Los principales efectos que la atmósfera puede producir sobre las ondas de radio son los siguientes:

- Atenuación atmosférica
- Centelleo troposférico
- Refracción troposférica ocasionada por la humedad y sequedad de la atmósfera

Debido al índice de refracción (n) las señales de microondas GNSS sufren retardos de propagación de la señal. En esta región de la atmósfera, el índice de refracción es ligeramente mayor a 1 (decrece con el incremento de la altura y es próximo a 1 en el límite superior de la troposfera). Sólo hay una velocidad que depende de la temperatura, presión y humedad:

$$v = v_g = v_f$$

Su corrección sólo se puede llevar a cabo con modelos empíricos troposféricos, y puede corregirse cerca del 90 % del error total.

El retraso troposférico, viene determinado por la integral del índice de refracción del medio troposférico, a lo largo del camino recorrido por la señal:

$$\Delta^{Trop} = \int (n - 1) ds_0$$

Generalmente en lugar de utilizar el índice de refracción (n), se utiliza la refractividad del medio troposférico (N), expresada como:

$$N = (n - 1) \times 10^6$$

De manera que el retraso troposférico:

$$\Delta^{Trop} = 10^{-6} \int N ds_0$$

Hopfield, descompone la refractividad N en una componente seca (*dry*) y una componente húmeda (*wet*), donde la parte seca resultaría de la atmosfera hidrostática y la parte húmeda del vapor de agua:

$$N = N_{dry} + N_{wet} = N_d + N_w$$

- N_d es el retardo vertical componente seca. La componente hidrostática o seca, representa un error del orden del 90 % del retardo troposférico, y varía con la temperatura y la presión atmosférica, es fácil de modelar, y su variación a lo largo del día es muy pequeña.
- N_w es el retardo vertical componente húmeda. La componente húmeda representa el 10% del retardo, es causada por el vapor de agua y el agua condensada en las nubes, y depende mucho de las condiciones meteorológicas. Esta componente varía muy rápidamente y de forma muy aleatoria, por ello es difícil de modelar

También es frecuente utilizar la terminología:

$$\text{Zenit Total Delay} = \text{Zenit Hydrostatic Delay} + \text{Zenit Wet Delay}$$

$$\text{ZTD} = \text{ZHD} + \text{ZWD}$$

Para analizar el comportamiento se desarrolla la integral a lo largo de la trayectoria seguida por la señal GNSS, desde el receptor hasta el satélite, quedaría como:

$$\Delta^{Trop} = \Delta_d^{Trop} + \Delta_w^{Trop} = 10^{-6} \int N_d ds + 10^{-6} \int N_w ds$$

Para determinar la corrección troposférica con esta formulación, es preciso conocer el valor de la refractividad en todos los puntos de la trayectoria seguida por la señal a lo largo de la Troposfera.

$$\Delta^{Trop} = 10^{-6} \times \int_R^{h_d} N_d ds + 10^{-6} \times \int_R^{h_w} N_w ds$$

En realidad, la trayectoria efectiva comenzaría en el receptor (R) y terminaría alrededor de los 40 km de altitud (a mayor altitud la densidad atmosférica es más reducida), por lo que se deberían conocer las altitudes efectivas de cada una de las componentes ($h_{dry} = h_d$ y $h_{wet} = h_w$) y el valor de la refractividad N_d y N_w .

Existen muchos tipos de modelos, pero el modelo de refractividad más aceptado es el propuesto y deducido empíricamente por Essen y Froome, (1951):

$$N = C_1 \frac{P}{T} + C_2 \frac{e}{T} + C_3 \frac{e}{T^2}$$

Donde:

- C_1 , C_2 y C_3 , son constantes de refracción. Estos no tienen nada que ver con los coeficientes de ionosfera de Seeber
- P es la presión componente seca atmosférica del aire en milibares (mb)
- e , es la presión parcial del vapor de agua P_v en milibares (mb)
- T , es la temperatura en grados a nivel del mar Kelvin (K)

Según Essen y Froome, la refracción troposférica seca (N_d), vendría dada por la primera parte de la ecuación:

$$N_d = C_1 \frac{P}{T}$$

Función de la presión y temperatura

Comportamiento estable y modelable

cuyo coeficiente $C_1 = 77.64 (K/mb)$.

La refracción troposférica húmeda (N_w), sería el segundo y tercer sumando de la ecuación:

$$N_w = C_2 \frac{e}{T} + C_3 \frac{e}{T^2}$$

Función de la temperatura y presión vapor de agua

Comportamiento muy variable y difícil de modelar

cuyos coeficientes $C_2 = -12.96$ (K/mb), y $C_3 = 3.718 \cdot 10^5$ (K^2/mb).

Los valores de C_1 , C_2 y C_3 , son valores numéricos recomendados y determinados de forma empírica, por lo que no describen completamente la situación local (pueden ser mejorados utilizando datos meteorológicos en el lugar de la observación).

Otros autores como Smith (1953) sugieren la siguiente expresión:

$$N_d = 77.6 \frac{P}{T}$$

$$N_w = 3.73 \cdot 10^5 \frac{e}{T^2}$$

Los valores de presión, temperatura y presión de vapor de agua, indicados en estas expresiones, se obtienen de los diversos modelos meteorológicos como el ISA.

El retardo así descrito supone una trayectoria vertical o zenital, por ello para obtener el retardo en todas direcciones se requiere de las funciones de mapeo, en función de la inclinación.

Este retardo depende de la trayectoria, por ello debe ser corregido de acuerdo a la inclinación del trayecto (en función del ángulo de elevación E o altura de horizonte, o del ángulo cenital z del satélite).

$$\Delta^{Trop} = \Delta_d^{Trop} \cdot m_d(E) + \Delta_w^{Trop} \cdot m_w(E)$$

Al trabajar con los satélites GNSS es frecuente trabajar con altura de horizonte superior a 10° o 15° grados, es decir se desestiman trayectorias por debajo de estos valores, y por ello es frecuente unificar la función de mapeo:

$$\Delta^{Trop} = \left(\Delta_d^{Trop} + \Delta_w^{Trop} \right) \cdot m(E)$$

Esta situación de retraso troposférico al atravesar la señal GNSS la troposfera, que significa un problema para el posicionamiento y la navegación, conlleva una utilidad para análisis del clima y meteorológico, pues si el retraso está ligado a la parte húmeda, a la cantidad de vapor de agua, permite estudiar ésta a partir de observables GPS.

Zenit Total Delay = Zenit Hydrostatic Delay + Zenit Wet Delay

$$ZTD = ZHD + ZWD$$

De manera que la componente húmeda:

$$ZWD = ZTD - ZHD$$

Mediante la observación GNSS se obtiene el ZTD, y como la parte seca es fácil de modelar y calcular, por ejemplo con el modelo de Saastamoinen, se podrá obtener la componente húmeda y el vapor total de agua. El agua precipitable PWV (*Precipitable Water Vapor*) se puede estimar de los datos de ZWD.

$$PWV = \kappa \cdot ZWD$$

κ es una constante.

9.2. Modelos troposféricos

Los retrasos troposféricos cenitales se obtienen a partir de modelos como el de Hopfield (1969) y el modelo de Saastamoinen (1972), Ifadis, Goad Goodman, Black, Lany (1984) Niell, que dependen de la presión, temperatura y humedad, y a su vez de la altitud.

Pero estos modelos troposféricos a su vez utilizan parámetros de presión temperatura y humedad obtenidos de modelos atmosféricos, como el SA Estándar Atmosphere, o el GPT Global Pressure and Temperatura.

Los modelos de Hopfield y Saastamoinen son los más utilizados.

El retardo depende de la ruta de la señal a través de la atmósfera neutra y por eso se debe modelar en función del ángulo de elevación del satélite. Luego este retardo calculado sólo para la observación cenital, necesita de funciones de proyección para retardos diferentes a observables cenitales, y por eso se han desarrollado funciones de mapeo, como la desarrollada por Marini, Niell, Viena, Global Mapping etc.

9.2.1. Modelo de Hopfield (1969)

Hopfield, usando datos reales, tomados en EEUU entre los meses de enero y julio de 1967 desarrolló un modelo empírico que presentó en 1969 y descompone la refractividad troposférica N en una componente seca y una componente húmeda, como se muestra en la Figura 9.1., y para obtener la componente seca de la refractividad en función de la altitud (h) sobre la superficie terrestre, utiliza:

$$N_d(h) = N_{d,0} \left(\frac{h_d - h}{h_d} \right)^4$$

donde $N_{d,0}$, es la refractividad a nivel del mar causada por la componente seca (N_d), h es la altitud sobre la superficie, y h_d es un parámetro (en metros) determinado de forma

empírica por Hopfield a partir de datos globales, y asumiendo una capa que afecta al retardo troposférico de espesor h_d en metros:

$$h_d = 40136 + 148,72 * (T - 273,16) \text{ metros}$$

El retardo troposférico cenital de la componente seca del aire (Δ_d^{Trop}): se supone que la trayectoria de la señal es una línea recta y no existe cambio de trayectoria en la propagación de la señal GNSS, los límites de integración considerados van desde el nivel del mar (altitud: $h=0$ m) hasta el límite superior efectivo h_d (a la que está referida la refractividad de referencia).

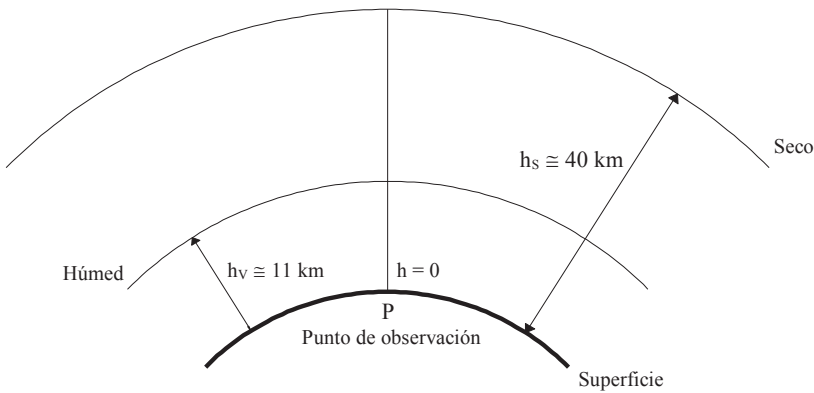


Figura 9.1 Retardo troposférico

Efectuando una serie de simplificaciones, se llega a la expresión:

$$\Delta_d^{Trop}(h) = 10^{-6} N_{d,0} \int \left[\frac{h_d - h}{h_d} \right]^4 ds$$

Calculado a lo largo de la trayectoria recta desde $h=0$, hasta h_d .

$$\Delta_d^{Trop}(h) = 10^{-6} N_{d,0} \frac{1}{h_d^4} \int_{h=0}^{h=h_d} [h_d - h]^4 dh$$

$$\Delta_d^{Trop}(h) = 10^{-6} N_{d,0} \frac{1}{h_d^4} \left(-\frac{1}{5} \right) [h_d - h]^5 \Big|_{h=0}^{h=h_d} = 10^{-6} \frac{1}{5} N_{d,0} h_d$$

Es decir:

$$\Delta_d^{Trop} = \frac{10^{-6}}{5} \cdot N_{d,0} \times h_d$$

Representa el **retardo troposférico cenital** de la **componente seca** del aire a partir de la presión de los gases secos y de la temperatura, para una capa de espesor del orden de 40 km.

La componente húmeda es mucho más compleja de modelar debido a las fuertes variaciones temporales y espaciales que presenta el vapor de agua. Hopfield supone para la componente húmeda un comportamiento similar al de la componente seca, por lo que la refractividad para la componente húmeda, vendría dada por la expresión:

$$N_w(h) = N_{w,0} \times \left(\frac{h_w - h}{h_w} \right)^4$$

donde se adopta un valor medio para h_w de 11 km, algunos autores llegan hasta los 12 o 13 km

La integral para obtener el **retardo troposférico cenital** de la **componente húmeda** se resuelve de forma análoga, resultando la expresión:

$$\Delta_w^{Trop} = \frac{10^{-6}}{5} \cdot N_{w,0} \times h_w$$

El **retardo troposférico cenital total** para un punto situado en la superficie de la Tierra, sería la suma de los retrasos de ambas componentes (seca y húmeda):

$$\Delta^{Trop} = \Delta_d^{Trop} + \Delta_w^{Trop} = \frac{10^{-6}}{5} \cdot (N_{d,0} \times h_d + N_{w,0} \times h_w)$$

En general las alturas troposféricas efectivas determinadas usando radiosondas, oscilan entre:

- 40 km y 45 km para h_d , capa máxima de retardo troposférico seco
- 10 km y 13 km para h_w , capa de retardo troposférico húmedo

Este modelo trabaja retardos cenitales, por ello es preciso aplicar una corrección en función del verdadero ángulo de la señal respecto a la vertical, que se muestra en la Figura 9.2. Esto se conoce como *mapping function*, que proporciona el retardo para una dirección cualquiera a partir del retraso troposférico cenital. Con cada una de las componentes (seca y húmeda) del retraso cenital y las funciones de mapeo correspondientes (m_d y m_w) se modela el retraso oblicuo. Los parámetros de las *mapping functions* están normalmente relacionados con parámetros meteorológicos, como son la temperatura, la presión atmosférica y la humedad relativa. Incluso algunos modelos de *mapping functions* utilizan la latitud (φ) y la altitud (h) de la posición del receptor GNSS.

Generalmente, la corrección del retraso troposférico se realiza en función del ángulo cenital z de observación del satélite o del ángulo de elevación, creando las funciones de mapeo $m(z)$ o $m(E)$, por ello se formula por la siguiente expresión:

$$\Delta^{Trop} = \Delta_d^{Trop} \cdot m_d(E) + \Delta_w^{Trop} \cdot m_w(E)$$

donde (E) es el ángulo de elevación del satélite respecto al receptor considerado, y $m_d(E)$ y $m_w(E)$ las *mapping functions* hidrostática y húmeda respectivamente.

El modelo de Hopfield propone la conversión del retraso cenital al retraso oblicuo mediante esta expresión, que utiliza diferentes *mapping functions* para la componente seca ($m_d(E)$) y para la componente húmeda ($m_w(E)$) del retraso troposférico.

$$\Delta^{Trop} = \frac{10^{-6}}{5} (N_{d,0} h_d \times m_d(E) + N_{w,0} h_w \times m_w(E))$$

Una de las *mapping functions* para el modelo de Hopfield fue calculada por Seeber (1993) y se representan de forma explícita:

$$m_d(E) = \frac{1}{\text{sen} \sqrt{E^2 + 6.25}}$$

$$m_w(E) = \frac{1}{\text{sen} \sqrt{E^2 + 2.25}}$$

Siendo E el ángulo de elevación en grados. Hay otras funciones de mapeo más complejas como la Niell, Viena.

De esta forma el retraso troposférico total oblicuo, se puede expresar como:

$$\Delta^{Trop}(E) = \Delta_d^{Trop}(E) + \Delta_w^{Trop}(E)$$

donde cada uno de sus términos, viene dado por las expresiones:

$$\Delta_d^{Trop}(E) = \frac{10^{-6}}{5} \cdot \left(\frac{N_{d,0} \times h_d}{\text{sen} \sqrt{E^2 + 6.25}} \right)$$

$$\Delta_w^{Trop}(E) = \frac{10^{-6}}{5} \cdot \left(\frac{N_{w,0} \times h_w}{\text{sen} \sqrt{E^2 + 2.25}} \right)$$

Puede verse su desarrollo en Hofmann.

Modelos similares son el **modelo de Goad y Goodman** (1974) apoyado en Essem y Froome y otros como **Remondi**.

9.2.2. Modelo de Saastamoinen (1974)

El modelo de Saastamoinen establece que la refractividad se puede deducir a partir de las leyes de los gases. El retraso troposférico, expresado en metros, según este modelo vendría dado por:

$$\Delta^{Trop} = \frac{0.002277}{\cos z} \left[P + \left(\frac{1255}{T} + 0.05 \right) \cdot e - \tan^2 z \right]$$

Donde la presión atmosférica **P** y la presión parcial del vapor de agua **e** se introducen en milibares, la temperatura **T** en grados Kelvin, y **z** es el ángulo cenital del satélite en grados.

Tabla 9.1. Factor de corrección (B) para el modelo de Saastamoinen refinado

Modelo de Saastamoinen (B)	
Altitud (km)	B
0,0	1,156
0,5	1,079
1,0	1,006
1,5	0,938
2,0	0,874
2,5	0,813
3,0	0,757
4,0	0,654
5,0	0,563

Un modelo más refinado, implica contener una *mapping function* de dependencia cenital. **Bauersíma** (1983) propone incluir en el modelo de Saastamoinen dos términos de corrección, uno que tiene en cuenta la altitud del lugar de observación (**B**), y el otro, además de la altitud del lugar de observación, tiene en cuenta el ángulo cenital del satélite (δR). Teniendo en cuenta esto, propuso la siguiente fórmula:

$$\Delta^{Trop} = \frac{0.002277}{\cos z} \left[P + \left(\frac{1255}{T} + 0.05 \right) \cdot e - B \cdot \tan^2 z \right] + \delta R$$

Los términos **B** y δR se pueden interpolar a partir de la Tabla 9.1. y la Tabla 9.2.

El retraso seco o hidrostático cenital puede predecirse con medidas de presión en superficie con un error total por debajo de los 5 mm, siendo el modelo de Saastamoinen el que mejor resultados ofrece.

En cuanto al retraso húmedo, este modelo, junto con el modelo de Ifadis (1986), es el que mejor resultado ofrecen, pero con ciertas limitaciones en cuanto a precisión, debido a la dificultad para modelar los perfiles de vapor de agua (Mendes, 1999).

Tabla 9.2. Factor de corrección (δR) para el modelo de Saastamoinen refinado

Modelo de Saastamoinen (δR)								
Angulo cenital	Altitud de la estación sobre el nivel del mar (km)							
	0.0	0.5	1.0	1.5	2.0	3.0	4.0	5.0
60°00'	0.003	0.003	0.002	0.002	0.002	0.002	0.001	0.001
66°00'	0.006	0.006	0.005	0.005	0.004	0.003	0.003	0.002
70°00'	0.012	0.011	0.010	0.009	0.008	0.006	0.005	0.004
73°00'	0.020	0.018	0.017	0.015	0.013	0.011	0.009	0.007
75°00'	0.031	0.028	0.025	0.023	0.021	0.017	0.014	0.011
76°00'	0.039	0.035	0.032	0.029	0.026	0.021	0.017	0.014
77°00'	0.050	0.045	0.041	0.037	0.033	0.027	0.022	0.018
78°00'	0.065	0.059	0.054	0.049	0.044	0.036	0.030	0.024
78°30'	0.075	0.068	0.062	0.056	0.051	0.042	0.034	0.028
79°00'	0.087	0.079	0.072	0.065	0.059	0.049	0.040	0.033
79°30'	0.102	0.093	0.085	0.077	0.070	0.058	0.047	0.039
79°45'	0.111	0.101	0.092	0.083	0.076	0.063	0.052	0.043
80°00'	0.121	0.110	0.100	0.091	0.083	0.068	0.056	0.047

9.2.3. Modelo troposférico para PPP. GIPSY

Es un modelo simplificado, que considera factores de oblicuidad diferentes para la componente húmeda y seca, implementada en el software GIPSY-OASIS II y tiene la expresión (Hernández Pajares. Navipedia.es):

$$\Delta^{Trop} = \Delta_d^{Trop} \cdot m_d(E) + \Delta_w^{Trop} \cdot m_w(E)$$

- $\Delta_d^{trop} = ae^{bH}$ retraso cenital seco
- $a = 2.3 \text{ m}$, $b = 0.116 \cdot 10^{-3}$ y H es la altura sobre el nivel del mar
- $\Delta_w^{trop} = \Delta_{wo}^{trop} + \Delta_{wz}^{trop}$ retraso cenital húmedo $\Delta_{wo}^{trop} = 0.1 \text{ m}$
- Δ_{wz}^{trop} estimado en navegación

Es frecuente utilizar para la componente seca la expresión:

$$\Delta_d^{trop} = ae^{bH} m_d$$

$$\Delta_d^{trop} = 2.3 * e^{-0.116+10^{-3}H} * m_d$$

Con $m_d = \frac{1.001}{\sqrt{0.002001+(sen E)^2}}$

Debe conocerse la elevación del satélite y altitud elipsoidal del receptor.

Una simplificación del modelo es la siguiente:

$$\Delta^{trop} = m_d (\Delta_d^{trop} + \Delta_w^{trop})$$

Donde $\Delta_w^{trop} = 0.1$

9.2.4. Atmosfera Estándar SA

Los modelos anteriormente citados de corrección de retardos troposféricos necesitan datos de presión, temperatura y humedad, estos datos, si no son medidos, son proporcionados por distintos modelos atmosféricos, entre ellos cabe citar:

- La Atmósfera Estándar Internacional (ISA)
- Global Pressure and Temperature
- MSIS90
- Modelo Estándar US

La Atmosfera Estándar Internacional ISA, es un modelo atmosférico de cómo la presión, temperatura, densidad y viscosidad de la atmósfera de la Tierra cambian sobre una amplia gama de alturas. Se ha establecido para proporcionar una referencia común

para la temperatura y la presión y se compone de tablas de valores en distintas alturas, además de algunas fórmulas que obtuvieron esos valores.

Este modelo atmosférico supone la atmosfera como un gas ideal que se encuentra en equilibrio hidrostático en presencia de un campo gravitatorio uniforme. Las tres propiedades más significativas de la atmosfera son la presión (p), la humedad relativa H y la temperatura (T), que están relacionadas con la altitud ortométrica (h) por un sistema de tres ecuaciones.

$$p = p_0 (1 - 0.0000226 * (h - h_0))^{5.225}$$

$$T = T_0 - 0.0625 * (h - h_0)$$

$$H = H_0 * e^{-0.00006396 * (h - h_0)}$$

Donde p es la presión en milibares, T temperatura en grados Celsius, H la humedad relativa expresada en tanto por ciento, y h la altitud ortométrica de la estación.

Los parámetros de referencia habituales son:

- $P_0 = 1013.25$ mb
- $T_0 = 15^\circ$ Celsius
- $h_0 = 0.0$ m
- $H_0 = 50$ %

9.2.5. *Global Pressure and Temperature*

El modelo empírico GPT (Global de presión y temperatura), que se basa en armónicos esféricos hasta nivel y orden nueve, proporciona la presión y la temperatura en cualquier sitio en las cercanías de la superficie terrestre. Los parámetros de entrada de GPT son las coordenadas de la estación y el día del año.

9.2.6. *U.S. Standard Atmosphere*

La atmosfera estándar US es una serie de modelos que definen los valores para la atmosfera de presión, temperatura, densidad y otras propiedades atmosféricas en un amplio rango de altitudes.

9.2.7. *Modelo Troposférico Leica Geoffice*

El software Leica Geoffice utiliza varios modelos (todos ellos basados en la información de la presión, temperatura y humedad relativa de modelos atmosféricos o de una estación terrena), los cuales permiten calcular dicho retraso.

En LGO puede seleccionar los siguientes modelos:

- Hopfield
- Hopfield simplificado

- Saastamoinen
- Essen y Froome
- Sin troposfera
- Calculado

Las diferencias que se obtienen al aplicar alguno de ellos son pequeñas (del orden de milímetros). Se recomienda emplear el modelo utilizado localmente en todos los cálculos efectuados en una región o país. El modelo por defecto es el de Hopfield, como se muestra en la Figura 9.3.

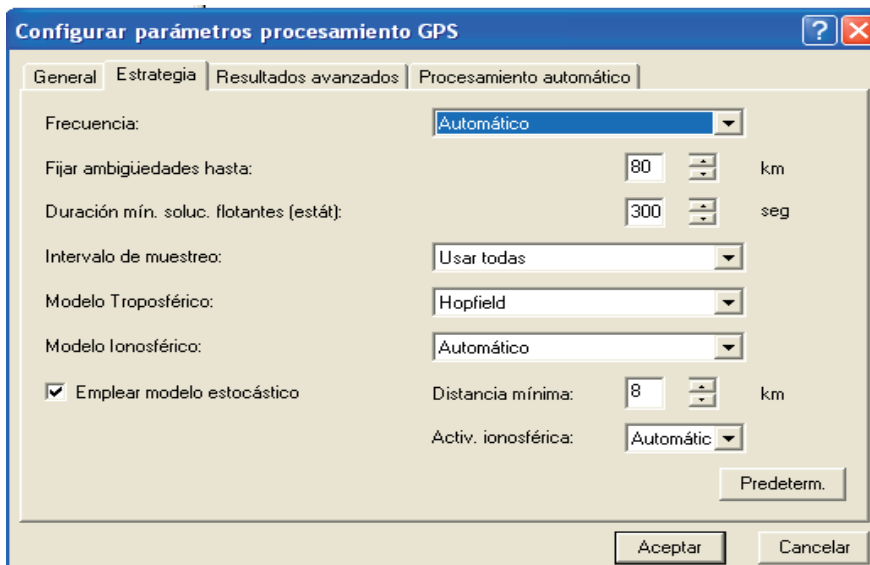


Figura 9.3. Menú Leica Geo Office para elegir el modelo troposférico

9.2.8. *Modelo Troposférico Trimble*

El software Trimble utiliza, al igual que el LGO, varios modelos (todos ellos basados en la información de la presión, temperatura y humedad relativa de modelos atmosféricos o de una estación terrena), los cuales permiten calcular dicho retraso. En el caso del Trimble Total Control, el modelo utilizado por defecto es el Goad Goodman, como se muestra en la Figura 9.4.

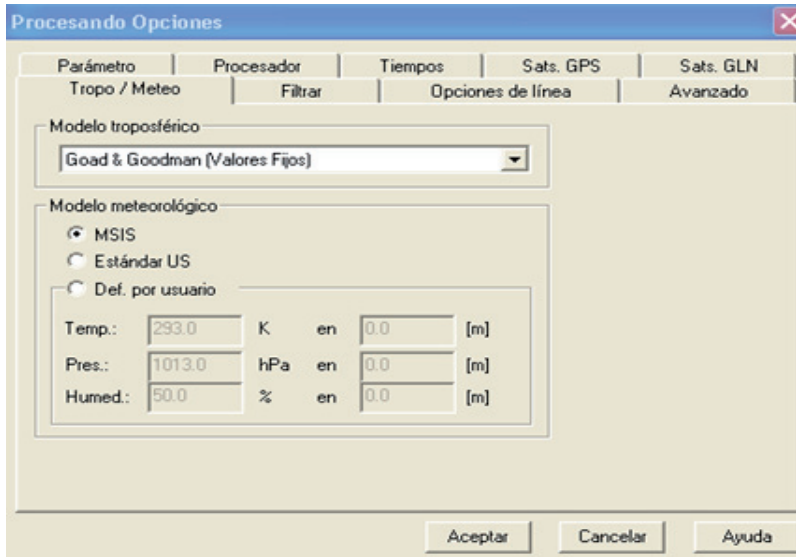


Figura 9.4. Menú Trimble Total Control para elección del modelo troposférico

9.2.9. Comparativa

Las Figuras 9.5., 9.6. y 9.7. muestran comparativas de las desviaciones típicas de las tres coordenadas de varios puntos calculadas con técnicas GNSS, con diferentes modelos troposféricos.

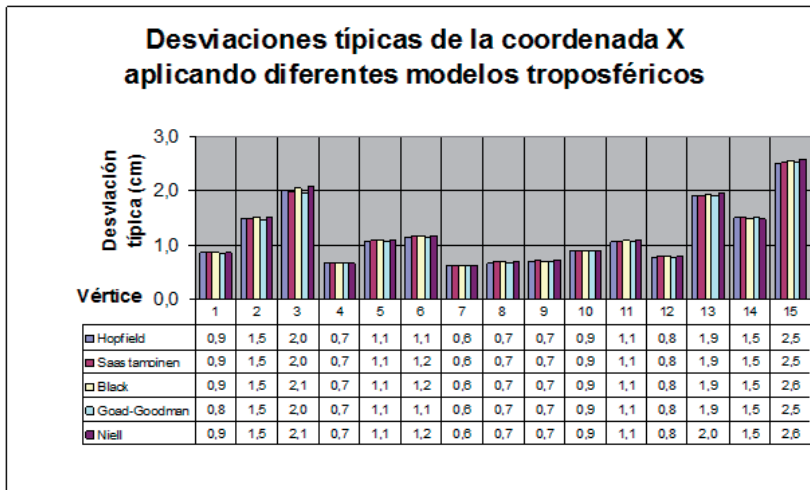


Figura 9.5. Comparativa de las desviaciones típicas de la coordenada X de quince puntos de una red calculada con técnicas GNSS, con diferentes modelos troposféricos

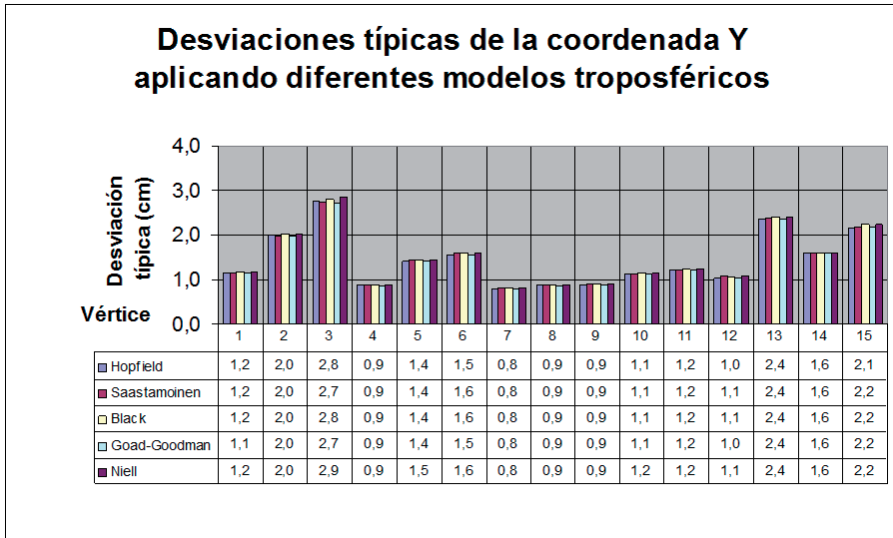


Figura 9.6. Comparativa de las desviaciones típicas de las coordenada Y de quince puntos de una red calculada con técnicas GNSS, con diferentes modelos troposféricos

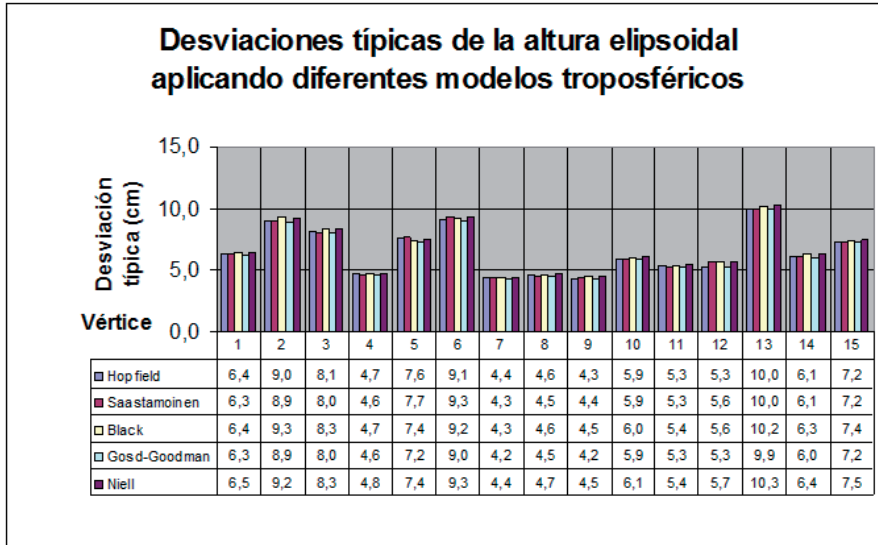


Figura 9.7. Comparativa de las desviaciones típicas de la altura elipsoidal de quince puntos de una red calculada con técnicas GNSS, con diferentes modelos troposféricos.

9.3. Retardos Troposféricos. Funciones de proyección Mapping Functions troposféricas

Una *mapping function* troposférica proporciona el retraso troposférico de la señal GNSS en una dirección cualquiera (satélite-receptor) a partir del retraso troposférico cenital. En definitiva, a partir del retraso total cenital (ZTD), proyectan el retraso total oblicuo (STD) respecto del ángulo de elevación de cada observación.

Para modelar estos retrasos troposféricos, se separan la parte hidrostática y la parte húmeda, de forma tal que el retraso total cenital viene dado como el producto de los retrasos hidrostático y húmedo en la dirección del cenit por su correspondiente *mapping function* (hidrostática y húmeda):

$$\Delta^{Trop} = \Delta_d^{Trop} \cdot m_d(E) + \Delta_w^{Trop} \cdot m_w(E)$$

$$\Delta^{Trop} = \Delta_d^{Trop} \cdot ZHD + \Delta_w^{Trop} \cdot ZWD$$

donde (E) es el ángulo de elevación del satélite respecto a la posición del receptor GNSS considerado, y $m_d(E)$ y $m_w(E)$ son las *mapping function* hidrostática y húmeda respectivamente.

Diversos autores han desarrollado numerosas *mapping function*, como Marini, Marini-Murray, Chao, Davis, Herring, Niell, Boehm y Schuh, Bevis, VMF, etc.

Es frecuente que los software científicos utilicen el modelo troposférico de Saastamoinen y como función de mapeo Dry Niell.

9.3.1. Marini Mapping Function (1972)

Marini establece una corrección troposférica en la que demostró que para una distribución esférica simétrica de la refractividad atmosférica, el retraso troposférico en la dirección del cenit puede aproximarse como una fórmula de fracción continua en términos de $(1/\text{sen } E)$ con tres coeficientes, e independiente del acimut de la observación, denominada *Marini Mapping Function*.

$$m(E) = \frac{1}{\text{sen}(E) + \frac{a}{\text{sen}(E) + \frac{b}{\text{sen}(E) + \frac{c}{\text{sen}(E) + \dots}}}}$$

Posteriormente a Marini varios autores desarrollaron mejores aproximaciones, entre ellos Murray mejoró la función, basada en el modelo de Saastamoinen y valores meteorológicos en función de la latitud y altitud.

En 1992 **Herring** propone una nueva expresión apoyándose en las funciones de Marini y la expresa como:

$$m_d(E) = \frac{1 + \frac{a_d}{1 + \frac{b_d}{1 + c_d}}}{\text{sen}(E) + \frac{a_d}{\text{sen}(E) + \frac{b_d}{\text{sen}(E) + c_d}}}$$

donde E es el ángulo de elevación del satélite y a, b, c son los coeficientes que dependen de los perfiles atmosféricos.

Algunos autores en lugar de trabajar con el ángulo E, ángulo de elevación del satélite, trabajan con el ángulo z o ángulo cenital, entonces en la expresión se cambia la función seno por el coseno.

Los coeficientes se definen como:

$$\begin{aligned} a_d &= [1.2320 + 0.0139 \cdot \cos\varphi - 0.0209 \cdot H + 0.00215(T - 283)] \cdot 10^{-3} \\ b_d &= [3.1612 + 0.1600 \cdot \cos\varphi - 0.0331 \cdot H + 0.00206(T - 283)] \cdot 10^{-3} \\ c_d &= [71.2440 - 4.2930 \cdot \cos\varphi - 0.1490 \cdot H - 0.00210(T - 283)] \cdot 10^{-3} \end{aligned}$$

que dependen de la latitud (φ), la altitud del punto (H) en kilómetros del lugar de observación, y de la temperatura (T) en grados kelvin. La componente húmeda se calcula de igual forma, con la salvedad de cambiar el subíndice, y los coeficientes toman el mismo valor:

$$\begin{aligned} a_w &= [0.583 - 0.011 \cdot \cos\varphi - 0.052 \cdot H + 0.0014(T - 283)] \cdot 10^{-3} \\ b_w &= [1.402 - 0.102 \cdot \cos\varphi - 0.101 \cdot H + 0.0020(T - 283)] \cdot 10^{-3} \\ c_w &= [45.85 - 1.91 \cdot \cos\varphi - 1.29 \cdot H + 0.0015(T - 283)] \cdot 10^{-3} \end{aligned}$$

9.3.2. Niell Mapping Function (1996)

E. Niell desarrolló un modelo similar al de Marini, pero sugiere parametrizar los coeficientes a partir de datos de radiosondas de un gran número de localizaciones, utilizando el mismo tipo de *mapping function* que Herring, propone la *Niell Mapping Function (NMF)*, fundamentada en la combinación de parámetros que dependen de la localización geográfica y del día del año. Utiliza como datos de entrada únicamente la latitud (φ), puesto que asume una simetría acimutal, la altitud del lugar de observación (h), y el número de día dentro del año.

Niell argumenta que las *mapping functions* anteriores están limitadas en precisión debido a su dependencia de la temperatura medida sobre la superficie terrestre, e indica

que las alteraciones diurnas en la temperatura de la superficie causan variaciones mucho más pequeñas que las calculadas con *mapping functions*; y que los cambios estacionales afectan más a la temperatura de la superficie que a la baja atmósfera. Añade además que las *mapping functions* anteriores no presentan diferencias significativas entre días fríos de verano y días cálidos de invierno.

La *mapping function* de Niell (NMF), utilizada para el análisis de datos GNSS, es:

$$m(E) = \frac{1 + \frac{a}{1 + \frac{b}{1+c}}}{\text{sen}(E) + \frac{a}{\text{sen}(E) + \frac{b}{\text{sen}(E) + c}}} + H(km) \left(\frac{1}{\text{sen}(E)} - \frac{1 + \frac{a_h}{1 + \frac{b_h}{1+c_h}}}{\text{sen}(E) + \frac{a_h}{\text{sen}(E) + \frac{b_h}{\text{sen}(E) + c_h}}} \right)$$

Tabla 9.4. Coeficientes de la Niell mapping function hidrostática

NMF componente hidrostática, $m_h(E)$					
Coef.	Latitud (φ)				
	15°	30°	45°	60°	75°
Promedio (prom)					
a	$1,276993 \cdot 10^{-3}$	$1,268323 \cdot 10^{-3}$	$1,246540 \cdot 10^{-3}$	$1,219605 \cdot 10^{-3}$	$1,204600 \cdot 10^{-3}$
b	$2,915369 \cdot 10^{-3}$	$2,915230 \cdot 10^{-3}$	$2,928845 \cdot 10^{-3}$	$2,902256 \cdot 10^{-3}$	$2,902491 \cdot 10^{-3}$
c	$62,61050 \cdot 10^{-3}$	$62,83739 \cdot 10^{-3}$	$63,72178 \cdot 10^{-3}$	$63,82426 \cdot 10^{-3}$	$64,25845 \cdot 10^{-3}$
Amplitud (ampl)					
a	0	$1,270963 \cdot 10^{-5}$	$2,652366 \cdot 10^{-5}$	$3,400045 \cdot 10^{-5}$	$4,120219 \cdot 10^{-5}$
b	0	$2,141498 \cdot 10^{-5}$	$3,016078 \cdot 10^{-5}$	$7,256272 \cdot 10^{-5}$	$11,72337 \cdot 10^{-5}$
c	0	$9,012840 \cdot 10^{-5}$	$4,349704 \cdot 10^{-5}$	$84,79535 \cdot 10^{-5}$	$170,3721 \cdot 10^{-5}$

Para determinar la *NMF hidrostática* [$m_h(E)$], se utilizan los valores de los coeficientes de la Tabla 9.4., en función de la latitud del lugar de observación. Antes de sustituir los valores de los coeficientes a, b y c (primer término de la expresión anterior), deben corregirse para términos periódicos, siguiendo el siguiente procedimiento:

$$a(\varphi, DOY) = a_{prom}(\varphi_i) + a_{ampl}(\varphi_i) \cdot \cos\left(\frac{DOY_1 - DOY_0}{365.25} \cdot 2\pi\right)$$

donde los coeficientes a_{prom} y a_{ampl} se extraen de la Tabla 9.4.; DOY_1 indica el día del año; y DOY_0 es 28 para estaciones en el hemisferio sur, o 211 para estaciones en el hemisferio norte. Para los términos b y c, se sigue el mismo procedimiento.

El número DOY_0 (*Day Of Year*) hace referencia al número de día dentro del año, expresado en el intervalo 1-365 para años normales de 365 días, o en el intervalo 1-366 para años bisiestos. Los coeficientes de la NMF se ofrecen en cinco bandas distintas de latitud (φ), simétricas respecto al Ecuador. Entre latitudes comprendidas entre 15° y 75° se debe aplicar una interpolación lineal, mientras que para latitudes (φ) por debajo de 15° o por encima de 75° se deben tabular dichos valores.

Los coeficientes del segundo término (a_h, b_h, c_h) de la fórmula, muestran la dependencia de la altitud de la estación, donde H es la altitud ortométrica, medida en kilómetros respecto el nivel medio del mar, y adoptan los siguientes valores:

- $a_h = 2.53 \times 10^{-5}$
- $b_h = 5.49 \times 10^{-3}$
- $c_h = 1.14 \times 10^{-3}$

Para calcular la **NMF húmeda** [$m_w(E)$], se procede de la misma forma que en el cálculo anterior pero utilizando para el primer término de la expresión general de la NMF, los coeficientes a_w, b_w y c_w de la Tabla 9.5., los cuales no tienen ninguna dependencia temporal y únicamente se requiere la interpolación de la latitud. Para el segundo término se procede de la misma manera que para la NMF hidrostática.

La *mapping function* de Niell ha sido durante mucho tiempo la función más comúnmente utilizada, dado que utiliza para su cálculo datos muy sencillos de obtener (localización geográfica de la estación y día del año), prescindiendo a priori de parámetros meteorológicos que implican su medición.

Tabla 9.5. Coeficientes de la Niell mapping function húmeda (wet)

NMF componente húmeda, $m_w(E)$					
Coef.	Latitud (φ)				
	15°	30°	45°	60°	75°
a_w	$5,802170 \cdot 10^{-4}$	$5,679485 \cdot 10^{-4}$	$5,811802 \cdot 10^{-4}$	$5,972754 \cdot 10^{-4}$	$6,164169 \cdot 10^{-4}$
b_w	$1,427527 \cdot 10^{-3}$	$1,513862 \cdot 10^{-3}$	$1,457275 \cdot 10^{-3}$	$1,500743 \cdot 10^{-3}$	$1,759908 \cdot 10^{-3}$
c_w	$4,347296 \cdot 10^{-2}$	$4,672951 \cdot 10^{-2}$	$4,390893 \cdot 10^{-2}$	$4,462693 \cdot 10^{-2}$	$5,46736 \cdot 10^{-2}$

Es frecuente utilizar el modelo Saastamoinem para la corrección seca y el de Niell para la corrección húmeda. En 2001 Niell define una nueva función llamada Isobaric Mapping Function IMF.

9.3.3. Viena Mapping function VMF

En 2004, J. Boehm y H. Schuh (*Institute of Geodesy and Geophysics, Vienna University of Technology, Austria*), empezaron a trabajar en la implementación de la IMF con datos de distintos niveles de presión de modelos numéricos del tiempo, descartando los

parámetros intermedios como “z200” y “smfw3”. De esta forma, introducen la *Vienna Mapping Function (VMF)*, cuya idea principal es simplemente utilizar el *ray tracing* o camino recorrido por las ondas a partir de modelos numéricos del tiempo (NWMs) directamente.

La VMF utiliza los coeficientes “ b_h ” y “ c_h ” de la IMF (*Isobaric Mapping Function*) para la componente hidrostática:

- $b_h = 0,002905$
- $c_h = 0,00634 + 0,0014 * \cos 2\varphi$

y los coeficientes “ b_w ” y “ c_w ” de la NMF (*Niell Mapping Function*) para una latitud de 45°, para la componente húmeda:

- $b_w = 0,00146$
- $c_w = 0,04391$

Los coeficientes a_h y a_w de la *Vienna Mapping Function (VMF)* se determinan a partir del cálculo del *ray tracing* mediante una inversión simple de la fórmula de fracción continua, para un ángulo inicial de elevación de 3,3°:

$$a = \frac{A_0 + A_1 + A_2 + A_3}{B_0 + B_1 + B_2}$$

donde:

- $A_0 = b + c * b + b^2$
- $A_1 = -mf * b * \text{sen } E + c * b * \text{sen } E + mf * b^2 * \text{sen } E + c^2 * \text{sen } E - mf * b * c * \text{sen } E + c * \text{sen } E$
- $A_2 = -mf * c^2 * \text{sen}^2 E + mf * c * \text{sen}^2 E + b * \text{sen}^2 E + c * \text{sen}^2 E + \text{sen}^2 E - mf * b * c * \text{sen}^2 E$
- $A_3 = -mf * b * \text{sen}^3 E - mf * c * \text{sen}^3 E - mf * \text{sen}^3 E$
- $B_0 = -c * b - b + mf * c + mf * c^2 + mf * b * c$
- $B_1 = -c * \text{sen } E + mf * \text{sen } E - c^2 * \text{sen } E + mf * c * \text{sen } E + mf * b * \text{sen } E$
- $B_3 = -c * \text{sen}^2 E - \text{sen}^2 E$

y “mf” es el valor de la mapping function que resulta para un *ray tracing* con un ángulo de elevación inicial de 3,3°, y E es el ángulo de elevación en el vacío de la dirección deseada.

Los parámetros de entrada de la VMF utilizados para el cálculo del *ray tracing* son: ángulo de elevación inicial (E_1), altitud (h), temperatura (T) y presión del vapor de agua (e), a distintos niveles de presión en la zona de la atmosfera neutral.

El valor medio para el coeficiente “ b_h ” de la componente hidrostática, es:

$$- \quad b_h = 0,00295$$

mientras que el coeficiente “ c_h ”, muestra una clara variabilidad que depende de la estación del año y de la latitud, por lo que su valor se modela con la siguiente expresión:

$$c_h = c_0 + \left[\left(\cos \left(\frac{DOY - 28}{365} \cdot 2\pi + \Psi \right) + 1 \right) \cdot \frac{c_{11}}{2} + c_{10} \right] \cdot (1 - \cos \varphi)$$

donde:

- DOY es el día del año, el 28 de enero se ha adoptado como una fecha de referencia (Niell, 1996)
- $\psi = 0$ (hemisferio norte), $\psi = \pi$ (hemisferio sur)
- φ es la latitud
- $c_0 = 0.062$ (hemisferios norte y sur)
- $c_{10} = 0.001$ (hemisferio norte), $c_{10} = 0.002$ (hemisferio sur)
- $c_{11} = 0.005$ (hemisferio norte), $c_{11} = 0.007$ (hemisferio sur)

Los coeficientes “ b_w ” y “ c_w ” de la componente húmeda de la VMF1 no se modifican, puesto que el retraso cenital húmedo es 10 veces más pequeño que el retraso cenital hidrostático y los efectos de variación en “ b_w ” y “ c_w ” serían insignificantes, por lo que se recomienda utilizar los coeficientes de la NMF húmeda (*Niell Mapping Function*) para una latitud de 45°, como también lo hace la VMF húmeda (*Vienna Mapping Function*).

Varios autores han mejorado esta función, y en la bibliografía se puede encontrar sus desarrollos y valores de coeficientes.

9.3.4. *Global Mapping Function (2006, 2007)*

En los años 2006 y 2007 se promovieron diversas funciones que dieron lugar a la GMF. Boehm, Niell, Tregoning, Such, presentan la *Global Mapping Function (GMF)*, para la que utilizan una red global de 15° x 15° con datos de perfiles medios mensuales de presión, temperatura y humedad del modelo numérico del tiempo ECMWF (*European Centre for Medium Range Weather Forecast*) extraídos de datos re-analizados de 40 años (ERA40).

La *Global Mapping Function* toma las expresiones empíricas para los coeficientes “ b ” y “ c ” de la VMF1 (*Vienna Mapping Function 1*), mientras que el coeficiente “ a ” se

calcula por una expansión de los coeficientes de la VMF1 en armónicos esféricos de una red global con la siguiente expresión (función senoidal):

$$a = a_0 + A \cdot \cos\left(\frac{DOY - 28}{365} \cdot 2\pi\right)$$

Donde a_0 es un coeficiente obtenido a partir de valores medios de la red global:

$$a_0 = \sum_{n=0}^9 \sum_{m=0}^n P_{nm} \cdot (\text{sen } \varphi) [A_{nm} \cdot \cos(m\lambda) + B_{nm} \cdot \text{sen}(m\lambda)]$$

- A es la amplitud anual
- DOY es el día del año
- $P_{nm}(\text{sen } \varphi)$ son las funciones asociadas de Legendre de grado n y orden m
- A_{nm} y B_{nm} son los coeficientes en armónicos esféricos

Los parámetros de entrada para la obtención de los coeficientes son únicamente las coordenadas de la estación y el día del año (similar a la NMF), lo que la diferencia de la VMF1, que requiere datos en tiempo casi real de los modelos numéricos del tiempo.

9.4. Bibliografía

Berrocoso Ramírez, M. (2004). El sistema de posicionamiento global. Servicio de publicaciones Universidad de Cádiz.

Duquenne, F., Botton, S., Peyret, F., Bétailte, D. y Willis, P. (2005). GPS Localisation et navigation par satellites. Editorial Lavoisier. Paris.

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). GNSS. Editorial Springer WienNewYork.

Leick, A. (2004). GPS Satellite Surveying. Editorial Wiley. New Jersey.

Misra, P. y Enge, P. (2001). Global positioning system. Editorial Ganga-Jamuna Press. Lincoln.

Seeber, G. (2003). Satellite Geodesy. Editorial Walter de Gruyter. Berlin. New York.

Capítulo 10

Métodos de observación y posicionamiento GNSS

10.1. Métodos de observación

El GNSS es un sistema que permite el posicionamiento con distintos métodos de observación, de acuerdo a la instrumentación, a la exigencia de precisión y a la técnica de proceso de los observables. Por ello establecer una clasificación para el posicionamiento basado en técnicas GNSS y aumentación, es sólo ordenar bajo algún criterio estas condiciones previas.

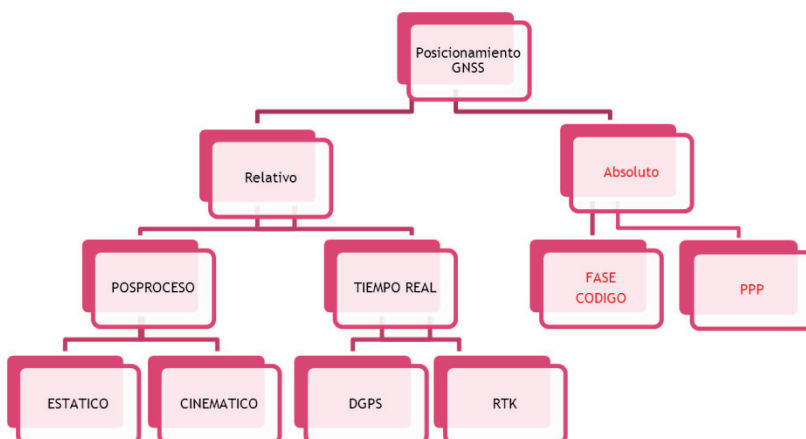


Figura 10.1. Métodos de Posicionamiento u observación GNSS

Con un criterio y una acotación más topográfica o cartográfica, las técnicas de observación y posicionamiento se pueden clasificar atendiendo a diversos criterios, métodos y precisión de la manera que muestran las Figuras 10.1. y 10.3.

10.1.1. Según los Observables

CODIGO. PSEUDODISTANCIAS

Los observables registrados son las pseudodistancias a los distintos satélites. Cabe distinguir entre receptores que efectúan seguimiento del código C/A solamente y aquellos que, además de dicho código, son capaces de correlar el código P. La utilización de éste último permite obtener una precisión diez veces mayor, pero tiene el inconveniente de estar restringido a usuarios autorizados. Precisión métrica.

MEDIDA DE FASE

Además de registrar las pseudodistancias, se efectúa seguimiento de la fase de la propia portadora limpia de código. Precisión centimétrica o milimétrica.

10.1.2. Según el Movimiento de los Receptores

ESTÁTICO

El receptor/es permanece quieto durante un intervalo de tiempo.

CINEMÁTICO

El receptor/es está en continuo movimiento.

10.1.3. Según el Momento en que se efectúa el cálculo

POSTPROCESO

La obtención de coordenadas y líneas base se efectúa después de la observación.

TIEMPO REAL

La obtención de coordenadas y líneas base se efectúa en el mismo momento de la observación, de forma que el tiempo de cálculo es tan reducido que se puede considerar casi instantáneo o en *tiempo real*. Según el tipo de solución la precisión será diferente.

ABSOLUTO

Un solo receptor. Se obtiene un trío de coordenadas del punto respecto al sistema geocéntrico WGS-84 (bien cartesiano o bien geográfico), que podrán ser transformadas a un sistema de referencia local de origen y orientación convencional y previamente definidos. Se obtiene la posición del punto utilizando medidas de pseudodistancia, ya sea procedentes del código C/A o código P. Véase la Figura 10.2.

PPP posicionamiento preciso punto. Es una técnica de posicionamiento que determina la posición de un solo receptor a partir de datos de orbitas y relojes de los satélites mejores que los emitidos por el sistema GNSS.

RELATIVO o DIFERENCIAL

Se necesitan mínimo dos receptores. El resultado es un incremento de coordenadas ΔX ΔY ΔZ . Se eliminan la mayoría de los errores, especialmente los atmosféricos y los estados de los relojes. Nombres genéricos como “posicionamiento relativo” se transforman, sin variar su significado, en “GPS diferencial” o “DGPS”. Véase la Figura 10.3.

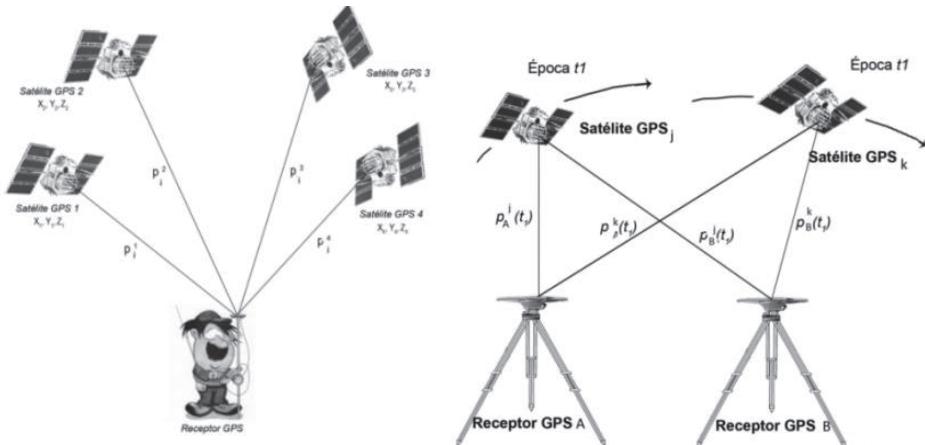


Figura 10.2. Posicionamiento absoluto. Posicionamiento relativo

10.1.4. Según el tiempo de observación**ESTÁTICO**

El posicionamiento estático relativo, es el que se emplea en Geodesia y Topografía de precisión, en él se estacionan varios receptores en varios puntos y con tiempos de observación variable a la distancia de las baselíneas. Para distancias cortas, de menos de 20 km, el tiempo de observación será de alrededor de 1 hora; para distancias medias, de 20-50 km, las observaciones serán de 2-3 horas.

ESTÁTICO RÁPIDO

Es un posicionamiento estático con periodos más cortos de observación, pero a la vez con distancias más cortas de baselíneas.

CINEMÁTICO

Es el método fundamental para navegación o elementos en movimiento. Requiere de un proceso de inicialización para determinar las ambigüedades, y mantener continuamente éstas resueltas. El desarrollo de los algoritmos de determinación de ambigüedades en movimiento OTF ha permitido este método. Se trabaja con al menos dos receptores, una estación de referencia y un elemento móvil, y se apoya su resolución en mantener continuamente la ambigüedad resuelta, si se pierde ésta, hay que reinicializar el proceso.

CINEMÁTICO RTK

El método diferencial se apoya en la utilización de dos equipos GNSS simultáneamente en dos posiciones diferentes, siendo una de ellas conocida, y al posicionamiento de este receptor se le llama estación de referencia y al otro móvil o rover. Con este método se consigue cifrar y cuantificar algunos errores propios del sistema GNSS que afectan al modo absoluto, y se pueden corregir en tiempo real.

La corrección diferencial en tiempo real puede hacerse a partir de observable de código o de observable fase, habitualmente a la corrección diferencial de código se le denomina GPS Diferencial DGPS, DGNSS y se reserva el término de corrección cinemático en tiempo real RTK a la corrección en fase, y dentro del concepto RTK, se suele distinguir entre solución RTK convencional y estación única o de Solución red RTK.



Figura 10.4. Tipos y métodos topográficos

10.1.5. Otra clasificación

Mezclando los conceptos o técnicas anteriores también se pueden ordenar en:

NAVEGACIÓN AUTÓNOMA

Se trata de un posicionamiento absoluto por código, propio de los receptores navegadores, alcanzan una precisión de 5-10 m y su precio ronda los 100-400 euros.

GPS DIFERENCIAL DE CÓDIGO DGPS

Exige un sistema de corrección diferencial con sistemas de aumentación EGNOS, WAAS, etc., tiene una precisión entre 0.5 m y 5 m. Se trata de un sistema apto para navegación y control de flotas. Generalmente se les denomina a como sistemas de aumentación.

POSICIONAMIENTO RELATIVO O DIFERENCIAL DE FASE

Se necesitan dos receptores observando simultáneamente, bien estáticos o con sistemas RTK. Alcanza precisiones de mm o cm. El precio de los receptores es de varios miles de euros, sin o con sistema RTK.

En este tipo de posicionamiento no se obtienen coordenadas tridimensionales, sino que se utilizan los incrementos de las mismas entre las antenas de dos receptores, es decir, la diferencia de posición entre ellos. Así pues, las coordenadas de un receptor se determinan a partir de otras conocidas de un receptor de referencia, y por lo tanto, necesitamos al menos dos equipos de recepción que observen simultáneamente. Uno de ellos, denominado *receptor de referencia o fijo*, se debe estacionar en un punto de coordenadas conocidas con suficiente precisión, mientras el otro receptor, llamado *móvil*, se irá desplazando a lo largo de un itinerario obteniéndose así los distintos vectores incremento.

Con fines geodésicos se trabaja con estático relativo y con fines topográficos se trabaja con estático relativo o sistema RTK clásico o NTRIP. El resto de métodos tienen menor importancia. Mascara de elevación 10° e incluso 15°.

Seguidamente se muestran una serie de Tablas comparativas que resumen las características de los diferentes métodos.

ESTÁTICO

Método para distancias > 20 km	Ventajas:	Aplicaciones:
Estacionamiento en los puntos que se pretenden levantar 3 puntos mínimo de coordenadas conocidas (transformación WGS84-Local) Tiempos de observación de horas (soluciones redundantes) GDOP menor de 5 o 6	Más preciso, eficiente y económico que los métodos topográficos tradicionales Sustituye al método clásico de triangulación	Control Geodésico Redes Nacionales e Internacionales Control de movimientos tectónicos Redes topográficas Bases de replanteo en obras Control de deformaciones en diques y estructuras
Longitud de línea base	Tiempo observación	Precisión horizontal
≤ 20 km	1 hora	3 mm + 1 ppm
20 - 50 km	2 horas	3 mm + 1 ppm
50 - 100 km	Mínimo 2 horas	3mm + 1 ppm
> 100 km	Mínimo 3 horas	3 m + 1ppm

ESTÁTICO RÁPIDO

Método para distancias < 20 km	Ventajas:	Aplicaciones:
Tiempo de observación: máximo 30 minutos, depende de longitud línea base, nº satélites, GDOP, Ionosfera GDOP menor de 5	No existe transmisión de errores porque cada punto se mide independientemente	Levantamientos de control, densificación Sustituye a poligonación Determinación de puntos de control, ingeniería civil, bases de replanteo Levantamiento de detalles y deslindes Determinación rápida de un elevado número de puntos Apoyos fotogramétricos Con el RTK ya no tiene sentido trabajar con este método
Longitud de línea base	Tiempo observación	Precisión horizontal
< 5 km	5-10 minutos	5mm+ 0.5 ppm
5-10 km	10-15m.	5 mm + 0.5 ppm
10-20 km	10-30 m	5 mm + 0.5 ppm

MÉTODO CINEMÁTICO

Estación de referencia temporal: rastrea continuamente	Ventajas:	Aplicaciones:
Estacionamiento del receptor móvil: segundos en el punto a levantar Inicialización (determinación de ambigüedades): Cálculo OTF (On The Fly ambiguity resolution) (segundos) Para obtener buena precisión GDOP < 5	Mediciones continuas rápidas y económicas Debe mantenerse el contacto con 3 satélites como mínimo	Determinación de la trayectoria de objetos en movimiento (precisión dm) Levantamientos de ejes de carreteras y ferrocarriles Medición de perfiles transversales Levantamientos Hidrográficos, batimetrías Medición de puntos situados en un espacio reducido La tecnología RTK ha descartado este método
	Inconvenientes:	
	En caso de pérdida de la señal de los satélites, se ha de volver a inicializar. Sólo se puede usar en zonas despejadas	

RTK (Real Time Kinematic, Clásico)

<p>Receptor Base: El Radio-módem transmite los datos recibidos de la unidad de control</p> <p>Receptor Móvil: El Radio-módem móvil recibe los datos del radio-módem base El controlador calcula los datos por cada época que recibe Fija ambigüedades de todos los satélites comunes lo más rápido posible Alcance: 10 km, según el radio-módem Salida de datos: WGS84 (X, Y, Z) o Datum local más control de calidad Actualización de coordenadas: 1-2 segundos</p>	<p>Ventajas: Un solo operador (receptor base en lugar seguro) Trabajar a grandes distancias de la base (dependerá de la radio) Más rápido que por topografía clásica</p>	<p>Aplicaciones: Básico en topografía de obras levantamiento topográficos</p>
--	--	---

PRECISIÓN DE POSICIONAMIENTO

<p>Precisión GNSS código diferencial Horizontal 0.25 m + 0 1ppm RMS Vertical 0.5 m + 1ppm RMS Precisión posicionamiento SBAS diferencial < 5 m 3 DMRS</p>
<p>Medición estática Horizontal 3 mm + 0.1 ppm RMS Vertical 3.5 mm+ 0.5 ppm RMS Estática rápida Horizontal 5 mm + 0.5 ppm RMS Vertical 10 mm + 0.5 ppm RMS</p>
<p>Cinemática en tiempo real Líneas base menores de 30 km Horizontal 10 mm + 1 ppm RMS Vertical 15 mm + 1 ppm RMS Red RTK Horizontal 10 mm + 1 ppm RMS Vertical 15 mm + 1 ppm RMS</p>

10.2. Planificación de una red estática

Todo trabajo topográfico, sea con técnicas clásicas o con observaciones GNSS, requiere de una planificación para optimizar los tiempos y los costes, garantizando las precisiones exigidas. Pero especialmente requieren una buena planificación las observaciones estáticas. Dada la gran variedad de métodos e incluso opciones instrumentales, no debe ser despreciable esta planificación. En primer lugar se debería realizar un análisis de ventanas de observación y del número de satélites disponibles, si bien es verdad que si esta operación era imprescindible en la década de los 90, hoy en día en cualquier lugar están garantizados al menos 6 o 7 satélites, por ello la planificación de la constelación no se suele hacer.

Las partes de la planificación pueden ser:

- Selección de puntos
- Ventanas de Observación
- Tiempos de observación
- Organización de la observación

10.2.1. Selección de puntos

Se trata de situar los puntos preseleccionados en una cartografía a escala adecuada de proyecto. Los puntos deben reunir las siguientes características:

- Buena visibilidad sobre el horizonte, al menos por encima de 15°
- Fácil acceso, a poder ser con vehículo
- No existir interferencias electromagnéticas
- Si va a servir como base para futuras observaciones por clásica, debe existir mínimo visibilidad a otro punto de coordenadas conocidas
- Si ha de ser revisado, preferiblemente en suelo público

Además de los puntos pertenecientes al propio levantamiento, es necesario estacionar sobre otra serie de puntos, al menos tres, de coordenadas conocidas en el sistema de referencia oficial, para poder efectuar la transformación de sistemas.

Si el levantamiento requiere precisión en altimetría, se incluirán puntos pertenecientes a la red NAP.

10.2.2. Ventanas de observación

Las condiciones mínimas de observación son cuatro satélites con una configuración PDOP inferior a 6 o 7. Además hoy en día los receptores topo-geodésicos son receptores GNSS (GPS y GLONASS).

Actualmente la constelación de satélites está completa, y las condiciones anteriores se cumplen prácticamente las veinticuatro horas del día. La planificación se reservará, por tanto, a observaciones que requieren alta calidad o en aquellos trabajos que revistan un carácter especial.

En levantamientos en zonas con fuertes obstrucciones sobre el horizonte (zonas urbanas, boscosas, etc.) sí se ha de efectuar un estudio detallado de las ventanas de observación (hora de observación).

10.2.3. *Tiempos de observación*

El factor habitual que más influye en los tiempos de observación es la longitud de las líneas a medir (a mayor longitud es necesario un mayor número de observables para fijar correctamente las ambigüedades). Una línea base se observa y calcula entre dos receptores. Cuando ambos receptores observan al mismo conjunto de satélites, simultáneamente, la mayoría de los efectos atmosféricos se cancelan. En la Tabla 10.1 se muestran tiempos de observación orientativos, en función de la distancia.

Tabla 10.1. Tiempos de observación en función de la distancia

	BIFRECUENCIA ESTÁTICO	BIFRECUENCIA EST. RÁPIDO
< 5 km	20-40 minutos	5-10 minutos
5-20 km	30-60 minutos	10-30 minutos
20-50 km	60-90 minutos	-
> 50 km	> 90 minutos	-

10.2.4. *Organización*

Es importante disponer de un número abundante de receptores, para optimizar tiempos, precisión y fiabilidad.

En la observación de redes de tipo medio suelen participar entre 4 y 10 receptores. Para grandes redes, de tipo continental, pueden llegarse a emplearse decenas de ellos.

Es de gran importancia que la red disponga de una buena fiabilidad. Es decir, tiene que tener la suficiente capacidad de auto comprobarse frente a equivocaciones, errores sistemáticos y errores aleatorios. Para ello deben tenerse en cuenta los siguientes aspectos:

- Cada estación debería ser ocupada al menos 2 veces para controlar los posibles errores de centrado, medida de la altura de la antena...
- Las estaciones cercanas deben ser ocupadas simultáneamente
- Un cierto nº de líneas base deberían ser observadas al menos 2 veces, con diferente constelación
- Debe incluir puntos de coordenadas conocidas en un sistema de referencia geodésico

El número de sesiones necesarias, está ligada al número de receptores disponibles y de la redundancia de observaciones requerida. Para ello se emplea la siguiente expresión:

$$s = \left\lceil \frac{n - m}{r - m} \right\rceil$$

- $s = \text{n}^\circ$ de sesiones
- $n = \text{n}^\circ$ de estaciones (n° vértices de la red)
- $m = \text{n}^\circ$ de estaciones con más de una observación (n° de receptores que permanecen fijos)
- $r = \text{n}^\circ$ de receptores

En cada una de la sesiones el n° de posibles líneas base a determinar es de $\frac{r(r-1)}{2}$, de las cuales $r-1$ son independientes.

Es decir, que cuando en una sesión se observa una determinada figura, existen una serie de líneas base dependientes y que no aportan información adicional alguna. Este es un concepto importante que ha de ser tenido en cuenta. Por ejemplo, si una figura triangular es observada en una sesión con tres receptores registrando simultáneamente, las tres líneas bases resultantes del cálculo cerrarán a cero, ya que, existe una dependencia entre ellas. Si en una sesión posterior se observa ese mismo triángulo de igual forma, el resultado del nuevo cálculo también cerrará a cero, pero si se comparasen los incrementos de coordenadas obtenidos con los de la primera sesión es de esperar que existan diferencias.

Por tanto, para evaluar de manera real la precisión interna de nuestra red, deberían incluirse en el ajuste final solamente aquellas líneas que sean independientes. De esta forma, en el ejemplo anterior el cierre debería efectuarse tomando dos líneas de la primera sesión y completar el triángulo con una de la segunda, o bien al contrario. A pesar de ello, suele ser práctica habitual incluir todas las posibles líneas base en el ajuste.

El número de líneas base observadas en un determinado trabajo se obtiene multiplicando el n° de sesiones por el n° de líneas observadas en cada una de ellas.

$$\text{n}^\circ \text{ líneas} = \frac{s r(r - 1)}{2}$$

El número de líneas independientes = $s (r-1)$

10.3. Posicionamiento Punto Preciso (PPP)

Posicionamiento por Punto Preciso (PPP) es una técnica de posicionamiento, en fase de desarrollo, que va a significar un salto importante en la solución GNSS. Es una técnica de posicionamiento que determina la posición de un solo receptor a partir de datos de

órbitas y relojes de los satélites mejores que los emitidos por el sistema GNSS. Estos datos mejorados se obtienen prácticamente en tiempo real de una red global de estaciones GNSS y de instituciones que generan dichos datos y ponen a disposición del usuario. Requiere un conjunto de proveedores y datos.

Es decir, es un servicio global de posicionamiento preciso que requiere la disponibilidad de la órbita y el estado del reloj del satélite de referencia de forma precisa, en tiempo real, a través de una red de estaciones de referencia GNSS distribuidas por todo el mundo. Pero a diferencia del cinemático en tiempo real, no necesita estaciones de referencia para resolver ambigüedades o eliminar errores, la red de estaciones da datos de órbita y de reloj, y a partir de ahí el algoritmo PPP da la solución.

PPP proporciona una solución de posicionamiento en un marco de referencia global como el Marco de Referencia Terrestre Internacional, evitando cualquier distorsión local asociada a las técnicas diferenciales de posicionamiento RTK ligado a las coordenadas locales utilizado en la estación de referencia de funcionamiento continuo CORS.

Otro problema actual es que el uso de un único receptor para PPP tiene problema de tiempos de convergencia largos (del orden de 20 minutos o más) necesarios para que converja la ambigüedad de solución flotante a fin de garantizar precisión de posicionamiento de precisión centimétrica.

El receptor utilizado puede estar en forma estática, PPP estático, o móvil, PPP dinámico o cinemático.

Mediante la combinación de las posiciones y relojes precisos de los satélites con un receptor GNSS de doble frecuencia (para eliminar el efecto de primer orden de la ionosfera), PPP es capaz de ofrecer soluciones de posición de nivel centimétrico a decimétrico, incluso mejor de 1 cm en modo estático. PPP difiere del posicionamiento relativo en tiempo real por doble diferencia en el sentido de que no requiere el acceso a las observaciones de una o más estaciones de referencia concretas medidas con precisión y en que PPP proporciona un posicionamiento absoluto en lugar de la ubicación con respecto a la estación de referencia como lo hace RTK.

PPP sólo requiere órbitas y datos del reloj precisos, calculados por un centro de procesamiento a partir de las mediciones de las estaciones de referencia de una red de estaciones relativamente escasa (miles de km, sería suficiente). Esto hace que PPP sea una alternativa muy atractiva al RTK para aquellas áreas donde la cobertura RTK no está disponible.

El algoritmo de PPP utiliza como entrada observaciones de código y fase, obtenidas de un receptor de doble frecuencia, y datos de órbitas de satélites y relojes precisos, con el fin de calcular las coordenadas precisas del receptor y el estado del reloj. Las observaciones procedentes de todos los satélites se procesan juntas resolviendo las diferentes incógnitas, a saber, las coordenadas del receptor, el reloj del receptor, el retardo troposférico del cenit y las ambigüedades de fase.

La solución PPP en modo estático requiere un cierto tiempo para converger debido a la necesidad de estimar correctamente las ambigüedades de fase, un valor orientativo puede ser precisión de 10 cm a los 30 minutos de observación, para obtener 1 cm tarda en converger alrededor de 1 hora, depende también del tipo de software utilizado y de los proveedores de productos. La combinación de mediciones GPS y GLONASS proporciona resultados significativamente mejores cuando el tiempo de observación es corto. Para el usuario de GNSS, esto significa que hasta 18 satélites GPS + GLONASS pueden ser visibles simultáneamente en zonas a cielo abierto, lo que representa un aumento de alrededor del 60% en la disponibilidad de satélites en comparación con el uso de sólo GPS. Esto lleva a una mayor precisión y una convergencia más rápida en aplicaciones de posicionamiento preciso.

Se obtendrá una mejora en un futuro próximo gracias a la implantación de nuevos sistemas regionales en órbitas geoestacionarias. Con estos sistemas, el tiempo de convergencia o la exactitud en un tiempo de observación corto no se vería afectado, pero la precisión en las aplicaciones con tiempo de observación largo puede mejorar considerablemente. Para lograr esto, es importante ser capaz de calcular las órbitas geosíncronas precisas, lo que es actualmente un desafío, pero parece ser factible en un futuro próximo (Láinez Samper *et al*, 2011).

10.3.1. Principios

El concepto de PPP fue introducido por primera vez en los años 70 del pasado siglo y los fundamentos teóricos del PPP se documentan en Zumberge *et al.* (1997). Como se describe en Hofmann-Wellenhof *et al.* (2008), el modelo matemático básico de PPP, con observables de doble frecuencia se define por la combinación libre ionosfera de dos pseudodistancias de código y fase de la portadora (Huber *et al*, 2010):

$$P_{IF} = \frac{f_1^2 \cdot P(L1) - f_2^2 \cdot P(L2)}{f_1^2 - f_2^2} = \rho - c \cdot dT + d^{trop}$$

$$\Phi_{IF} = \frac{f_1^2 \cdot \Phi(L1) - f_2^2 \cdot \Phi(L2)}{f_1^2 - f_2^2} = \rho - c \cdot dT + d^{trop} + \frac{cf_1 N'_1 - cf_2 N'_2}{f_1^2 - f_2^2}$$

Donde f_1 y f_2 son las frecuencias GPS L1 y L2; $P(Li)$ y $\Phi(Li)$ son los observables de código y fase; ρ es la pseudodistancia; c es la velocidad de la luz; dT es el desfase del reloj del receptor; d^{trop} es el efecto troposférico; N'_i es el término de ambigüedad de fase en $\Phi(Li)$. Las anteriores ecuaciones indican que los parámetros desconocidos que se deberán estimar en PPP incluyen: coordenadas de posición, términos de ambigüedad de fase, desfase del reloj del receptor y efecto troposférico (InsideGNSS, 2006).

Una característica importante del PPP es su carácter absoluto, ya que el uso de las órbitas y relojes utilizados como datos son de naturaleza global, es decir, expresadas en el mismo marco de referencia que las órbitas de los satélites. Por lo que las soluciones obtenidas aplicando esta técnica serán también globales, esto es, los resultados se ex-

presan en un marco de referencia definido por los productos globales y no dependen de puntos locales o regionales, por lo que el datum geodésico no está definido a partir de constreñimientos de estaciones de referencia. Si, como habitualmente se hace, se utilizan órbitas precisas del IGS, estarán referidas al actual Marco de Referencia Terrestre Internacional: el ITRF08. A su vez, hay que considerar que las coordenadas están referidas a la época en que se realizan las mediciones. De manera que si queremos vincular las coordenadas obtenidas con el PPP a un marco de referencia diferente es necesario tener en cuenta fundamentalmente la diferencia entre la época de definición del marco y la época de medición.

10.3.2. Sesgos y errores

Aunque se trata de un tema en general poco conocido por el usuario final, ya que se encuentra “encerrado” dentro de los algoritmos del software que calcula las posiciones, es importante conocer que el PPP requiere de una gran cantidad de correcciones para alcanzar las exactitudes que ofrece; estas son: la rotación de fase de los satélites, efectos relativistas, corrección de las mareas terrestres, carga oceánica y otros parámetros geofísicos como el movimiento del polo y el movimiento de las placas tectónicas, conjunto de correcciones que son propias de este método en comparación con el método diferencial.

Normalmente, en PPP se utiliza la combinación lineal libre de ionosfera de observaciones de código y fase de portadora para eliminar el efecto ionosférico de primer orden. Esta combinación lineal, sin embargo, deja un componente de retardo ionosférico residual de hasta unos pocos centímetros que representan términos ionosféricos de orden superior (Hoque y Jakowski, 2007).

Las órbitas de los satélites y los errores de los relojes se pueden estimar utilizando los productos del IGS de estimación de órbitas y estados de los relojes. El error del reloj del receptor se estima como uno de los parámetros desconocidos.

En la actualidad, los productos de órbitas precisas y relojes del IGS no tienen en consideración el retardo ionosférico de segundo orden. Esto deja un componente de error residual, que ralentiza el tiempo de convergencia y deteriora la solución PPP. Para solventar este problema se pueden utilizar correcciones de retardo ionosférico de orden superior cuando se estimen las órbitas precisas y las correcciones de reloj y cuando se forme el modelo matemático PPP (Elsobeiy y El-Rabbany, 2011).

El efecto de las cargas oceánicas, las mareas terrestres, efectos relativistas y las variaciones de centro de fase de la antena del receptor pueden modelarse o calibrarse.

El retardo troposférico se puede reducir mediante el uso de modelos empíricos (por ejemplo, modelos de Hopfield o Saastamoinen) o mediante el uso de las correcciones troposféricas facilitadas por redes regionales GPS.

10.3.3. *Ventajas e inconvenientes*

Como se ha mencionado antes, la técnica PPP ofrece beneficios significativos en comparación con las técnicas de posicionamiento diferencial:

- requiere un único receptor de GPS y, por lo tanto, no se necesitan estaciones de referencia próximas al usuario.
- se puede considerar un planteamiento de posicionamiento global debido a que sus soluciones de posición se refieren a un marco de referencia global. Como resultado, PPP proporciona mucha mayor consistencia de posicionamiento que el método diferencial, que proporciona soluciones de posición relativas a la estación o estaciones base.
- consigue que desaparezcan las limitaciones referidas a la longitud del vector o de la base.
- reduce los costes en mano de obra y equipos y simplifica la logística operativa para el trabajo de campo, ya que elimina la dependencia de la estación base.
- puede tener otras aplicaciones más allá del posicionamiento. Por ejemplo, como la técnica PPP estima los parámetros del reloj del receptor y los efectos troposféricos además de los parámetros de posición de coordenadas, proporciona otra forma para la transferencia de tiempo preciso y la estimación troposférica mediante un único receptor GPS.

La principal desventaja del PPP es que requiere tiempos de convergencia largos, necesarios para que la solución flotante de las ambigüedades de la fase converja para garantizar un posicionamiento a nivel centimétrico (Rizos *et al.*, 2012). Esto no supone un problema para el caso que nos ocupa, puesto que en lo que a control de desplazamientos se refiere, se realizan observaciones estáticas.

10.3.4. *Algunos proveedores de datos y productos de PPP*

Para el procesamiento con PPP se necesitan datos de efemérides y estado de relojes de alta precisión. Estos datos los proporcionan de forma gratuita organismos como el IGS, una lista detallada de los productos que proporciona el IGS se puede consultar en <http://igsceb.jpl.nasa.gov/>.

En este momento se puede encontrar una variedad de programas PPP comerciales, incluso en línea. Los servicios en línea ofrecen la posibilidad de subir archivos de observación RINEX para procesarlos de forma totalmente automatizada en un servidor. Los resultados se devuelven a través de correo electrónico o ftp en un corto intervalo de tiempo.

APPS (Automatic Precise Positioning Service)

Aplica tecnología del JPL para estimación de sus receptores, emplea productos de órbitas y relojes en tiempo real del JPL, utiliza software GIPSY-OASIS.

CSRS-PPP

Utiliza el software NRCan's (Natural Resources Canada's) PPP, también conocido como CSRS-PPP (Canadian Spatial Reference System) y es un servicio PPP en línea gratuito para postprocesado de datos GPS, disponible desde 2003 (http://www.geod.nrcan.gc.ca/products-produits/ppp_e.php). CSRS-PPP permite a los usuarios de GPS enviar vía internet archivos de datos crudos de observación GPS de simple o doble frecuencia, estáticas o cinemáticas. En el caso de aplicaciones estáticas, se pueden alcanzar precisiones globales de nivel centimétrico, para receptores de doble frecuencia, así como para los receptores monofrecuencia, utilizando datos de código y fase de portadora. Para aplicaciones cinemáticas, sólo se pueden alcanzar precisiones subcentimétricas en el caso de receptores de doble frecuencia.

GAPS de UNB

La Universidad de New Brunswick (UNB) desarrolló el software de análisis y posicionamiento GPS, Analysis and Positioning Software (GAPS). De acuerdo con Leandro et. al. (2007), los algoritmos utilizados en GAPS siguen más o menos los enfoques estándar de PPP. GAPS está disponible como máquina de procesamiento en línea a través de la página web: <http://gaps.gge.unb.ca/ppp/>. Se puede realizar tanto el procesamiento estático como el cinemático.

GrafNav de Waypoint

GrafNav es una herramienta de procesamiento de trayectoria para aplicaciones aeronáuticas, que proporciona una aplicación para PPP. El software puede procesar observaciones de código y fase de una o doble frecuencia, junto con archivos de información precisa de órbitas y relojes. Según Waypoint (2006), se pueden alcanzar precisiones de 10-20 cm para mediciones aeronáuticas típicas.

MagicGNSS (GMV Aerospace and Defense SA)

Producto desarrollado por la empresa española GMV, es un producto multiuso, entre ellos el cálculo de coordenadas precisas del receptor.

Bernese Software v5.0 (BSW)

Aunque se trata de una herramienta tradicional de procesamiento de redes GNSS desarrollado en el Instituto Astronómico de la Universidad de Berna, también tiene capacidad para analizar mediciones GNSS sin diferenciar, en modo de post-proceso. BSW PPP es muy rápido y eficiente generando coordenadas de precisión centimétrica. Sin embargo, no es posible llegar a la precisión que se alcanza con el análisis de redes.

Terrastar

Existen diversas compañías que dan servicio de posicionamiento PPP con cobertura global como Terrastar.

El servicio TERRASTAR-D es un servicio de posicionamiento preciso diseñado para ofrecer un decímetro de precisión en la posición, a nivel mundial.

PPP consta de un único conjunto de correcciones a las órbitas y relojes de los satélites GPS y GLONASS, permitiendo que la precisión de la posición se mantenga independientemente de la ubicación del usuario. La precisión en las medidas se logra mediante el uso de observaciones de portadora de fase, tanto de L1 como de L2, junto con mediciones de código C/A y P.

Especificaciones TERRASTAR-D:

- Tipo de Proceso: Posicionamiento Punto Preciso
- Órbitas y correcciones de reloj: Sistema TERRASTAR OCDS (Orbit and Clock Determination Systems)
- Observaciones utilizadas: GPS y GLONASS fase de la portadora L1 / L2
- Disponibilidad: Todo el mundo
- Satélites Inmarsat HP: 25E, 98W, 143.5E, Aore, AORW, IOR, POR
- Formato de datos: Propietario
- Velocidad de actualización de la corrección: 30 segundos
- Latencia típica: 2 segundos
- Precisión horizontal normal: Mejor que 10 cm (95%)
- Exactitud vertical normal: Mejor que 20 cm (95%)
- Sistema de referencia de coordenadas: ITRF 2008

10.4. Tipos de receptores

Establecer una clasificación es muy complejo dada la heterogeneidad de receptores, aplicaciones y características, por ello se van a ordenar de acuerdo a criterios generalistas.

En primer lugar se podría establecer una clasificación en receptores que trabajan con código y receptores con código y fase, y dentro de ésta que trabajen con una fase o con dos.

El término de receptor de doble frecuencia tuvo su significado hace años, al indicar si se trabajaba con L1 y L2, pero al trabajar con diversos sistemas GNSS, y con sistemas de aumentación, se suele indicar que se trabaja con varias señales. Si se habla de receptor GPS, suele indicarse estrictamente que trabaja solo con señal GPS, si trabaja con varios sistemas se relaciona a un receptor GNSS.

Una ordenación más amplia sería la siguiente:

- Receptores topográficos, geodésicos.
- Colectores o receptores de mano cartográficos, GIS.

- Receptor estación de referencia.
- Receptores de agricultura de precisión.
- Receptores para navegación aérea.
- Receptores o GPS navegadores.
- Receptores de ocio, fitness, deporte etc...

La mayoría de ellos tienen opción a recibir correcciones diferenciales SBAS.

Sin valorar los productos de China, por su reciente incorporación y su enorme agresividad, y que en pocos años tendrá la mayor cuota de mercado, en estos momentos, las tres grandes compañías en receptores topogeodésicos y cartográficos son:

- Europa (Leica)
- Japón (Topcon)
- Estados Unidos (Trimble)

Leica (Suiza), 1819, es la heredera de los equipos Wild, asociada con la fabricación de las famosas cámaras Leitz. A lo largo de su historia ha integrado en su red componentes de fotogrametría y teledetección habían comprado ERDAS y LH Systems en 2001 y, ER Mapper, Ionic y Acquis en 2007. Ahora Hexagon AB (Sueca) es el propietario de Leica, al igual que Geomax y recientemente compró también Intergraph (2010).

Topcon (Japón), fundada en 1932; en 2000 Topcon compró **Javad**; KEE en 2006 y **Sokkia** en 2008.

Trimble, (EEUU), 1978, pionera en receptores geodésicos, en 2000 compra **Spectra Precision** y TDS, en 2003 **Nikon**; en 2004 MENSIS, GeoNav; en 2005 Pacific Crest, MTS y Apache Technologies y Applanix. Luego en 2006 compra APS, XYZ, Quantm, BitWyse Eleven, Meridian... Y compró **Ashtech** en 2011.

10.4.1. Receptor GNSS topográficos, minería, construcción. Controladores y Antenas

Estos equipos pueden ser sistemas integrados (receptor, antena, radio modem, telefonía) o modular. La mayoría son receptores multiconstelación y multiseñal.

Las características principales que analizar son las siguientes: tipo y constelación que se recibe, precisión de medida (tanto en estático, cinemático, RTK, diferencial o SBAS), comunicación de entrada y salida de observable y posicionamiento, telefonía integrada y radio.

Existen gran cantidad de casas y receptores, a modo de indicación se apuntan tres casas de amplio espectro en el mercado español: Trimble (Véase Figura 10.5.), Leica y Topcon.



Figura 10.5. Receptores Trimble

De modo general los receptores más precisos cumplen las características siguientes:

Número de canales de señal

Oscila entre 72 y 440 canales, hay que tener en cuenta la posibilidad de cuatro sistemas de satélites y con varias señales (Señales de GPS, GLONASS, GALILEO, BeiDou), además de los sistemas de aumentación (SBAS). Actualmente con 72 canales sería suficiente para los satélites que se reciben.

Señales de satélite recibidos (caso Trimble R8)

Señales de satélite que se rastrean simultáneamente:

- GPS: L1C/A, L1C, L2C, L2E, L5
- GLONASS: L1C/A, L1P, L2C/A, L2P, L3
- SBAS: L1C/A, L5 (para satélites SBAS compatibles con L5)
- GALILEO: E1, E5A, E5B
- BeiDou (COMPASS): B1, B2, B3

Los sistemas SBAS que puede recibir son: QZSS, WAAS, EGNOS, GAGAN. Y la velocidad de posicionamiento: 1 Hz, 2 Hz, 5 Hz, 10 Hz, y 20 Hz. La velocidad de posicionamiento, indica el tiempo, 1 Hz equivale a 1 segundo, 2 hertzios a 0.5 segundos, 20 hertzios 0.05...

Precisión de posicionamiento (valores aproximados, depende del receptor y casa)

Aunque depende de la marca, se muestra un ejemplo de las características de precisión en posicionamiento de un receptor Geodésico Leica. En la Figura 10.6. se muestran receptores Geodésicos Leica.

Medición Estática GNSS de alta precisión

- Horizontal 3 mm + 0.1 ppm RMS
- Vertical. 3.5 mm + 0.4 ppm RMS

Medición GNSS Cinemática con Posproceso

- Horizontal..... 8 mm + 1 ppm RMS
- Vertical 15 mm + 1 ppm RMS

Medición Cinemática en Tiempo Real (Línea base individual <30 km)

- Horizontal..... 8 mm + 1 ppm RMS
- Vertical 15 mm + 1 ppm RMS

Medición Cinemática en Tiempo Real (Red RTK)

- Horizontal 8 mm + 0.5 ppm RMS
- Vertical..... 15 mm + 0.5 ppm RMS
- Tiempo de inicialización..... Típico < 8 segundos

C Posicionamiento GNSS de código diferencial, Omnistar, etc...

- Horizontal 0.25 m + 1 ppm RMS
- Vertical 0.50 m + 1 ppm RMS
- Precisión de pos. SBAS diferencial..... Típico < 5 m 3DRMS
- Con fiabilidad de la inicialización Típica >99,9%

Caso Trimble

Se trata de receptores de características similares, aunque se podría añadir sobre lo anterior dos metodologías propias de Trimble.

Trimble CenterPoint RTX

- Horizontal..... 4 cm
- Vertical..... 9 cm
- Tiempo de convergencia
 - RTX..... 30 minutos o menos
 - RTX QuickStart (precisiones especificadas). 5 minutos o menos

Trimble xFill

- Horizontal..... RTK6 + 10 mm/minuto RMS
- Vertical..... RTK6 + 20 mm/minuto RMS



Figura 10.6. Receptores Leica

Comunicaciones de entrada, salida y telefonía

Se muestran a modo de ejemplo las características de un receptor Leica:

Módem de radio

- Receptor/transmisor de banda ancha de 450 MHz, sellado, totalmente integrado, con un rango de frecuencia de 410 MHz a 470 MHz
- Potencia de Tx: 2 W
- Alcance: 3–5 km típico / 10 km óptimo

Celular

- Módem integrado, 3.5 G
- Bluetooth
- WiFi

Entrada y salida

- CMR+, CMRx,
- RTCM 2.1, RTCM 2.3, RTCM 3.0, RTCM 3.1
- 24 salidas NMEA, salidas GSOF, RT17 y RT27
- SC 104



Figura 10.7. Receptores Topcon

En la Figura 10.7. se muestran receptores Topcon.

Controladoras y Tablet de campo

Una controladora de campo es un colector de datos y miniordenador que sirve para programar los métodos de toma de datos tanto en Topografía como en GNSS. La gran mayoría de los controladores llevan GNSS integrado en el caso de uso con fines GNSS, sirven para planificar los parámetros de toma de datos, el método de toma de datos, y a su vez actúan como elementos de comunicación vía internet o RTK entre estación fija y receptores móviles.

En este caso se necesitan dos softwares, Windows y un programa específico de GNSS y Topografía, la controladora funciona como una libreta electrónica que permite replanteos, cálculo de volúmenes, cargar archivos CAD..., algunas llevan instalada cámara fotográfica y sistema de radio comunicación. En la Figura 10.8. se muestran dos controladoras marca Trimble.



Figura 10.8. Controladores y tablet con GPS integrado. Trimble TSC3 y tablet PC



Figura 10.9. Pantallas de trabajo Trimble TSC2

En el caso de trabajar con GNSS, permite elegir tipo de levantamiento, conexión, etc. En la Figura 10.9. se muestran dos pantallas de la controladora Trimble TSC2, en la primera se muestra el menú de control de trabajos y en la segunda la configuración de un estilo de levantamiento, donde se realiza la definición de la conexión vía Internet para recepción de correcciones diferenciales.

Antenas

Existen equipos con la antena integrada, y con antena exterior, esto permite optar por antenas geodésicas con plano de tierra tipo Choke ring, Zephyr geodetic.

Las antenas geodésicas amortiguan o debilitan las señales de trayectoria múltiple, bien por medio de anillos impidiendo que las señales no deseadas lleguen al elemento antena, o bien por otros sistemas que eliminan la energía de radio no deseada.

Colectores o receptores de mano GNSS

Son receptores GNSS de mano, con antena integrada, o externa, con precisión submétrica y centimétrica, y de una o doble frecuencia, y con opción de SBAS.

La mayoría de ellos lleva además del GNSS, una cámara fotográfica, un PDA y un teléfono celular integrado. La mayoría de ellos con aplicaciones SIG integradas (ArcGis y ArcPad). Las señales de satélite que se pueden recibir son GPS o GNSS en general y SBAS.

Son múltiples los modelos de este tipo de receptores en el mercado, como ejemplo podemos nombrar Trimble (Geo7, Geoexplorer y Juno, estos últimos se muestran en la Figura 10.10.) y Leica (Zeno).



Figura 10.10. Colectores Trimble. Geoexplorer y Juno

Características Geoexplorer 6000 Trimble

Posicionamiento GNSS de código diferencial

- Horizontal. 0.25 m + 1 ppm
- Vertical. 0.50 m + 1 ppm

Levantamientos GNSS estáticos y FastStatic (antena GNSS externa)

- Horizontal. 3 mm + 0.5 ppm
- Vertical. 3.5 mm + 0.5 ppm

Levantamientos cinemático en tiempo real

- Línea base única <30 km
- Horizontal (antena GNSS externa). 10 mm + 1 ppm
- Vertical (antena GNSS externa). 15 mm + 1 ppm
- Horizontal (antena GNSS interna). 25 mm + 1.2 ppm
- Vertical (antena GNSS interna). 40 mm + 1.5 ppm

RTK de red

- Horizontal (antena GNSS externa). 10 mm + 0.5 ppm
- Vertical (antena GNSS externa). 15 mm + 0.5 ppm
- Horizontal (antena GNSS interna). 25 mm + 1 ppm
- Vertical (antena GNSS interna). 40 mm + 1 ppm
- Tiempo de inicialización. Por lo general de < 8 segundos

Entrada CMR+, CMRx, RTCM 2.1, RTCM 2.3, RTCM 3.0, RTCM 3.1

10.5. Bibliografía

Seeber, G. (2003). Satellite Geodesy. Editorial Walter de Gruyter. Berlin. New York.
Catálogos web de casas comerciales Trimble, Topcon Leica

Capítulo 11

Combinación de fase portadora, estático relativo y determinación de ambigüedades

11.1. Combinación de fase de portadora

El posicionamiento con precisión a partir técnicas GNSS requiere de un procedimiento o técnicas que eliminen los errores propios del sistema, y el método con mayor garantía es el estático relativo, éste requiere de combinación de ecuaciones de observación de la fase portadora, y de varias estaciones y tiempos, en este proceso se realizan combinación de simples, dobles y triples diferencias, cuyo concepto y algoritmo se desarrolla en este capítulo.

El objetivo del posicionamiento relativo consiste en la determinación de las componentes del vector que une dos puntos A y B, donde uno de ellos se establece como fijo, a este vector se le llama baselínea o línea base. Las componentes de las citadas líneas base se determinarán, bien en incrementos de coordenadas o bien en azimut, distancia relativa y diferencia de altura. Este posicionamiento puede hacerse tanto con pseudodistancias como con medidas de fase, pero sólo se va a tratar el caso de medidas de fase.

11.1.1. *Simple diferencias de fase*

Si se realiza una observación desde dos receptores A y B a un satélite j en un mismo instante, como se muestra en la Figura 11.1., las ecuaciones de la diferencia de fase para los dos puntos son las que se muestran a continuación.

La expresión general de fase, como ángulo es la siguiente:

$$\Phi = \frac{\rho}{\lambda} + \frac{(c \cdot \Delta\delta)}{\lambda} + N + \frac{\Delta^{trop}}{\lambda} - \frac{\Delta^{iono}}{\lambda} + \Delta_m + \epsilon_P$$

Particularizada para un satélite j y el receptor i vendrá dada por:

$$\Phi_i^j = \left(\frac{\rho_i^j}{\lambda}\right) + \left(\frac{(\Delta\delta \cdot c)}{\lambda}\right) + N_i^j + \frac{\Delta_i^{tropo}}{\lambda} - \frac{\Delta_i^{iono}}{\lambda} + \Delta_m + \epsilon_P$$

Para el caso del receptor A y satélite j se expresa:

$$\Phi_A^j = \left(\frac{\rho_A^j}{\lambda}\right) + \left(\frac{((\Delta\delta_A - \Delta\delta^j) \cdot c)}{\lambda}\right) + N_A + \frac{\Delta_A^{tropo}}{\lambda} - \frac{\Delta_A^{iono}}{\lambda} + \Delta_m + \epsilon_P$$

Y la ecuación de fase para el receptor B y el satélite j:

$$\Phi_B^j = \left(\frac{\rho_B^j}{\lambda}\right) + \left(\frac{((\Delta\delta_B - \Delta\delta^j) \cdot c)}{\lambda}\right) + N_B + \frac{\Delta_B^{tropo}}{\lambda} - \frac{\Delta_B^{iono}}{\lambda} + \Delta_m + \epsilon_P$$

A partir de aquí en el desarrollo se ignora $\Delta_m + \epsilon_P$ por simplicidad o porque se ha eliminado trabajando con antena geodésica y las precauciones correspondientes.

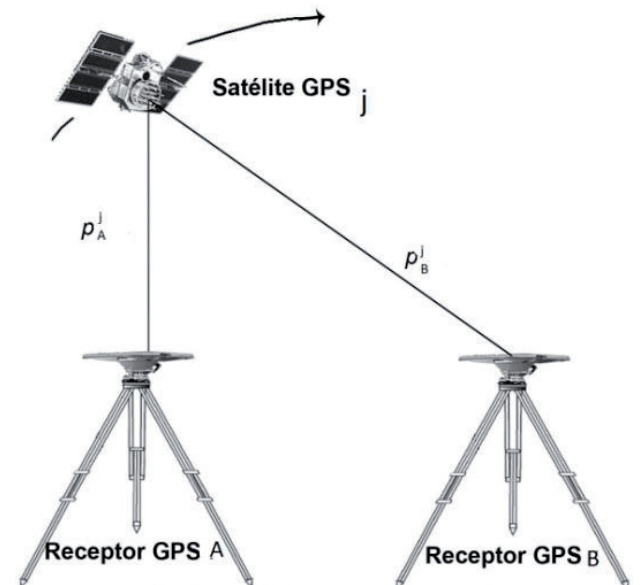


Figura 11.1. Simples diferencias entre receptores

La diferencia entre las dos ecuaciones en el mismo instante t:

$$\Phi_B^j - \Phi_A^j = \left[\frac{\rho_B^j - \rho_A^j}{\lambda} \right] + \frac{(\delta_B - \delta_A) \cdot c}{\lambda} + N_B - N_A + \frac{\Delta_B^{j\text{tropo}}}{\lambda} - \frac{\Delta_A^{j\text{tropo}}}{\lambda} - \frac{\Delta_B^{j\text{iono}}}{\lambda} + \frac{\Delta_A^{j\text{iono}}}{\lambda}$$

Agrupando términos:

$$\Delta\rho_{BA}^j = \rho_B^j - \rho_A^j; \Delta\delta_{BA} \cdot c = (\delta_B - \delta_A) \cdot c; \Delta N_{BA} = N_B - N_A$$

$$\Delta_{BA}^{j\text{tropo}} = \Delta_B^{j\text{tropo}} - \Delta_A^{j\text{tropo}} \text{ e igual en } \Delta_{BA}^{j\text{iono}} = \Delta_B^{j\text{iono}} - \Delta_A^{j\text{iono}}$$

De forma abreviada se puede poner como:

$${}_B\Phi_A^j = \Phi_B^j - \Phi_A^j = \frac{\Delta\rho_{BA}^j}{\lambda} + \frac{\Delta\delta_{BA} \cdot c}{\lambda} + \Delta N_{BA} + \frac{\Delta_{BA}^{j\text{tropo}}}{\lambda} - \frac{\Delta_{BA}^{j\text{iono}}}{\lambda}$$

Es la expresión final de la ecuación en simples diferencias, donde ha eliminado el término de desviación del reloj del satélite. Las incógnitas de este modelo así definido, son la diferencia entre los estados de los relojes de los receptores, la diferencia de ambigüedades, las diferencias de distancias al satélite desde los puntos A y B y el estado atmosférico.

Un caso análogo es la construcción de las simples diferencias de observaciones simultánea de dos satélites i, j desde un mismo punto o receptor A, como se muestra en la Figura 11.2. En este caso **se elimina el estado del reloj del satélite**, pero permanece la incógnita del estado del reloj del receptor. Algunos autores a esta expresión la denominan simples diferencias entre satélites

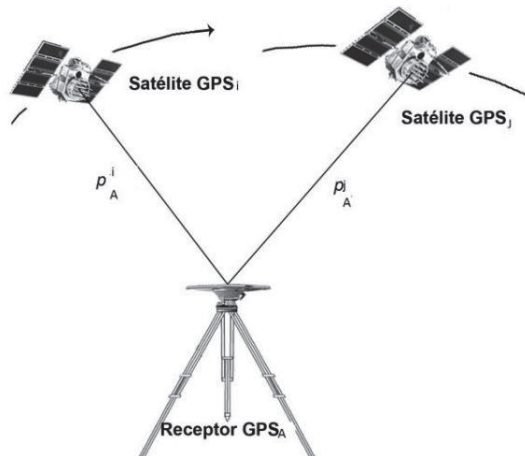


Figura 11.2. Simples diferenciase entre satélites

Las simples diferencias también reducen errores orbitales y de refracción atmosférica, en el caso que los receptores estén en distancias cortas, ya que los errores mencionados serán muy próximos, y el valor diferencia será muy pequeño.

11.1.2. Dobles diferencias de fase

El modelo de dobles diferencias requiere que éstas sean referidas a un satélite común (satélite de referencia). Hay programas encargados de buscar los satélites de referencia como el Refprn.exe del NGS, y otros propios en los software comerciales.

Sean dos puntos A y B, y dos satélites j y k implicados como muestra la Figura 11.3., se pueden formar dos simples diferencias de acuerdo con la ecuación anterior, con esta combinación del método de simples diferencias entre estaciones y satélites se eliminan los estados de los relojes tanto de receptor como de satélite.

En el caso de simples diferencias la ecuación general es:

$${}_B\Phi_A^j = \Phi_B^j - \Phi_A^j = \frac{\Delta\rho_{BA}^j}{\lambda} + \frac{\Delta\delta_{BA} \cdot c}{\lambda} + \Delta N_{BA} + \frac{\Delta_{BA}^{j\text{tropo}}}{\lambda} - \frac{\Delta_{BA}^{j\text{iono}}}{\lambda}$$

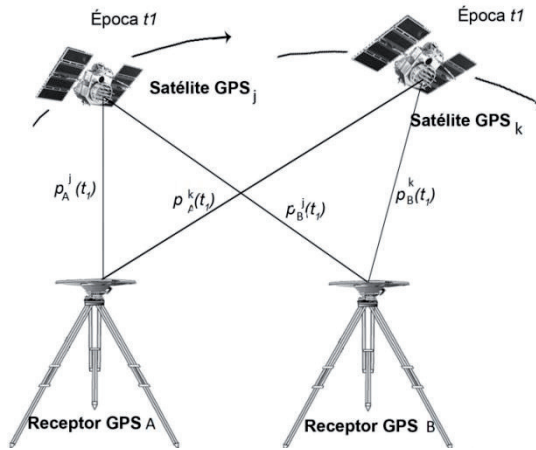


Figura 11.3. Dobles diferencias

En el caso de dos satélites.

$${}_B\Phi_A^j = \Phi_B^j - \Phi_A^j = \frac{\Delta\rho_{BA}^j}{\lambda} + \frac{\Delta\delta_{BA} \cdot c}{\lambda} + \Delta N_{BA}^j + \frac{\Delta_{BA}^{j\text{tropo}}}{\lambda} - \frac{\Delta_{BA}^{j\text{iono}}}{\lambda}$$

$${}_B\Phi_A^k = \Phi_B^k - \Phi_A^k = \frac{\Delta\rho_{BA}^k}{\lambda} + \frac{\Delta\delta_{BA} \cdot c}{\lambda} + \Delta N_{BA}^k + \frac{\Delta_{BA}^{k\text{tropo}}}{\lambda} - \frac{\Delta_{BA}^{k\text{iono}}}{\lambda}$$

Luego la ecuación de diferencia de fases entre dos receptores y dos satélites en el mismo instante t vendrá dada por:

$$\begin{aligned}
 {}_B\Phi_A^k - {}_B\Phi_A^j &= \left(\frac{\Delta\rho_{BA}^k}{\lambda} - \frac{\Delta\rho_{BA}^j}{\lambda} \right) + (\Delta N_{BA}^k - \Delta N_{BA}^j) + \left(\frac{\Delta_{BA}^{k \text{ tropo}}}{\lambda} - \frac{\Delta_{BA}^{j \text{ tropo}}}{\lambda} \right) \\
 &\quad - \left(\frac{\Delta_{BA}^{k \text{ iono}}}{\lambda} - \frac{\Delta_{BA}^{j \text{ iono}}}{\lambda} \right) \\
 {}_B^k\Phi_A^j &= \left(\frac{\Delta\rho_{BA}^{kj}}{\lambda} \right) + (\Delta N_{BA}^{kj}) + \left(\frac{\Delta_{BA}^{kj \text{ tropo}}}{\lambda} \right) - \left(\frac{\Delta_{BA}^{kj \text{ iono}}}{\lambda} \right)
 \end{aligned}$$

Expresión abreviada de dobles diferencias.

Mediante el uso de esta expresión se eliminan las **desviaciones o estados de los osciladores de los receptores** con respecto a la escala de tiempos GPS.

Todavía quedan como incógnitas la ambigüedad inicial en ambas estaciones N , y los errores atmosféricos, troposfera e ionosfera.

11.1.3. Triples diferencias de fase

Con objeto de eliminar la ambigüedad, Remondi sugirió substraer dos dobles diferencias en dos épocas infinitamente próximas, t_1 y t_2 llamada triples diferencias, como muestra la Figura 11.4. Planteemos el modelo, de acuerdo a las expresiones completas de dobles diferencias:

En el instante t_1 :

$$\begin{aligned}
 {}_B\Phi_{A(t_1)}^k - {}_B\Phi_{A(t_1)}^j &= \left(\frac{\Delta\rho_{BA(t_1)}^k}{\lambda} - \frac{\Delta\rho_{BA(t_1)}^j}{\lambda} \right) + (\Delta N_{BA(t_1)}^k - \Delta N_{BA(t_1)}^j) + \left(\frac{\Delta_{BA(t_1)}^{k \text{ tropo}}}{\lambda} - \frac{\Delta_{BA(t_1)}^{j \text{ tropo}}}{\lambda} \right) \\
 &\quad - \left(\frac{\Delta_{BA(t_1)}^{k \text{ iono}}}{\lambda} - \frac{\Delta_{BA(t_1)}^{j \text{ iono}}}{\lambda} \right)
 \end{aligned}$$

En el instante t_2 :

$$\begin{aligned}
 {}_B\Phi_{A(t_2)}^k - {}_B\Phi_{A(t_2)}^j &= \left(\frac{\Delta\rho_{BA(t_2)}^k}{\lambda} - \frac{\Delta\rho_{BA(t_2)}^j}{\lambda} \right) + (\Delta N_{BA(t_2)}^k - \Delta N_{BA(t_2)}^j) + \left(\frac{\Delta_{BA(t_2)}^{k \text{ tropo}}}{\lambda} - \frac{\Delta_{BA(t_2)}^{j \text{ tropo}}}{\lambda} \right) \\
 &\quad - \left(\frac{\Delta_{BA(t_2)}^{k \text{ iono}}}{\lambda} - \frac{\Delta_{BA(t_2)}^{j \text{ iono}}}{\lambda} \right)
 \end{aligned}$$

Al ser dos instantes o épocas tan infinitésimamente próximos $\Delta N_{BA(t_1)}^k$ y $\Delta N_{BA(t_2)}^k$ (y lo mismo ocurre con el satélite j), su resta tenderá a cero, es decir **se eliminan los términos de N** , pues son prácticamente iguales, y **lo mismo ocurre con el efecto atmosférico**, con la tropósfera y la ionosfera pues no habrá habido cambios entre ambas observaciones.

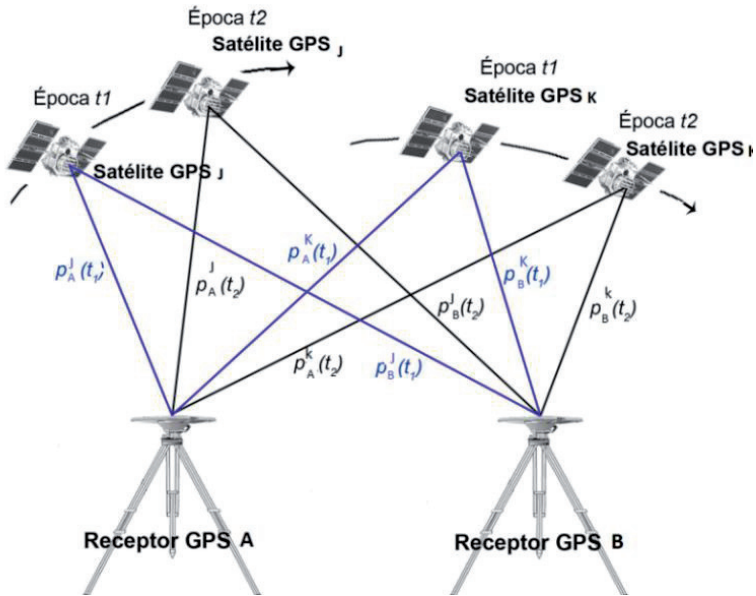


Figura 11.4. Triples diferencias

Es decir, la expresión de triples diferencias se puede aproximar a:

$$({}_B\Phi_{A(t_2)}^k - {}_B\Phi_{A(t_2)}^j) - ({}_B\Phi_{A(t_1)}^k - {}_B\Phi_{A(t_1)}^j) = \left(\frac{\Delta\rho_{BA(t_2)}^k}{\lambda} - \frac{\Delta\rho_{BA(t_2)}^j}{\lambda} \right) - \left(\frac{\Delta\rho_{BA(t_1)}^k}{\lambda} - \frac{\Delta\rho_{BA(t_1)}^j}{\lambda} \right)$$

Por lo tanto la expresión de triples diferencias queda sólo vinculada a los valores de distancias ρ . Con triples diferencias se calcula una distancia ρ , y con este valor se trabaja con dobles diferencias para obtener el número N de ambigüedades. Si la solución que se obtenga con dobles diferencias da un valor N fijo, es la solución fija dobles diferencias, que es la deseada, caso de no poder obtenerse dobles diferencias con solución fija de N, se resuelve con el mejor N posible, y la solución es solución flotante.

En la Figura 11.5. se muestra el esquema general de procesamiento GNSS con un programa comercial.

11.2. Determinación de Ambigüedades

En la medida de fase la determinación de ambigüedades es el problema y a la vez la solución del método, su determinación no es una operación fácil, basta pensar que si la longitud de onda está alrededor de 20 cm, el número total de ambigüedades, si el satélite está a unos 20200 km, es del orden de 101 millones de N, y que en cada instante varía ésta.

La expresión general de la ecuación de fase:

$$\Phi = \rho + (\Delta\delta \cdot c) + \lambda N + \Delta^{troposfera} - \Delta^{ionosfera} + \Delta_m + \epsilon_P$$

En unidades de ciclo, como ángulo:

$$\Phi = \frac{\rho}{\lambda} + \frac{(\Delta\delta \cdot c)}{\lambda} + N + \frac{\Delta^{troposfera}}{\lambda} - \frac{\Delta^{ionosfera}}{\lambda} + \Delta_m + \epsilon_P$$

El trabajar en método relativo y con dobles diferencias permite la determinación de las ambigüedades, ya que se han eliminado las incógnitas de los relojes, y si las distancia son cortas, menos de 20 km, se pueden despreciar los efectos atmosféricos. Cuando la solución es de número entero se dice que es la solución fija, pero no siempre es posible y entonces se tendrá solución flotante.

La solución de ambigüedades consta básicamente de tres fases:

- Generación de soluciones potenciales de fijación de las ambigüedades
- Identificación de la combinación óptima y cálculo
- Validación

La primera es buscar una serie de soluciones potenciales de ambigüedades enteras, y para ello es necesario definir un espacio de búsqueda, es decir el volumen de incertidumbre que engloba las coordenadas aproximadas calculadas de la antena.

La segunda fase es la resolución o fijación de ambigüedades enteras correctas, generalmente se fijan por mínimos cuadrados.

Existen diversos métodos para fijar ambigüedades, y algunos de enorme complejidad matemática, y se pueden agrupar en los siguientes bloques:

- Métodos básicos
 - Resolución de ambigüedades con datos de dos frecuencias
- Métodos de búsqueda
 - Método estándar
 - Resolución de ambigüedades en movimiento OTF
 - Función de ambigüedad

- Resolución rápida de ambigüedades FARA
- Filtro de búsqueda rápida FASF
- Método de ajuste de correlaciona de ambigüedades LAMBDA
- Estimadores bayesianos
- Método GASP

Otra forma de ordenarlas sería de acuerdo a las técnicas de fijación de ambigüedades:

- Técnicas de redondeo del valor real al valor más próximo
- Técnicas de empleo de criterios de desviaciones típicas para fijar las ambigüedades al entero más próximo
- Técnicas de intervalos de búsqueda general
- Técnicas basadas en fijación secuencial

11.3. Resolución de ambigüedades con datos de dos frecuencias

Para resolver la cuestión de la resolución ambigüedades cuando se utilizan receptores de dos frecuencias, existe la posibilidad de formar varias combinaciones lineales. Entre estas combinaciones la solución de banda ancha es la mejor solución a priori, pues al ser su longitud de onda de 86.2 cm, permite una solución más rápida.

Sea la combinación de banda ancha:

$$\Phi_{\omega} = \Phi_{L1} - \Phi_{L2}$$

Expresando la ecuación de fase en cada una de las portadoras y no desarrollando los términos de troposfera, multicamino y otros errores, por simplicidad de desarrollo, la formula:

$$\Phi = \frac{\rho}{\lambda} + \frac{(c \cdot \Delta\delta)}{\lambda} + N + \frac{\Delta^{trop}}{\lambda} - \frac{\Delta^{iono}}{\lambda} + \Delta_m + \epsilon_P$$

Quedará para la frecuencia L1:

$$\Phi_{L1} = \frac{\rho}{\lambda_{L1}} + \frac{(c \cdot \Delta\delta)}{\lambda_{L1}} + N_{L1} - \frac{\Delta^{iono}(L1)}{\lambda_{L1}}$$

Y para L2:

$$\Phi_{L2} = \frac{\rho}{\lambda_{L2}} + \frac{(c \cdot \Delta\delta)}{\lambda_{L2}} + N_{L2} - \frac{\Delta^{iono}(L2)}{\lambda_{L2}}$$

Sean $\lambda = \frac{c}{f}$ y $\Delta^{iono}(f) = \frac{A}{f^2}$:

$$\Phi_{L1} = \frac{f_{L1}}{c} \cdot \rho + f_{L1} \cdot \Delta\delta + N_{L1} - \frac{A}{c \cdot f_{L1}}$$

$$\Phi_{L2} = \frac{f_{L2}}{c} \cdot \rho + f_{L2} \cdot \Delta\delta + N_{L2} - \frac{A}{c \cdot f_{L2}}$$

La combinación de banda ancha $\Phi_\omega = \Phi_{L1} - \Phi_{L2}$

$$\Phi_\omega = \frac{f_\omega}{c} \cdot \rho + f_\omega \cdot \Delta\delta + N_\omega - \frac{A}{c} \left(\frac{1}{f_{L1}} - \frac{1}{f_{L2}} \right)$$

Donde $\Phi_\omega = \Phi_{L1} - \Phi_{L2}$; $f_\omega = f_{L1} - f_{L2}$; $N_\omega = N_{L1} - N_{L2}$.

El ajuste basado en el modelo de banda ancha utiliza ambigüedades N_ω de banda ancha que se resuelven más fácilmente que las de las portadoras básicas, $\lambda_\omega = 86.2$ cm, frente a los 19 y 24 cm de L_1 y L_2 .

Para calcular las ambigüedades de las fases medidas se divide la ecuación de Φ_{L1} por f_{L1} y Φ_ω por f_ω y restando ambas ecuaciones:

$$\frac{1}{f_{L1}} \Phi_{L1} - \frac{1}{f_\omega} \Phi_\omega = \frac{N_{L1}}{f_{L1}} - \frac{N_\omega}{f_\omega} - \frac{A}{c \cdot f_{L1}^2} + \frac{A}{c \cdot f_\omega} \left(\frac{1}{f_{L1}} - \frac{1}{f_{L2}} \right)$$

Lo que nos permite despejar la ambigüedad N_{L1} :

$$N_{L1} = \Phi_{L1} - (\Phi_\omega - N_\omega) \frac{f_{L1}}{f_\omega} + \frac{A}{c \cdot f_{L1}} - \frac{A}{c \cdot f_\omega} \left(1 - \frac{f_{L1}}{f_{L2}} \right)$$

Los términos que representan la influencia ionosférica pueden agruparse como:

$$\frac{A}{c} \cdot \frac{f_\omega f_{L2} - f_{L1} f_{L2} + f_{L1}^2}{f_{L1} f_\omega f_{L2}} = \frac{A}{c} \cdot \frac{f_\omega f_{L2} + f_{L1}(f_{L1} - f_{L2})}{f_{L1} f_\omega f_{L2}} = \frac{A}{c} \cdot \frac{f_{L2} + f_{L1}}{f_{L1} f_{L2}}$$

La expresión para el cálculo de N_{L1} puede entonces escribirse:

$$N_{L1} = \Phi_{L1} - (\Phi_\omega - N_\omega) \frac{f_{L1}}{f_\omega} + \frac{A}{c} \cdot \frac{f_{L1} + f_{L2}}{f_{L1} f_{L2}}$$

En esta expresión han desaparecido la distancia geométrica y los errores de los osciladores de los relojes. El término $\frac{A}{c} \cdot \frac{f_{L1} + f_{L2}}{f_{L1} f_{L2}}$ representa la influencia de la ionosfera, y en posicionamiento relativo en distancias corta se anula. De modo análogo se puede calcular N_{L2} , reemplazando $L1$ por $L2$. En la ecuación de N_{L1} aparece el término de N_ω pero su cálculo se puede hacer:

$$N_\omega = \Phi_\omega + \frac{f_{L1} - f_{L2}}{f_{L1} + f_{L2}} [R_{L1} + R_{L2}]$$

Esta expresión se obtiene del siguiente desarrollo.

Sean los modelos de las fases de las portadoras y los códigos:

$$\Phi_{L1} = \frac{f_{L1}}{c} \cdot \rho + f_{L1} \cdot \Delta\delta + N_{L1} - \frac{A}{c \cdot f_{L1}}$$

$$\Phi_{L2} = \frac{f_{L2}}{c} \cdot \rho + f_{L2} \cdot \Delta\delta + N_{L2} - \frac{A}{c \cdot f_{L2}}$$

$$R_{L1} = \frac{f_{L1}}{c} \cdot \rho + f_{L1} \cdot \Delta\delta + \frac{A}{c \cdot f_{L1}}$$

$$R_{L2} = \frac{f_{L2}}{c} \cdot \rho + f_{L2} \cdot \Delta\delta + \frac{A}{c \cdot f_{L2}}$$

Expresadas en ciclos de la correspondiente portadora. Se dispone de cuatro ecuaciones con cuatro incógnitas para cada época, las incógnitas son $\left(\frac{\rho}{c} + \Delta\delta\right)$, A y las ambigüedades N_{L1} y N_{L2} .

Las ambigüedades N_{L1} y N_{L2} también se pueden calcular haciendo uso de $N_{\omega} = N_{L1} - N_{L2}$, formando las diferencias entre las respectivas medidas de fase y código:

$$\Phi_{L1} - R_{L1} = -\frac{2A}{c \cdot f_{L1}} + N_{L1}$$

$$\Phi_{L2} - R_{L2} = -\frac{2A}{c \cdot f_{L2}} + N_{L2}$$

La distancia geométrica y los errores de los relojes se eliminan. Restando ambas ecuaciones:

$$\Phi_{\omega} - R_{L1} + R_{L2} = \frac{2A}{c} \left(\frac{1}{f_{L2}} - \frac{1}{f_{L1}} \right) + N_{\omega} = \frac{2A}{c} \left(\frac{f_{L1} - f_{L2}}{f_{L1}f_{L2}} \right) + N_{\omega}$$

Dividiendo las ecuaciones de códigos por f_{L1} y f_{L2} respectivamente:

$$\frac{R_{L1}}{f_{L1}} = \frac{\rho}{c} + \Delta\delta + \frac{A}{c \cdot f_{L1}^2}$$

$$\frac{R_{L2}}{f_{L2}} = \frac{\rho}{c} + \Delta\delta + \frac{A}{c \cdot f_{L2}^2}$$

Restando las dos ecuaciones:

$$\frac{R_{L1}}{f_{L1}} - \frac{R_{L2}}{f_{L2}} = \frac{A}{c} \left(\frac{1}{f_{L1}^2} - \frac{1}{f_{L2}^2} \right)$$

$$\frac{f_{L2}R_{L1} - f_{L1}R_{L2}}{f_{L1}f_{L2}} = \frac{A}{c} \left(\frac{f_{L2}^2 - f_{L1}^2}{f_{L1}^2 f_{L2}^2} \right) = \frac{A}{c} \left(\frac{(f_{L2} - f_{L1})(f_{L2} + f_{L1})}{f_{L1}f_{L2}f_{L1}f_{L2}} \right)$$

$$\frac{f_{L2}R_{L1} - f_{L1}R_{L2}}{f_{L1} + f_{L2}} = -\frac{A}{c} \left(\frac{(f_{L1} - f_{L2})}{f_{L1}f_{L2}} \right)$$

que puede sustituirse en $\Phi_{\omega} - R_{L1} + R_{L2} = \frac{2A}{c} \left(\frac{f_{L1} - f_{L2}}{f_{L1}f_{L2}} \right) + N_{\omega}$

para eliminar el valor del efecto ionosférico A:

$$\Phi_{\omega} - R_{L1} + R_{L2} = 2 \frac{f_{L2}R_{L1} - f_{L1}R_{L2}}{f_{L1} + f_{L2}} + N_{\omega}$$

en la que despejando N_{ω} :

$$N_{\omega} = \Phi_{\omega} + \frac{1}{f_{L1} + f_{L2}} [(-R_{L1} + R_{L2})(f_{L1} + f_{L2}) + 2f_{L2}R_{L1} - 2f_{L1}R_{L2}]$$

$$N_{\omega} = \Phi_{\omega} + \frac{1}{f_{L1} + f_{L2}} [-R_{L1}f_{L1} + R_{L2}f_{L2} + f_{L2}R_{L1} - f_{L1}R_{L2}]$$

$$N_{\omega} = \Phi_{\omega} + \frac{f_{L1} - f_{L2}}{f_{L1} + f_{L2}} [R_{L1} + R_{L2}]$$

Esta expresión permite calcular la ambigüedad de banda ancha N_{ω} para cada época y en cada punto, y es independiente de la longitud de la base línea y de los efectos ionosféricos.

Una vez calculadas las ambigüedades N_{ω} , se puede calcular N_{L1} , pero es preciso conocer el valor del efecto ionosférico. Para evitar esto se puede utilizar el procedimiento siguiente que utiliza las ecuaciones de las medidas de fase:

$$\Phi_{L1} = \frac{f_{L1}}{c} \cdot \rho + f_{L1} \cdot \Delta\delta + N_{L1} - \frac{A}{c \cdot f_{L1}}$$

$$\Phi_{L2} = \frac{f_{L2}}{c} \cdot \rho + f_{L2} \cdot \Delta\delta + N_{L2} - \frac{A}{c \cdot f_{L2}}$$

multiplicando la primera por f_{L1} , la segunda por f_{L2} y restándolas:

$$f_{L2}\Phi_{L2} - f_{L1}\Phi_{L1} = \frac{\rho}{c} (f_{L2}^2 - f_{L1}^2) + \Delta\delta (f_{L2}^2 - f_{L1}^2) + f_{L2}N_{L2} - f_{L1}N_{L1}$$

sustituyendo $N_{L2} = N_{L1} - N_{\omega}$ y $f_{\omega} = f_{L1} - f_{L2}$ se obtiene:

$$f_{L2}\Phi_{L2} - f_{L1}\Phi_{L1} = \frac{\rho}{c}(f_{L2}^2 - f_{L1}^2) + \Delta\delta(f_{L2}^2 - f_{L1}^2) - f_{L2}N_{\omega} - N_{L1}(f_{L2} - f_{L1})$$

$$N_{L1} = \frac{f_{L1}}{f_{\omega}}\Phi_{L1} - \frac{f_{L2}}{f_{\omega}}(\Phi_{L2} + N_{\omega}) - \left(\frac{\rho}{c} + \Delta\delta\right)(f_{L1} + f_{L2})$$

que es una ecuación para la determinación de N_{L1} libre de efecto ionosférico.

De igual manera se procedería para determinar la ambigüedad N_{L2} .

11.4. Técnicas de búsqueda de ambigüedades

En el caso de dobles diferencias por ajuste de mínimos cuadrados, las ambigüedades se estiman como números reales y de aquí que la primera solución de las dobles diferencias se denomina solución de ambigüedades reales, es una solución que no tiene por qué ser número entero. Si las baselíneas son muy cortas y el tiempo de observación largo, suele ser entero.

La solución es aquel entero con el que la suma de los cuadrados de los residuos es mínima. Para aceptar la solución se suele comparar ésta con las sumas de los residuos de la segunda y tercera solución posible. Si la primera solución al menos es de dos a tres veces mejor que la segunda, se acepta la primera como buena. Si no es así se deja la solución flotante como definitiva.

La suma de los cuadrados de los residuos se utiliza como la medida final de la validez.

11.4.1. Resolución ambigüedades en movimiento (OTF)

La solución OTF (on the fly) se refiere a cualquier tipo de movimiento del móvil. Los términos AROF (ambiguity resolution on the fly), OTF (on the fly) y algunas veces OTR (on the run) son diferentes abreviaturas que significan lo mismo, el desarrollo de las técnicas de resolución de ambigüedades para el caso cinemático.

11.4.2. Resolución rápida de ambigüedades

Se conoce como método FARA (fast ambiguity resolution approach), y se caracteriza por lo siguiente:

- Utiliza la información estadística del ajuste inicial para seleccionar el rango de búsqueda.
- Utiliza la información de la matriz de varianzas-covarianzas para rechazar conjuntos de ambigüedades que no son aceptables desde el punto de vista estadístico.
- Aplica un test de hipótesis estadístico para seleccionar el conjunto correcto de ambigüedades enteras.

El algoritmo del método FARA puede dividirse en cuatro etapas:

- Cálculo de la solución real de fases de la portadora.
- Elección de conjuntos de ambigüedades a comprobar.
- Cálculo de la solución para cada conjunto de ambigüedades.
- Test estadístico de las soluciones con las varianzas más pequeñas.

11.4.3. Filtro de búsqueda rápida de ambigüedades

El método FASF (fast ambiguity search filtering) comprende básicamente tres partes: 1) un filtrado Kalman que se aplica para predecir un vector de estado que se trata como observable, 2) la búsqueda de las ambigüedades se lleva a cabo en cada época después que se fijan y 3) los intervalos de búsqueda para las ambigüedades se calculan recursivamente y se relacionan unos con otros. Se calculan correctamente el verdadero valor de la ambigüedad podría no encontrarse.

11.4.4. Método de ajuste de decorrelación de ambigüedades

El método LAMBDA (least squares ambiguity decorrelation adjustment) fue desarrollado por Teunissen (1993). En la actualidad este método es desde el punto de vista teórico y práctico el de más alto nivel para la resolución de ambigüedades. El método LAMBDA propuesto por Teunissen puede separarse en las siguientes etapas:

- Se realiza un ajuste convencional por mínimos cuadrados para obtener las componentes de la base línea y las ambigüedades reales.
- Mediante la transformación Z el espacio de búsqueda de las ambigüedades se reparametriza para independizar las ambigüedades reales.
- Usando el ajuste secuencial condicional por mínimos cuadrados con una estrategia de búsqueda discreta se estiman las ambigüedades enteras. Utilizando la transformación inversa Z^{-1} las ambigüedades se retransforman al espacio original de las ambigüedades donde están referidas las componentes del vector base línea. Dado que Z^{-1} consta sólo de elementos enteros, la naturaleza entera de las ambigüedades se conserva.
- Las ambigüedades enteras se fijan como cantidades conocidas y se realiza otro ajuste convencional por mínimos cuadrados para determinar las componentes de la base línea final.

11.5. Bibliografía

Berrocoso Ramírez, M. (2004). El sistema de posicionamiento global. Servicio de publicaciones Universidad de Cádiz.

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). GNSS. Editorial SpringerWienNewYork.

Capítulo 12

Cálculo y compensación de redes

12.1. Método general

A partir de las observaciones u observables GPS o topográficos, se pretende calcular las coordenadas o vectores del proyecto o red. Generalmente se cuenta con observaciones redundantes, muchas más observaciones que incógnitas, y puesto que las medidas físicas nunca son exactas, se pretende dar la mejor solución y cifrar con qué calidad y precisiones. La estrategia para dar esta respuesta es aplicar un ajuste por mínimos cuadrados, este ajuste en Geodesia sigue el modelo Gauss-Markov, como muestra la Figura 12.1.

Este método de mínimos cuadrados requiere de dos modelos, un modelo matemático que establece las relaciones entre observables, variables y parámetros, cuya determinación se pretende; y un modelo estocástico que describe la distribución esperada de los errores de las observaciones.

Esto nos permite lo siguiente:

- Obtener el mejor resultado posible con esos observables, mediante el ajuste mínimo cuadrático
- Eliminar posibles errores a partir de las pruebas estadísticas
- Cifrar la precisión y fiabilidad de los resultados

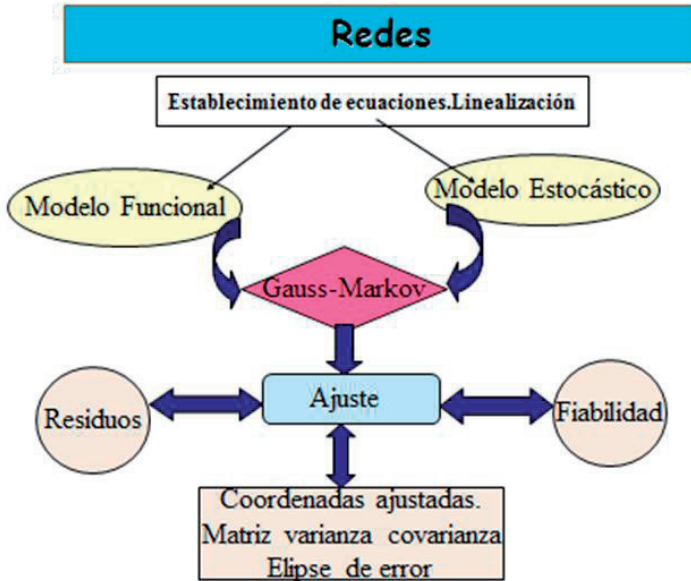


Figura 12.1. Compensación de una red

El observable es una variable aleatoria que debe seguir una distribución normal. Si no hay errores sistemáticos, que no debe haberlos, los residuos siguen también una distribución normal, con media cero.

Aceptando como verdadera la hipótesis de que los observables tienen carácter de variable aleatoria, y por lo tanto están sujetos únicamente a errores aleatorios, se aceptará que los observables siguen una distribución normal.

$$O \sim N(O_T, \Sigma_0)$$

(se podría comprobar su normalidad por medio de un test de adherencia, prueba de chi-cuadrado)

El modelo matemático planteado para la resolución de la Red geodésica, expresará siempre una aproximación simplificada a la realidad física.

$$F(X, C) = 0$$

- X = vector de variables, en nuestro caso coordenadas
- C = vector de observables compensados

$$F(X_{\text{aprox}} + x, O_T + v) = 0 \quad X_a + x = X \quad \text{y Observable} + \text{residuo} = C$$

Linealizando por Taylor la función anterior, obtendremos la siguiente expresión, particularizada para los valores de X_{aprox} y O_T :

$$F(X, C) = F(X_{aprox}, O_T) + \frac{\partial F}{\partial X} \cdot dX + \frac{\partial F}{\partial C} \cdot dC = 0$$

donde:

- $F(X_{aprox}, O_T) = w$, vector de términos independientes.
- $\frac{\partial F}{\partial X} = A$, matriz de diseño de las variables.
- $\frac{\partial F}{\partial C} = B$, matriz de diseño de los observables.
- $x = dX$
- $v = dC$

Las matrices A y B se llaman de diseño, pues definen la geometría de la red. El resto de estimadores y matrices se denominarán de criterio, pues cifran a priori o a posteriori los resultados esperables o alcanzados respectivamente.

El vector de residuos verifica:

$$E(v) = 0, v \sim N(0, s^2Q)$$

s^2 es la varianza poblacional, y σ^2 varianza muestral.

Es decir, sigue una distribución normal de media cero y matriz de covarianzas s^2Q . En general las observaciones no están incorreladas, se conoce sus varianzas y la matriz de pesos a priori.

$\Sigma = \sigma_0^2$, donde σ_0 es la varianza da priori de peso unidad o factor de referencia a priori.

La matriz cofactor es $Q = \sigma_0^2 P^{-1}$ y P es la matriz de pesos

El modelo $F(C, X) = 0$, o el $Ax + Bv - W = 0$,

con la hipótesis:

$$E(v) = 0, v \sim N(0, s^2Q)$$

se denomina de Gauss-Markov.

Este modelo de Gauss-Markov parte de tres premisas para su resolución:

- El modelo no es lineal, pero es fácilmente linealizable
- No existen errores groseros ni sistematismos

- En la matriz de covarianzas del vector v , s^2Q , se postula la precisión a priori de las observaciones

La solución a este modelo se aborda por la aplicación del algoritmo de los mínimos cuadrados, donde: $v^T P v = \text{mínimo}$.

Es importante que el valor tomado de peso a priori de las observaciones sea lógico con la realidad física, de manera que puede depender de varios factores: precisión de los instrumentos, habilidad del operador, método de observación, condiciones de observación, señalización, etc.

De forma que se plantea un sistema de ecuaciones del siguiente tipo:

$$Ax+Bv-W = 0$$

En dicha ecuación el problema es calcular x . Cuya solución de mínimos cuadrados será:

$$x = N^{-1} A^T M^{-1} K$$

donde $N = A^T M^{-1} A$ y $M = B P^{-1} B^T$

(Véase Redes topográficas y locales. Microgeodesia de Chueca Herráez, Berné,)

La solución de x , bajo la condición de mínimos cuadrados sólo requiere el conocimiento a priori de la matriz de pesos, pero no de la varianza de la unidad de peso, ni de la matriz varianza-covarianza, aunque éstas son imprescindibles para el estudio del comportamiento estadístico de los resultados del ajuste.

El problema se puede presentar como un ajuste ligado o un ajuste libre. Si se conoce el datum de la red (es decir las coordenadas de dos puntos, o las coordenadas de un punto y el acimut de un eje,) el sistema se llama sistema determinista o ligado. La solución se obtendrá trabajando con matriz inversa clásica, aplicándola al sistema de ecuaciones normales que se nos presentará en el proceso. Pero cuando se desconozca el datum, no existen puntos fijos, la red se llama Red Libre, su solución requiere trabajar con otras herramientas algebraicas (pseudoinversa, descomposición, etc.) para obtener la solución.

12.2. Red ligada

Caso determinista: en toda red se dispone de datos que permiten recurrir a los métodos de compensación o ajuste que tienen por objeto dar la mejor de las soluciones posibles. Las soluciones a este problema se abordan con técnicas habituales de álgebra lineal, aplicando el algoritmo de los mínimos cuadrados, y estudiando algunas propiedades estadísticas de las diferentes soluciones. También es necesario el modelo estocástico para estimar las medidas de precisión de los resultados de la compensación y para efectuar un análisis estadístico de los mismos.

En definitiva la solución óptima de un problema de ajuste o compensación es aquella que además de satisfacer exactamente las ecuaciones del modelo en su forma lineal dé lugar a unos errores residuales que satisfagan el principio de los mínimos cuadrados.

El sistema de ecuaciones general, permite dos tipos de particularizaciones:

Método de Observaciones Indirectas o Variación de Coordenadas:

$$F(X) - C = 0$$

Linealizando esta función, obtenemos el método de observaciones indirectas o de variación de coordenadas:

$$Ax - W = v$$

lo que implica suponer que la matriz de diseño $B = -I$.

Método de Ecuaciones de Condición:

$F(C) = 0$, que se linearizará en la siguiente forma: $B \cdot v - W = 0$

En el caso de GPS se presenta la situación de Observaciones indirectas

12.2.1. Observaciones indirectas

A partir del modelo matemático propuesto, $Ax - W = v$, así como del correspondiente modelo estadístico *Gauss-Markov*, somos capaces de compensar nuestros observables de tal forma que podemos obtener las coordenadas compensadas de los vértices libres de la red.

Esta expresión depende de autores se encontrará como:

- $Ax+l=v$ (Leick) (Hofmann)
- $Ax-B=v$ (Duquenne, Botton)
- $Ax-l=v$ (Xu, Seeber)
- $Ax-k=R$ (Chueca)
- $Ax+W=v$ (Berrocoso)

En cualquier caso la solución es la misma, sólo del vector w de términos independientes sus términos cambian los signos.

Este modelo matemático es función de las matrices A – matriz de diseño - y P - matriz de pesos – y del vector w – vector columna de términos independientes -, donde las dimensiones son las siguientes:

$$A_{(m,n)} \cdot x_{(n,1)} - w_{(m,1)} = v_{(m,1)}$$

donde:

- $m \rightarrow$ se corresponde con el número de ecuaciones – observaciones que se han realizado en el trabajo de campo -.
- $n \rightarrow$ se corresponde con el número de incógnita a determinar en la compensación – correcciones a las coordenadas aproximadas-.

A partir de las consideraciones establecidas por el modelo estadístico de Gauss-Markov, la esperanza matemática de los residuos debe ser igual a cero (0).

Para la compensación de la red emplearemos el método de mínimos cuadrados, que exige trabajar con un sistema de ecuaciones normales, por lo tanto para poder trabajar con este método se aplicará la siguiente expresión:

$$A_{(m,n)} \cdot X_{(n,1)} - W_{(m,1)} = V_{(m,1)}$$

Dado que los observables no tienen la misma precisión hay que introducir el peso de cada observación, a través de la matriz de pesos P, donde $P_1 = 1/\sigma^2$.

Esta matriz es diagonal y su término tiene como valor la inversa de sus varianzas.

Sea la matriz varianza covarianza $\sigma = \Sigma = \sigma_0^2 \cdot Q = \sigma_0^2 P^{-1}$

P es la matriz de pesos, y Q su inversa o matriz cofactor.

Con la condición de mínimo $\Sigma P v^2 = v^T P v$ en este caso Σ es sumatorio.

La solución al problema de determinación de la variable x, es la siguiente:

Condición de mínimo Ω minimizará $\Sigma P v^2 = v^T P v$

$$\frac{d\Omega}{dx} = \frac{d\Omega}{dv} \frac{dv}{dx} = \frac{dv^T P v}{dv} \frac{d(Ax - w)}{dx} = 2v^T P A = 0$$

$$v^T P A = 0$$

luego también:

$$A^T P v = 0$$

(la matriz P es cuadrada y diagonal)

Como:

$$Ax - W = v$$

Se sustituye este valor de v en la expresión anterior:

$$A^T P (Ax - W) = 0$$

$$A^T P A x - A^T P W = 0$$

$$(A^T P \cdot A) \cdot x = A^T P \cdot W$$

Sistema de ecuaciones normales, si se llama $N = A^T P A$,
algunos autores toman $S = N$

$$N x = A^T P W$$

donde N tiene inversa.

$$x = N^{-1} \cdot A^T \cdot P \cdot W$$

Esta expresión nos define un sistema de ecuaciones normales, que se podrá resolver por diferentes métodos factorización LU, Cholesky. Pero dado que nuestro objetivo es minimizar el sumatorio de la traza de la matriz de residuos, utilizaremos mínimos cuadrados para resolver el sistema

Solución al problema planteado:

$$x = (A^T \cdot P \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot P \cdot W$$

El aplicar el método de los mínimos cuadrados y disponer de observaciones abundantes, así como conocer a priori la matriz de pesos, permite validar el modelo y cifrar la precisión de sus resultados a partir del análisis de sus residuos, estimador de la varianza y la matriz de varianzas covarianzas.

La obtención de residuos se realizará a partir de:

$$A \cdot x - W = v$$

La obtención de este vector de residuos es fundamental para la determinación de los diferentes parámetros estadísticos como las figuras de error, estimadores, parámetros de fiabilidad, y por lo tanto constituye la base de todo el estudio analítico de la solución obtenida.

Los observables han sido considerados como variables aleatorias, que siguen una distribución normal, $N(\mu, s^2 \cdot Q)$ de media μ y desviación típica $s^2 \cdot Q$ y partimos de la hipótesis de que la esperanza matemática de los residuos es cero y que siguen una distribución normal, $N(0,1)$, el estimador de la varianza y desviación típica del observable de peso unidad a priori será uno.

A partir del estimador de la varianza del observable de peso unidad podemos conocer cuál es el comportamiento estadístico de la red.

Así, para la determinación del estimador de la varianza y desviación típica del observable de peso unidad a posteriori, la expresión empleada es la siguiente:

$$\sigma_0^2 = \frac{v^T \cdot P \cdot v}{m - n}$$

Que generalmente se representa por $\hat{\sigma}$, ya que es un estimador de la propia varianza.

m-n representan los grados de libertad del sistema de ecuaciones que se pretende resolver.

Obtención de la matriz varianza-covarianza de las variables o parámetros

El vector de correcciones a las coordenadas aproximadas se obtiene a partir de la siguiente expresión:

$$x = (A^T \cdot P \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot P \cdot W$$

Este vector es dependiente de la matriz de diseño A, la matriz de pesos P y el vector de términos independientes W, de los cuales las matrices A y P son constantes, y el vector W es una variable aleatoria. El vector de términos independientes a posteriori no es constante, ya que depende de una variable aleatoria O_T ; por lo tanto, el vector W también será una variable aleatoria.

De este modo, aplicando la Ley de Propagación de Cofactores, la matriz cofactor de las variables compensadas Q_{xx} vendrá dada por la expresión:

$$Q_{xx} = (A^T \cdot P \cdot A)^{-1} = N^{-1}$$

Conocida la matriz cofactor de las correcciones a posteriori, la determinación de la matriz varianza-covarianza es directa, ya que se obtiene multiplicando la matriz cofactor obtenida por el estimador de la varianza del observable de peso unidad a posteriori, como podemos observar en la siguiente expresión:

$$\sigma_{xx} = \sigma_0^2 \cdot Q_{xx}$$

Cálculo de la matriz varianza-covarianza a posteriori de los residuos

De forma análoga al caso de la matriz varianza-covarianza de las variables compensadas, el vector columna de residuos, atendiendo al modelo matemático establecido, se obtiene a partir de la siguiente expresión:

$$v = A \cdot x - W$$

Además como $x = (A^T \cdot P \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot P \cdot W$, entonces:

$$v = A \cdot (A^T \cdot P \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot P \cdot W - W$$

De lo que se deduce que el vector de residuos, sólo depende de la variable aleatoria W, y por lo tanto podemos llegar a la siguiente expresión para la matriz cofactor de los residuos:

$$Q_{vv} = Q - A \cdot (A^T \cdot P \cdot A)^{-1} \cdot A^T$$

Una vez disponemos de la matriz cofactor de los residuos, la determinación de la matriz varianza-covarianza de los residuos, viene dada por la expresión siguiente:

$$\sigma_{vv} = \sigma_0^2 \cdot Q_{vv}$$

Cálculo de la matriz varianza-covarianza a posteriori de los observables

El proceso a seguir para la determinación de la matriz varianza-covarianza de los observables compensados, no es análogo al de los casos anteriores. Esto es debido a que los observables compensados dependen de dos variables aleatorias, el vector de observables iniciales y el vector de residuos, que como se ha comentado con anterioridad ambos siguen una distribución normal, constituyendo la base para todo el modelo matemático y estadístico planteado.

$$C = O_T + v$$

Esta dependencia de los observables compensados de dos variables aleatorias, imposibilita la aplicación de la Ley de Propagación de Varianzas-Covarianzas, por lo que resulta algo más complejo la determinación de su correspondiente matriz varianza-covarianza.

Realizando las operaciones y consideraciones necesarias, se obtiene la matriz cofactor de las observables compensadas, en el método de las observaciones indirectas o variación de coordenadas, a partir de la siguiente expresión:

$$Q_{CC} = Q - Q_{RR} = A \cdot (A^T \cdot P \cdot A)^{-1} \cdot A^T = A \cdot N^{-1} \cdot A^T$$

Una vez obtenida la matriz cofactor de los observables a posteriori, la determinación de su correspondiente matriz varianza-covarianza, es análoga a la de los casos anteriores:

$$\sigma_{CC} = \sigma_0^2 Q_{CC}$$

Los factores DOP están relacionados con la matriz cofactor Q_{xx} de las incógnitas y su diagonal principal de la siguiente manera:

Sea la matriz cofactor a priori de las incógnitas en la solución de navegación.

$$Q_{XX} = (A^T A)^{-1}$$

$$Q_{XX} = \begin{bmatrix} \sigma_{xx}^2 & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} & \sigma_{xt} \\ & \sigma_{yy}^2 & \sigma_{yz} & \sigma_{yt} \\ & & \sigma_{zz}^2 & \sigma_{zt} \\ & & & \sigma_{tt}^2 \end{bmatrix}$$

Se denomina GDOP a la traza de la matriz Q_{XX} :

$$GDOP = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2 + \sigma_{tt}^2}$$

Para igualar unidades σ_{tt}^2 , se debe multiplicar por la velocidad de la luz, $c^2\sigma_{tt}^2$ para pasar el tiempo a longitud.

GDOP (Geométric Dilution of Precision): Se trata de una medida de incertidumbre en la posición debida a la geometría de los satélites y a la precisión del tiempo de medida.

El GDOP se interpreta como la repercusión global de la geometría de la constelación sobre la solución de navegación obtenida en los cuatro parámetros, las tres coordenadas y el tiempo. El valor mínimo teórico para el GDOP es 1 y se corresponde con la situación idónea de los satélites.

En la práctica siempre es mayor y tanto más alto cuanto peor es la configuración de los satélites. Se admiten como valores adecuados de GDOP menores de 5, o 6, y como descartables, por encima de 10.

PDOP (Position Dilution of Precision): Se trata de una medida de incertidumbre de la posición debida únicamente a la geometría de los satélites.

PDOP vendrá dado por:

$$PDOP = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2}$$

HDOP (Horizontal Dilution of Precision): Se trata de una medida de incertidumbre en la posición horizontal.

$$HDOP = \sqrt{\sigma_{mm}^2 + \sigma_{ee}^2}$$

VDOP (Vertical Dilution of Precision): Se trata de una medida de incertidumbre en la posición vertical

$$VDOP = \sigma_{uu}$$

El TDOP es el factor de error en la precisión que expresa la influencia de la configuración de los satélites en la determinación del estado del reloj del receptor en un instante dado.

Luego los diferentes factores DOP están relacionados mediante:

$$GDOP = \sqrt{PDOP^2 + TDOP^2} = \sqrt{HDOP^2 + VDOP^2 + TDOP^2}$$

12.2.2. Compensación de una red ligada. Resumen

Sea el sistema de ecuaciones normales definido en:

$$(A^T P A) x = A^T P W$$

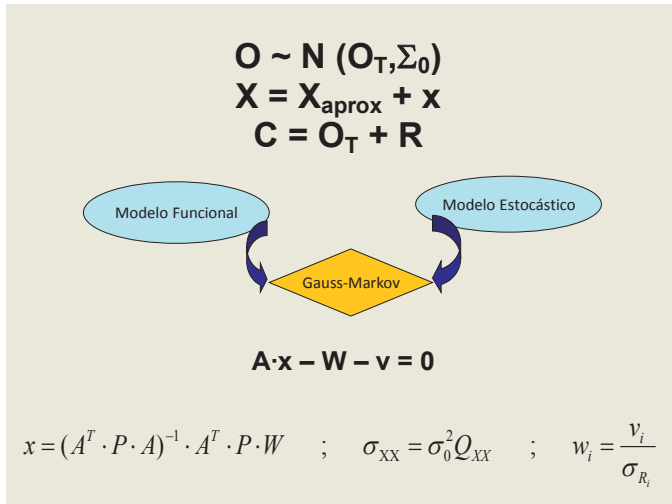


Figura 12.2. Compensación de una red, resumen.

En el caso en que la matriz A (o la N) sea de rango completo, lo que se produce siempre que el sistema de coordenadas esté definido, es decir, tenga fijos su origen, orientación y escala; el sistema de ecuaciones normales es compatible determinado y se puede obtener:

$$x = (A^T P A)^{-1} A^T P W \quad \text{o} \quad x = N^{-1} A^T P W$$

$$v = A \cdot x - W$$

lo cual resuelve el ajuste.

La matriz cofactor de las incógnitas es:

$$Q_{xx} = N^{-1}$$

$$\sigma_0^2 = \frac{v^T \cdot P \cdot v}{m - n}$$

y la de varianzas y covarianzas, obtenida con el σ_0^2

$$\sigma_{xx} = \sigma_0^2 Q_{xx}$$

En la Figura 12.2. se muestra un resumen.

12.3. Red libre

En el cálculo de la red es frecuente hacer un cálculo y ajuste sin establecer unos restricciones previos de puntos fijos, es decir dejar libre la observación, sin definir ya un marco de referencia que nos obligue a los observables a ajustarse a él. Este problema es el que se desarrolla con la teoría de la llamada red libre, donde no es posible especificar el sistema de referencia, o no interesa admitir que existan puntos fijos, lo que obliga a plantear modelos con defecto de rango.

El modelo linealizado de observación es el mismo:

$$Ax - W = v$$

Pero en su desarrollo al resolver el sistema con la condición de mínimo, se llega a un sistema indeterminado:

$$(A^T P \cdot A) \cdot x = A^T P \cdot W$$

Y al resolver tenemos:

$$(A^T \cdot P \cdot A)^{-1} = N^{-1}$$

NO EXISTE esta inversa en su sentido clásico, ya que N es una matriz singular. Existen en este caso otras inversas, las inversas generalizadas y hay infinitas soluciones al sistema $A^T \cdot P \cdot A \cdot x = A^T \cdot P \cdot W$, pero de todas formas hay una que se llama PSEUDOINVERSA que cumple la condición de mínimo exigida, que minimiza la norma y tiene mínimo sesgo.

Si la matriz N no tiene inversa clásica, por ser deficiente de rango (lo que se deriva de la no determinación de la figura geométrica en cuanto a la fijación del origen de coordenadas, escala y orientación), el sistema ha de resolverse mediante una inversa generalizada:

$$x = N \cdot b$$

La inversa generalizada N^+ , por definición, es aquella matriz que verifica:

$$N \cdot N^+ \cdot N = N$$

Dada una matriz N deficiente de rango, existen infinitas inversas generalizadas N^+ , y normalmente se preferirá aquella que dé una solución x de mínima norma. Ésta es la llamada pseudoinversa, o inversa generalizada de Moore-Penrose. Es aquella matriz N^+ que verifica las cuatro condiciones siguientes:

- 1) $N \cdot N^+ \cdot N = N$ Condición de inversa generalizada
- 2) $N^+ \cdot N \cdot N^+ = N^+$ Condición de inversa generalizada recíproca
- 3) $N \cdot N^+ = (N \cdot N^+)^T$

$$\bullet \quad 4) N^+ \cdot N = (N^+ \cdot N)^T$$

El tratamiento es completamente análogo al caso de red ligada, con la salvedad de que en vez de utilizar N^{-1} se usa N^+ .

Otra alternativa al tratamiento puramente matemático para la obtención de la matriz pseudoinversa se da con la matriz de constreñimientos.

La utilización de la matriz de constreñimientos supone de alguna manera la adición de rango al sistema mediante una matriz que define los constreñimientos que le faltan (origen en X y/o en Y, y/o escala, y/o orientación). La solución es la misma que en el caso de la pseudoinversa. Pasemos a analizar por separado cada una de ellas.

12.3.1. Solución mediante matriz de constreñimientos

Dejando de lado todo el desarrollo teórico diremos, a modo de resumen, que la matriz de constreñimientos, de la que se han de tomar sólo las filas correspondientes a los constreñimientos que se han de añadir, puede tener la siguiente estructura genérica:

$$E = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & \dots & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & \dots & 0 & 1 \\ -y_1 & x_1 & -y_2 & x_2 & \dots & -y_n & x_n \\ x_1 & y_1 & x_2 & y_2 & \dots & x_n & y_n \end{pmatrix} \begin{array}{l} \text{Constreñimiento de origen en X} \\ \text{Constreñimiento de origen en Y} \\ \text{Constreñimiento de orientación} \\ \text{Constreñimiento de escala} \end{array}$$

El sistema se resuelve según:

$$x = [(A^T P A + E^T E)^{-1} - E^T (E E^T)^{-1} E] \cdot b$$

La matriz utilizada es análoga a la pseudoinversa numérica que describiremos a continuación pero obtenida por métodos geométricos.

En general esta solución, por una parte tan intuitiva, se desaconseja al implicar un proceso de cálculo bastante inestable.

12.3.2. Solución mediante matriz pseudoinversa

La solución al sistema, puede escribirse como:

$$x = N^+ b$$

Ahora el problema está en elegir el método con el que se obtendrá la pseudoinversa. La cuestión no es baladí, pues el cálculo de la matriz de Moore-Penrose lleva consigo la necesidad de un número muy alto de operaciones, de forma que elegir un método poco estable podría suponer una pérdida considerable de exactitud y rigor en la solución.

La bibliografía existente coincide en señalar la descomposición en valores singulares como el método más preciso para su cálculo.

Descomposición en valores singulares

Sea la matriz A , de orden $m \times n$ y rango r . Existen matrices ortogonales U , de orden $m \times m$, y V , de orden $n \times n$, tales que:

$$A = U \Sigma V$$

Con:

$$\Sigma = \Sigma_{m \times n} = \begin{pmatrix} \Sigma_{r \times r} & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$$

y

$$\Sigma_{r \times r} = \text{diag} (\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_r)$$

$\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \dots \geq \sigma_r \geq 0$ valores propios.

Las matrices U y V tienen por columnas los vectores propios izquierdos y derechos respectivamente, correspondientes a los valores singulares anteriores.

Así, descompuesta la matriz $A_{m \times n}$, se puede obtener su pseudoinversa $A^+_{n \times m}$, como:

$$A^+ = V \begin{pmatrix} \Sigma_{r \times r}^{-1} & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} U^T$$

Para la descomposición en los valores singulares se utiliza el algoritmo de Golub-Reinsch [1970], basado en transformaciones de Householder.

Resumiendo se puede decir que el procedimiento es el siguiente:

El vector de correcciones a las coordenadas aproximadas se obtiene a partir de las siguientes expresiones:

- Ecuación general $Ax - W = v$
- Vector correcciones $x = N^+ \cdot A^T \cdot P \cdot W$
- Residuos $v = Ax - W$
- Estimador de la varianza de peso unidad $\sigma_0^2 = \frac{v^T \cdot P \cdot v}{m - n}$
- Matriz varianza covarianza de las coordenadas corregidas $\sigma_{xx} = \sigma_0^2 N^+$

12.4. Iteraciones

En redes GNSS es frecuente realizar iteraciones en el ajuste. En los modelos matemáticos planteados se parte de valores aproximados de los parámetros, por consiguiente

cabe pensar en teoría la posibilidad de alcanzar mejores resultados a través de sucesivas iteraciones (En redes topográficas ya las aproximaciones suelen ser muy buenas, por ello no es habitual realizar iteraciones).

Un proceso iterativo se basa en la repetición del desarrollo matemático pero tomando como valores aproximados iniciales los obtenidos en la repetición anterior.

El problema práctico surge de inmediato al relacionar fiabilidades estadísticas y resultados, ya que se pierde fiabilidad de los estimadores y los resultados carecen de significado práctico.

El proceso de iteración se realiza hasta alcanzar unos límites establecidos, que garanticen la fiabilidad, son frecuentes los siguientes criterios:

- Vector correcciones x converge a cero, a medida que aumentan las iteraciones
- La diferencia entre el residuo $v_i - v_{i-1}$ es próxima a cero (muy habitual en GNSS)
- $V^T PV$ se estabiliza

Se llega a demostrar que en redes grandes o medias, la mejora en resultados puede ser del orden del 10 %.

En redes pequeñas de gran redundancia pueden obtenerse resultados tan exactos como se desee, pero la fiabilidad de los estimadores decrece y los resultados carecen de significado físico.

En GNSS se asume que la iteración converge cuando:

$$(V^T PV)_i - (V^T PV)_{i-1} < \epsilon_i$$

Siendo ϵ un número real positivo próximo a cero.

Es frecuente que en GNSS se obtenga una buena solución antes de 3 iteraciones.

12.5. Método Secuencial o solución progresiva. Ajustes coordinados

El método de solución secuencial o ajustes coordinados, es de gran interés en observaciones estáticas GNSS, se presenta generalmente cuando se han realizado dos grupos de observables F_i y F_j tales que en el primer grupo de observaciones se tienen m_1 y en el segundo m_2 . Se supone que los parámetros o incógnitas x son los mismos en ambos casos. La solución al problema puede hacerse de dos formas:

- Ajustar todo el bloque
- Solución secuencial o progresiva

En un concepto más amplio el método secuencial o solución progresiva o de ajustes coordinados trata tres grandes problemas:

- Adición y sustracción de observaciones (caso que nos interesa en GNSS)

- Adición y sustracción de parámetros
- Solución progresiva con parámetros y variables (estudio de deformaciones)

12.5.1. Adición y sustracción de observables

Este caso es el que despierta mayor interés en redes GNSS, utiliza la información del primer bloque ya ajustado, para auxiliándose de un segundo grupo de observaciones incorreladas con las primeras, dar solución global al problema.

(Véase todo el desarrollo matemático en Chueca, Herráez, Berné *Redes topográfico y local* editorial Paraninfo)

12.6. Bibliografía

Berrocoso Ramírez, M. (2004). *El sistema de posicionamiento global*. Servicio de publicaciones Universidad de Cádiz.

Chueca, M., Herráez, J. y Berné, J. L. (1996). *Redes topográficas y locales*. Microgeodesia. Editorial Paraninfo. Madrid.

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). *GNSS*. Editorial Springer Wien New York.

Leick, A. (2004). *GPS Satellite Surveying*. Editorial Wiley. New Jersey.

Capítulo 13

Posicionamiento absoluto y relativo

13.1. Cálculo de la posición absoluta de un punto por pseudodistancias de código

El cálculo de la posición de un punto mediante la observación al menos a cuatro satélites, bien por pseudodistancia de código o fase, se le denomina posicionamiento absoluto. La Figura 13.1. ilustra esta metodología.

La ecuación general del observable pseudodistancia viene dada por la expresión:

$$R = \rho + c \cdot (\Delta\delta^S - \Delta\delta_R) + \Delta^{trop} + \Delta^{iono} + \Delta_m + \epsilon_p$$

Donde:

- R pseudodistancia
- ρ distancia real satélite receptor
- $\Delta\delta_R$, estado del reloj del receptor
- $\Delta^{trop} + \Delta^{iono}$ retardos atmosféricos
- $\Delta\delta^S$, estado del reloj del satélite
- $\Delta_m + \epsilon_p$ errores instrumentales, multicamino...

En esta ecuación el estado del reloj de satélite se puede corregir, ya que en el mensaje de navegación vienen los parámetros para ello, respecto a un tiempo de referencia t_c .

Los errores atmosféricos se pueden corregir o modelar, y se tomarán las precauciones para que no existan errores multipath y errores instrumentales.

La distancia geométrica ρ entre el receptor (X_i, Y_i, Z_i) y el satélite (X^j, Y^j, Z^j) se puede expresar de la siguiente forma:

$$\rho_i^j(t) = \sqrt{(X^j - X_i)^2 + (Y^j - Y_i)^2 + (Z^j - Z_i)^2}$$

(X_i, Y_i, Z_i) coordenadas receptor “incógnitas”

(X^j, Y^j, Z^j) coordenadas satélite “conocidas por las efemérides”

Por lo tanto, en la expresión inicial de observable de pseudodistancia se podrá sustituir el valor ρ por ρ_i^j que liga las coordenadas de satélite y receptor.

Este término introduce la no linealidad del sistema y el modelo planteado para su resolución hay que linealizarlo, para ello, se efectúa un desarrollo en serie de Taylor en torno a unas coordenadas aproximadas del receptor i (X_c, Y_c, Z_c).

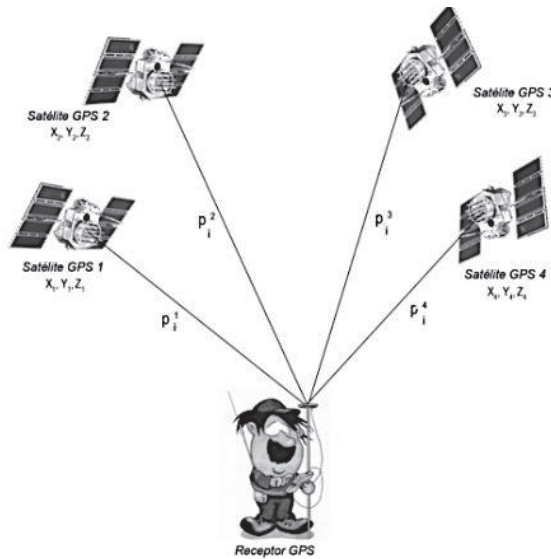


Figura 13.1 Posicionamiento absoluto

Se pueden establecer las siguientes relaciones:

Distancia geométrica = distancia calculada + diferencial cálculo
 = observada+ error observación

$$\rho_i^j = \rho_{iC}^j + \partial \rho_i^j = R + v$$

La ecuación que representa la distancia calculada entre satélite receptor será:

$$\rho_{ic}^j = (X^j - X_i)^2 + (Y^j - Y_i)^2 + (Z^j - Z_i)^2$$

Diferenciando respecto a las variables

$$2\rho_c \delta\rho = 2(X^j - X_i)dX^j - 2(X^j - X_i)dX_i + 2(Y^j - Y_i)dY^j - 2(Y^j - Y_i)dY_i + 2(Z^j - Z_i)dZ^j - 2(Z^j - Z_i)dZ_i$$

Considerando que las coordenadas del satélite son fijas, y sólo variables las de la estación i , desaparecen los diferenciales dj :

$$2\rho_c \delta\rho = -2(X^j - X_i)dX_i - 2(Y^j - Y_i)dY_i - 2(Z^j - Z_i)dZ_i$$

$$\rho_c \delta\rho = -(X^j - X_i)dX_i - (Y^j - Y_i)dY_i - (Z^j - Z_i)dZ_i$$

Podemos despejar y cambiando la posición y el signo, el error calculado será:

$$\delta\rho = \frac{(X_i - X^j)dX_i + (Y_i - Y^j)dY_i + (Z_i - Z^j)dZ_i}{\rho_c}$$

De manera que sea X_{ic} , Y_{ic} , Z_{ic} el calculado:

$$\Delta X_i = X_{ic} - X^j; \Delta Y_i = Y_{ic} - Y^j; \Delta Z_i = Z_{ic} - Z^j$$

Y se establece la relación entre calculado y observación

$$R_i^j = \rho_{ic}^j + c \cdot (\Delta\delta_i - \Delta\delta^j) + \Delta^{tropo} + \Delta^{iono}$$

Donde de nuevo no expresamos los valores de Δ_m ni ϵ_p ya que se entiende que se han eliminado.

Se puede plantear la solución desde dos ideas comunes:

Distancia calculada + diferencial cálculo = observada+ error observación

$$\rho_{ic}^j + \delta\rho = R + v$$

O sobre la ecuación de observación sustituir $\rho = \rho_{ic}^j + \delta\rho$

$$R_i^j = \rho_{ic}^j + \left| \frac{\Delta X_i}{\rho_{ic}} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i}{\rho_{ic}} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i}{\rho_{ic}} \right| dZ_i + c \cdot (\Delta\delta_i - \Delta\delta^j) + \Delta^{tropo} + \Delta^{iono}$$

Introduciendo el residuo v_i y pasando R_i^j al otro lado

$$v_i = \rho_{ic}^j - R_i^j + \left| \frac{\Delta X_i^j}{\rho_{ic}^j} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^j}{\rho_{ic}^j} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^j}{\rho_{ic}^j} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i - c\Delta\delta^j + \Delta^{tropo} + \Delta^{iono}$$

v_i es el residuo de observación

ρ_{ic}^j es la distancia calculada entre satélite y receptor

R_i^j , es la distancia observada o medida

Las incógnitas o valores a calcular son:

- (dX_i, dY_i, dZ_i)
- $\Delta\delta_i$ estado del reloj del receptor

Las observaciones a cuatro satélites generaran para cada época 4 ecuaciones, una a cada satélite

$$\begin{aligned}
 v_1 &= \rho_{ic}^1 - R_i^1 + \left| \frac{\Delta X_i^1}{\rho_{ic}^1} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^1}{\rho_{ic}^1} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^1}{\rho_{ic}^1} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i - c\Delta\delta^1 + \Delta^{tropo} + \Delta^{iono} \\
 v_2 &= \rho_{ic}^2 - R_i^2 + \left| \frac{\Delta X_i^2}{\rho_{ic}^j} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^2}{\rho_{ic}^j} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^2}{\rho_{ic}^j} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i - c\Delta\delta^2 + \Delta^{tropo} + \Delta^{iono} \\
 v_3 &= \rho_{ic}^3 - R_i^3 + \left| \frac{\Delta X_i^3}{\rho_{ic}^j} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^3}{\rho_{ic}^j} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^3}{\rho_{ic}^j} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i - c\Delta\delta^3 + \Delta^{tropo} + \Delta^{iono} \\
 v_4 &= \rho_{ic}^4 - R_i^4 + \left| \frac{\Delta X_i^4}{\rho_{ic}^4} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^4}{\rho_{ic}^4} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^4}{\rho_{ic}^4} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i - c\Delta\delta^4 + \Delta^{tropo} + \Delta^{iono}
 \end{aligned}$$

Ordenadas de forma matricial:

$$V = AX - W$$

Donde la matriz de coeficientes A, está formada por los términos

$$A = \begin{pmatrix} \frac{\Delta X_i^1}{\rho_{ic}^1} & \frac{\Delta Y_i^1}{\rho_{ic}^1} & \frac{\Delta Z_i^1}{\rho_{ic}^1} & c \\ \frac{\Delta X_i^2}{\rho_{ic}^j} & \frac{\Delta Y_i^2}{\rho_{ic}^j} & \frac{\Delta Z_i^2}{\rho_{ic}^j} & c \\ \dots & \dots & \dots & c \\ \frac{\Delta X_i^4}{\rho_{ic}^4} & \frac{\Delta Y_i^4}{\rho_{ic}^4} & \frac{\Delta Z_i^4}{\rho_{ic}^4} & c \end{pmatrix}$$

El vector X parámetros o incógnitas son los valores a determinar

$$X = \begin{pmatrix} dX_i \\ dY_i \\ dZ_i \\ \Delta\delta_i \end{pmatrix}$$

El vector W observaciones (En función de cómo esté el signo de W estos valores tendrán signo positivo o negativo):

$$W = \begin{pmatrix} R_i^1 - \rho_{ic}^1 + c\Delta\delta^1 - \Delta^{ion\ 1} - \Delta^{trop\ 1} \\ R_i^2 - \rho_{ic}^2 + c\Delta\delta^2 - \Delta^{ion\ 2} - \Delta^{trop\ 2} \\ \dots \dots \dots \\ R_i^4 - \rho_{ic}^4 + c\Delta\delta^4 - \Delta^{ion\ 4} - \Delta^{trop\ 4} \end{pmatrix}$$

y el vector v vector residuos a minimizar:

$$V = \begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \\ \dots \\ v_4 \end{pmatrix}$$

En el modelo, lo que se calcula son las diferenciales dX_i ; dY_i ; dZ_i de la posición verdadera del receptor X;Y;Z a partir de la calculada de forma aproximada (X_c , Y_c , Z_c) donde se ha realizado la linealización.

Este valor se puede ir mejorando, iterando con las sucesivas correcciones obtenidas para una misma época. Es frecuente que en redes GNSS, en observaciones estáticas, se obtenga una buena solución a la tercera iteración.

Y el vector solución es $x = (A^T A)^{-1} A^T W$.

Algunos autores, por simplicidad de desarrollo, abrevian de la expresión anterior los retardos atmosféricos que han sido modelados o eliminados, así como el estado del reloj del satélite, también modelado, dejando la expresión simplificada en:

$$\begin{aligned} v_1 &= \rho_{ic}^1 - R_i^1 + \left| \frac{\Delta X_i^1}{\rho_{ic}^1} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^1}{\rho_{ic}^1} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^1}{\rho_{ic}^1} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i \\ v_2 &= \rho_{ic}^2 - R_i^2 + \left| \frac{\Delta X_i^2}{\rho_{ic}^j} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^2}{\rho_{ic}^j} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^2}{\rho_{ic}^j} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i \\ v_3 &= \rho_{ic}^3 - R_i^3 + \left| \frac{\Delta X_i^3}{\rho_{ic}^j} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^3}{\rho_{ic}^j} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^3}{\rho_{ic}^j} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i \\ v_4 &= \rho_{ic}^4 - R_i^4 + \left| \frac{\Delta X_i^4}{\rho_{ic}^4} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^4}{\rho_{ic}^4} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^4}{\rho_{ic}^4} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i \end{aligned}$$

$$W = \begin{pmatrix} R_i^1 - \rho_{ic}^1 + c\Delta\delta^1 \\ R_i^2 - \rho_{ic}^2 + c\Delta\delta^2 \\ \dots \dots \dots \\ R_i^4 - \rho_{ic}^4 + c\Delta\delta^4 \end{pmatrix}$$

Generalmente se observan más satélites y al estar el modelo sobredimensionado, se puede buscar mejor solución por mínimos cuadrados y dar valores de precisión y fiabilidad. Es decir el número de observaciones será $n \geq 4$ satélites GNSS simultáneamente.

13.2. Posicionamiento absoluto con fase de la portadora

El posicionamiento absoluto a partir de medidas de pseudodistancias de fase es similar al visto en códigos.

La expresión de la ecuación de observable fase viene dada por:

En unidades de ciclo, la fase entre el satélite j y el receptor i vendrá dada por:

$$\Phi_i^j = \left(\frac{\rho_i^j}{\lambda} \right) + \left(\frac{(\Delta\delta \cdot c)}{\lambda} \right) + N_i^j + \frac{\Delta_i^{j\text{tropo}}}{\lambda} - \frac{\Delta_i^{j\text{iono}}}{\lambda} + \Delta m + \epsilon_P$$

Y en unidades lineales:

$$\Phi_i^j = \rho_i^j + (\Delta\delta_i \cdot c) - (\Delta\delta^j \cdot c) + \lambda N_i^j + \Delta_i^{j\text{tropo}} - \Delta_i^{j\text{iono}} + \Delta m + \epsilon$$

Donde se ha eliminado el error del reloj satélite (correcciones en el mensaje), y $\Phi_i^j(t)$ es la diferencia de fase medida expresada en ciclos, λ es la longitud de onda, y N_i^j representa el número entero de ciclos entre el receptor i y el satélite j en el momento inicial, incógnita que va a permanecer constante.

Igual que en el caso de códigos, distancia geométrica entre el receptor (X_i, Y_i, Z_i) y el satélite (X_j, Y_j, Z_j) podremos expresarla de la siguiente forma:

$$\rho_i^j = \sqrt{(X^j - X_i)^2 + (Y^j - Y_i)^2 + (Z^j - Z_i)^2}$$

Es decir, el problema viene en esta expresión, ya que este término introduce la no linealidad del sistema. Para linealizarlo se efectúa del mismo modo que en código, por un desarrollo en serie de Taylor en torno a unas coordenadas aproximadas del receptor i (X_c, Y_c, Z_c).

Distancia geométrica = distancia calculada + diferencial cálculo

$$\rho_i^j = \rho_{iC}^j + \partial\rho_i^j$$

La distancia entre satélite y receptor, cuyas coordenadas conocemos, una por efemérides y otras calculadas de forma aproximada, viene dada por:

$$\rho_{iC}^j = (X^j - X_i)^2 + (Y^j - Y_i)^2 + (Z^j - Z_i)^2$$

Y desarrollando de la misma manera que en la linealización del código, la expresión general de ecuación de observación en unidades lineales será:

$$v_i = \rho_{iC}^j - R_i^j + \left| \frac{\Delta X_i^j}{\rho_{iC}^j} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^j}{\rho_{iC}^j} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^j}{\rho_{iC}^j} \right| dZ_i + \lambda N_i^j + c\Delta\delta_i - c\Delta\delta^j + \Delta_i^j \text{ tropo} - \Delta_i^j \text{ iono}$$

Para cuatros satélites observados desde un receptor en un instante tendremos:

$$v_1 = \rho_{iC}^1 - R_i^1 + \left| \frac{\Delta X_i^1}{\rho_{iC}^1} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^1}{\rho_{iC}^1} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^1}{\rho_{iC}^1} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i - c\Delta\delta^1 + \lambda N_i^1 + \Delta^1 \text{ tropo} - \Delta^1 \text{ iono}$$

$$v_2 = \rho_{iC}^2 - R_i^2 + \left| \frac{\Delta X_i^2}{\rho_{iC}^2} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^2}{\rho_{iC}^2} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^2}{\rho_{iC}^2} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i - c\Delta\delta^2 + \lambda N_i^2 + \Delta^2 \text{ tropo} - \Delta^2 \text{ iono}$$

$$v_3 = \rho_{iC}^3 - R_i^3 + \left| \frac{\Delta X_i^3}{\rho_{iC}^3} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^3}{\rho_{iC}^3} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^3}{\rho_{iC}^3} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i - c\Delta\delta^3 + \lambda N_i^3 + \Delta^3 \text{ tropo} - \Delta^3 \text{ iono}$$

$$v_4 = \rho_{iC}^4 - R_i^4 + \left| \frac{\Delta X_i^4}{\rho_{iC}^4} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^4}{\rho_{iC}^4} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^4}{\rho_{iC}^4} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i - c\Delta\delta^4 + \lambda N_i^4 + \Delta^4 \text{ tropo} - \Delta^4 \text{ iono}$$

El modelo generalizado será:

$$V = AX - W$$

Esta expresión es comparable con el modelo de pseudodistancia por código.

$$\Delta X_i = X_C - X^j; \Delta Y_i = Y_C - Y^j; \Delta Z_i = Z_C - Z^j$$

Las incógnitas serán las correcciones dX_i , dY_i , dZ_i a los valores de coordenadas aproximadas, el estado del reloj del receptor y el valor N de ambigüedades.

$$X_i = X_i^c + dX_i$$

$$Y_i = Y_i^c + dY_i$$

$$Z_i = Z_i^c + dZ_i$$

La matriz A de diseño tendrá los coeficientes:

$$A = \begin{pmatrix} \frac{\Delta X_i^1}{\rho_{ic}^1} & \frac{\Delta Y_i^1}{\rho_{ic}^1} & \frac{\Delta Z_i^1}{\rho_{ic}^1} & \lambda & 0 & 0 & 0 & c \\ \frac{\Delta X_i^2}{\rho_{ic}^j} & \frac{\Delta Y_i^2}{\rho_{ic}^j} & \frac{\Delta Z_i^2}{\rho_{ic}^j} & 0 & \lambda & 0 & 0 & c \\ \frac{\Delta X_i^3}{\rho_{ic}^j} & \frac{\Delta Y_i^3}{\rho_{ic}^j} & \frac{\Delta Z_i^3}{\rho_{ic}^j} & 0 & 0 & \lambda & 0 & c \\ \frac{\Delta X_i^4}{\rho_{ic}^4} & \frac{\Delta Y_i^4}{\rho_{ic}^4} & \frac{\Delta Z_i^4}{\rho_{ic}^4} & 0 & 0 & 0 & \lambda & c \end{pmatrix}$$

El vector X de parámetros o incógnitas

$$\underline{x}^T = [dX_i, dY_i, dZ_i, N_i^1, N_i^2, N_i^3, N_i^4, \delta_i]$$

El vector W, es idéntico al de pseudodistancias salvo el signo del Δ^{ion} que es de signo contrario.

$$W = \begin{pmatrix} R_i^1 - \rho_{c1} + c\Delta\delta^j - \Delta^{trop 1} + \Delta^{ion 1} \\ R_i^2 - \rho_{c2} + c\Delta\delta^j - \Delta^{trop 2} + \Delta^{ion 2} \\ \dots \dots \dots \\ R_i^n - \rho_{cn} + c\Delta\delta^j - \Delta^{trop n} + \Delta^{ion n} \end{pmatrix}$$

Para cuatro satélites observados desde un receptor en un instante tendremos que se plantean cuatro ecuaciones, pero nueve incógnitas, por ello con una época no se puede resolver. Cada época nueva incrementa en una incógnita al sistema (nuevo término del reloj $\delta_i(t)$). Así, para dos épocas hay ocho ecuaciones y nueve incógnitas, con lo que el problema aún no tiene solución. Para tres épocas hay doce ecuaciones y diez incógnitas que son:

- Los incrementos de coordenadas del punto $\Delta X_i, \Delta Y_i, \Delta Z_i$
- Las ambigüedades $N_i^1, N_i^2, N_i^3, N_i^4$ de los cuatro satélites
- Los estados del reloj del receptor $\delta_i(t_1), \delta_i(t_2), \delta_i(t_3)$, de las tres épocas

Por ello se deberá plantear que, si se observan cuatro satélites al menos tres épocas, y sus ecuaciones, al igual que en código, sea la ecuación simplificada siguiente sin los retardos atmosféricos, se deberán plantear tres veces estas cuatro ecuaciones, en los tiempos t_1, t_2, t_3 .

$$v_1 = \rho_{ic}^1 - R_i^1 + \left| \frac{\Delta X_i^1}{\rho_{ic}^1} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^1}{\rho_{ic}^1} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^1}{\rho_{ic}^1} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i + \lambda N_i^1$$

$$\begin{aligned}
 v_2 &= \rho_{ic}^2 - R_i^2 + \left| \frac{\Delta X_i^2}{\rho_{ic}^j} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^2}{\rho_{ic}^j} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^2}{\rho_{ic}^j} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i + \lambda N_i^2 \\
 v_3 &= \rho_{ic}^3 - R_i^3 + \left| \frac{\Delta X_i^3}{\rho_{ic}^j} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^3}{\rho_{ic}^j} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^3}{\rho_{ic}^j} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i + \lambda N_i^3 \\
 v_4 &= \rho_{ic}^4 - R_i^4 + \left| \frac{\Delta X_i^4}{\rho_{ic}^4} \right| dX_i + \left| \frac{\Delta Y_i^4}{\rho_{ic}^4} \right| dY_i + \left| \frac{\Delta Z_i^4}{\rho_{ic}^4} \right| dZ_i + c\Delta\delta_i + \lambda N_i^4
 \end{aligned}$$

$$W = \begin{pmatrix} R_i^1 - \rho_{ic}^1 + c\Delta\delta^1 \\ R_i^2 - \rho_{ic}^2 + c\Delta\delta^2 \\ \dots \dots \dots \\ R_i^4 - \rho_{ic}^4 + c\Delta\delta^4 \end{pmatrix}$$

El modelo general es $Ax - W = V$

Por lo tanto el modelo mínimo a plantear debe ser al menos en tres épocas diferentes (t_1, t_2, t_3) a cuatro satélites quedando la expresión general de la siguiente manera, donde se presentan 12 ecuaciones y diez incógnitas, en el modelo:

$$Ax - W = v$$

Vector de observaciones W ,

$$W = \begin{pmatrix} R_i^1 - \rho_{ict1}^1 \\ R_i^2 - \rho_{ict1}^2 \\ R_i^3 - \rho_{ict1}^3 \\ R_i^4 - \rho_{ict2}^4 \\ R_i^1 - \rho_{ict2}^1 \\ R_i^2 - \rho_{ict2}^2 \\ R_i^3 - \rho_{ict2}^3 \\ R_i^4 - \rho_{ict2}^4 \\ R_i^1 - \rho_{ict3}^1 \\ R_i^2 - \rho_{ict3}^2 \\ R_i^3 - \rho_{ict3}^3 \\ R_i^4 - \rho_{ict3}^4 \end{pmatrix}$$

Vector transpuesto de la incógnitas X ,

$$X^T = (dX_i \quad dY_i \quad dZ_i \quad N_i^1 \quad N_i^2 \quad N_i^3 \quad N_i^4 \quad \delta_{it1} \quad \delta_{it2} \quad \delta_{it3})$$

Vector transpuesto de residuos a minimizar V ,

$$V^T = (v_{1t1} \quad v_{2t1} \quad v_{3t1} \quad v_{4t1} \quad v_{1t2} \quad v_{2t2} \quad v_{3t2} \quad v_{4t2} \quad v_{1t3} \quad v_{2t3} \quad v_{3t3} \quad v_{4t3})$$

Matriz de diseño A,

$$A = \begin{pmatrix} \frac{\Delta X_i^1}{\rho_{ic}^1}(t_1) & \frac{\Delta Y_i^1}{\rho_{ic}^1}(t_1) & \frac{\Delta Z_i^1}{\rho_{ic}^1}(t_1) & \lambda & 0 & 0 & 0 & c & 0 & 0 \\ \frac{\Delta X_i^2}{\rho_{ic}^j}(t_1) & \frac{\Delta Y_i^2}{\rho_{ic}^j}(t_1) & \frac{\Delta Z_i^2}{\rho_{ic}^j}(t_1) & 0 & \lambda & 0 & 0 & c & 0 & 0 \\ \frac{\Delta X_i^3}{\rho_{ic}^j}(t_1) & \frac{\Delta Y_i^3}{\rho_{ic}^j}(t_1) & \frac{\Delta Z_i^3}{\rho_{ic}^j}(t_1) & 0 & 0 & \lambda & 0 & c & 0 & 0 \\ \frac{\Delta X_i^4}{\rho_{ic}^4}(t_1) & \frac{\Delta Y_i^4}{\rho_{ic}^4}(t_1) & \frac{\Delta Z_i^4}{\rho_{ic}^4}(t_1) & 0 & 0 & 0 & \lambda & c & 0 & 0 \\ \frac{\Delta X_i^1}{\rho_{ic}^1}(t_2) & \frac{\Delta Y_i^1}{\rho_{ic}^1}(t_2) & \frac{\Delta Z_i^1}{\rho_{ic}^1}(t_2) & \lambda & 0 & 0 & 0 & 0 & c & 0 \\ \frac{\Delta X_i^2}{\rho_{ic}^j}(t_2) & \frac{\Delta Y_i^2}{\rho_{ic}^j}(t_2) & \frac{\Delta Z_i^2}{\rho_{ic}^j}(t_2) & 0 & \lambda & 0 & 0 & 0 & c & 0 \\ \frac{\Delta X_i^3}{\rho_{ic}^j}(t_2) & \frac{\Delta Y_i^3}{\rho_{ic}^j}(t_2) & \frac{\Delta Z_i^3}{\rho_{ic}^j}(t_2) & 0 & 0 & \lambda & 0 & 0 & c & 0 \\ \frac{\Delta X_i^4}{\rho_{ic}^4}(t_2) & \frac{\Delta Y_i^4}{\rho_{ic}^4}(t_2) & \frac{\Delta Z_i^4}{\rho_{ic}^4}(t_2) & 0 & 0 & 0 & \lambda & 0 & c & 0 \\ \frac{\Delta X_i^1}{\rho_{ic}^1}(t_3) & \frac{\Delta Y_i^1}{\rho_{ic}^1}(t_3) & \frac{\Delta Z_i^1}{\rho_{ic}^1}(t_3) & \lambda & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c \\ \frac{\Delta X_i^2}{\rho_{ic}^j}(t_3) & \frac{\Delta Y_i^2}{\rho_{ic}^j}(t_3) & \frac{\Delta Z_i^2}{\rho_{ic}^j}(t_3) & 0 & \lambda & 0 & 0 & 0 & 0 & c \\ \frac{\Delta X_i^3}{\rho_{ic}^j}(t_3) & \frac{\Delta Y_i^3}{\rho_{ic}^j}(t_3) & \frac{\Delta Z_i^3}{\rho_{ic}^j}(t_3) & 0 & 0 & \lambda & 0 & 0 & 0 & c \\ \frac{\Delta X_i^4}{\rho_{ic}^4}(t_3) & \frac{\Delta Y_i^4}{\rho_{ic}^4}(t_3) & \frac{\Delta Z_i^4}{\rho_{ic}^4}(t_3) & 0 & 0 & 0 & \lambda & 0 & 0 & c \end{pmatrix}$$

Solución mínimos cuadrados:

$$x = (A^T A)^{-1} A^T W$$

13.3. Posicionamiento relativo. Cálculo de líneas base

El objetivo del posicionamiento relativo consiste en la determinación de las componentes del vector que une dos puntos A y B, donde uno de ellos se establece como fijo, a este vector se le llama *baselínea* o *línea base*. Las citadas componentes se determinarán, bien en incrementos de coordenadas o en la determinación del azimut, de la distancia relativa y la diferencia de altura. Este posicionamiento puede hacerse tanto con pseudodistancias como con medidas de fase, pero sólo se va a tratar el caso de medidas de fase.

Este posicionamiento requiere observaciones simultáneas desde dos estaciones A y B a dos satélites j y k, en dos épocas o tiempos de observación muy próximos, y a partir de estas exigencias se pueden crear diversas combinaciones lineales para eliminar o atenuar los errores sistemáticos propios de la observación de fase. Este método permite obtener grandes precisiones, puesto que anula o elimina la mayoría de los errores sistemáticos, y da solución a una red estática para obtener las precisiones que habitualmente se requieren. Al vector tridimensional entre dos puntos AB de los que simultáneamente se han tomado datos con dos receptores y se han procesado con técnicas diferenciales se le llama *baselínea* o *línea base*.

Las componentes del vector baselínea AB son:

$$\begin{pmatrix} X_B - X_A \\ Y_B - Y_A \\ Z_B - Z_A \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta X_{AB} \\ \Delta Y_{AB} \\ \Delta Z_{AB} \end{pmatrix}$$

Luego la ecuación de diferencia de fases entre dos receptores y dos satélites en el mismo instante t vendrá dada por:

$${}^k_B\Phi_A^j = \left(\frac{\Delta\rho_{BA}^{kj}}{\lambda} \right) + (\Delta N_{BA}^{kj}) + \left(\frac{\Delta_{BA}^{kj \text{ tropo}}}{\lambda} \right) - \left(\frac{\Delta_{BA}^{kj \text{ iono}}}{\lambda} \right)$$

Y en unidades lineales

$${}^k_B\Phi_A^j = {}_B\Phi_A^k - {}_B\Phi_A^j = \rho_{BA}^k - \rho_{BA}^j + \lambda N_{BA}^{kj} + \Delta_{BA}^{kj \text{ tropo}} - \Delta_{BA}^{kj \text{ iono}}$$

El desarrollo será similar a los anteriores, pero en este caso se debe tener en cuenta que las distancias:

$$\Delta\rho_{BA}^{kj} = \rho_{BA}^k - \rho_{BA}^j = \rho_B^k - \rho_A^k - \rho_B^j + \rho_A^j$$

Y esta expresión es la que hay que linealizar, de forma análoga a pseudodistancia, para las cuatro distancias

$$\rho_i^1 = \rho_{iC}^1 + \partial\rho_i^1$$

Exacto = calculado + error en el cálculo = observado + error observación

$$\begin{aligned}\rho_B^K &= \rho_{BC}^K + \left| \frac{\Delta X_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| dX_B + \left| \frac{\Delta Y_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| dY_B + \left| \frac{\Delta Z_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| dZ_B \\ \rho_A^K &= \rho_{AC}^K + \left| \frac{\Delta X_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| dX_A + \left| \frac{\Delta Y_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| dY_A + \left| \frac{\Delta Z_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| dZ_A \\ \rho_B^j &= \rho_{BC}^j + \left| \frac{\Delta X_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| dX_B + \left| \frac{\Delta Y_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| dY_B + \left| \frac{\Delta Z_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| dZ_B \\ \rho_A^j &= \rho_{AC}^j + \left| \frac{\Delta X_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| dX_A + \left| \frac{\Delta Y_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| dY_A + \left| \frac{\Delta Z_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| dZ_A\end{aligned}$$

En la ecuación de observación de dobles diferencias simplificada (sin retardos atmosféricos ni error multipath) se sustituirán los valores de ρ por las expresiones anteriores y se agrupan por correcciones a las coordenadas

$$\begin{aligned}{}^K\Phi_A^j &= {}_B\Phi_A^k - {}_B\Phi_A^j = \rho_{BA}^K - \rho_{BA}^j + \lambda N_{BA}^{kj} \\ {}^K\Phi_B^j &= {}_B\Phi_B^k - {}_B\Phi_B^j = \rho_B^K - \rho_B^K - \rho_B^j + \rho_B^j + \lambda N_{BA}^{kj} \\ {}^K\Phi_A^j &= {}_B\Phi_A^k - {}_B\Phi_A^j = \rho_B^K - \rho_A^K - \rho_B^j + \rho_A^j + \lambda N_{BA}^{kj} = \\ &(\rho_{BC}^K + \left| \frac{\Delta X_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| dX_B + \left| \frac{\Delta Y_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| dY_B + \left| \frac{\Delta Z_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| dZ_B) \\ &- (\rho_{AC}^K + \left| \frac{\Delta X_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| dX_A + \left| \frac{\Delta Y_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| dY_A + \left| \frac{\Delta Z_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| dZ_A) \\ &- (\rho_{BC}^j + \left| \frac{\Delta X_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| dX_B + \left| \frac{\Delta Y_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| dY_B + \left| \frac{\Delta Z_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| dZ_B) \\ &+ (\rho_{AC}^j + \left| \frac{\Delta X_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| dX_A + \left| \frac{\Delta Y_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| dY_A + \left| \frac{\Delta Z_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| dZ_A) \\ &+ \lambda N_{BA}^{kj}\end{aligned}$$

Ordenando términos:

$$\begin{aligned} {}^K_B\Phi_A^j = {}^K_B R_A^j = & (\rho_{BC}^K - \rho_{AC}^K - \rho_{BC}^j + \rho_{AC}^j) + \\ & \left(\left| \frac{\Delta X_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta X_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| \right) dX_B + \left(\left| \frac{\Delta Y_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta Y_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| \right) dY_B + \left(\left| \frac{\Delta Z_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta Z_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| \right) dZ_B - \\ & \left(\left| \frac{\Delta X_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta X_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| \right) dX_A + \left(\left| \frac{\Delta Y_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta Y_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| \right) dY_A - \left(\left| \frac{\Delta Z_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta Z_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| \right) dZ_A + \lambda N_{BA}^{kj} \end{aligned}$$

Ecuación para dos estaciones A y B a dos receptores k y j en un mismo instante. Una ecuación con 6 incógnitas de coordenadas y cuatro de ambigüedades.

En dobles diferencias éstas se hacen contra una estación que hace de referencia, por lo tanto se podrían considerar fijas estas coordenadas, por ello se podría abordar el problema si se consideran dos receptores A y B a dos épocas diferentes t_1 y t_2 y cuatro satélites (1,2,3 y 4) lo que se podrían establecer 6 ecuaciones de dobles diferencias desde AB y se tendrían tres incógnitas dX_B dY_B dZ_B , y en este caso tres ambigüedades N_{AB}^{12} , N_{AB}^{13} , N_{AB}^{14} .

Por simplicidad de expresión y tomando el receptor o vértice A como fijo o de referencia se establece

$$\begin{aligned} {}^K_B\Phi_A^j = {}^K_B R_A^j = & (\rho_{BC}^K - \rho_{AC}^K - \rho_{BC}^j + \rho_{AC}^j) + \\ & \left(\left| \frac{\Delta X_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta X_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| \right) dX_B + \left(\left| \frac{\Delta Y_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta Y_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| \right) dY_B + \left(\left| \frac{\Delta Z_B^K}{\rho_{BC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta Z_B^j}{\rho_{BC}^j} \right| \right) dZ_B - \\ & \left(\left| \frac{\Delta X_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta X_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| \right) dX_A + \left(\left| \frac{\Delta Y_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta Y_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| \right) dY_A - \left(\left| \frac{\Delta Z_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta Z_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| \right) dZ_A \end{aligned}$$

Y haciendo

- $a_{XB}^{jk} = \left(\left| \frac{\Delta X_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta X_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| \right)$
- $a_{YB}^{jk} = \left(\left| \frac{\Delta Y_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta Y_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| \right)$
- $a_{ZB}^{jk} = \left(\left| \frac{\Delta Z_A^K}{\rho_{AC}^k} \right| - \left| \frac{\Delta Z_A^j}{\rho_{AC}^j} \right| \right)$

En la expresión $v = Ax+w$ para dos receptores A y B, en dos épocas distintas t_1 y t_2 , tomando uno de estos puntos como referencia y fijo, punto A, toman los valores siguientes:

$$W = \begin{pmatrix} R_{ABt_1}^{12} - \rho_{ABt_1}^{12} \\ R_{ABt_1}^{13} - \rho_{ABt_1}^{13} \\ R_{ABt_1}^{14} - \rho_{ABt_1}^{14} \\ R_{ABt_2}^{12} - \rho_{ABt_2}^{12} \\ R_{ABt_2}^{13} - \rho_{ABt_2}^{13} \\ R_{ABt_2}^{14} - \rho_{ABt_2}^{14} \end{pmatrix} x = \begin{pmatrix} dX_B \\ dY_B \\ dZ_B \\ N_{AB}^{12} \\ N_{AB}^{13} \\ N_{AB}^{14} \end{pmatrix}$$

Y la matriz de diseño A será:

$$\begin{pmatrix} a_{XB}^{12}(t_1) & a_{YB}^{12}(t_1) & a_{ZB}^{12}(t_1) & \lambda & 0 & 0 \\ a_{XB}^{13}(t_1) & a_{YB}^{13}(t_1) & a_{ZB}^{13}(t_1) & 0 & \lambda & 0 \\ a_{XB}^{14}(t_1) & a_{YB}^{14}(t_1) & a_{ZB}^{14}(t_1) & 0 & 0 & \lambda \\ a_{XB}^{12}(t_2) & a_{YB}^{12}(t_2) & a_{ZB}^{12}(t_2) & \lambda & 0 & 0 \\ a_{XB}^{13}(t_2) & a_{YB}^{13}(t_2) & a_{ZB}^{13}(t_2) & 0 & \lambda & 0 \\ a_{XB}^{14}(t_2) & a_{YB}^{14}(t_2) & a_{ZB}^{14}(t_2) & 0 & 0 & \lambda \end{pmatrix}$$

Problema a resolver $x = (A^T A)^{-1} A^T W$ donde se obtienen las correcciones a las coordenadas aproximadas del punto B.

Si se observan simultáneamente más de $n \geq 5$ satélites, de los cuales uno es el de referencia, se pueden construir $n-1$ dobles diferencias para una misma época, luego para dos estaciones tendríamos $n+5$ incógnitas, $n-1$ ambigüedades y las seis coordenadas de incrementos a las coordenadas aproximadas, si no se toma fija ninguna estación. En este caso el sistema tiene más incógnitas que ecuaciones, por tanto se realizaran tres épocas consecutivas. Pero si se considera una de las estaciones como fija, bastará realizar cuatro satélites y dos épocas o instantes consecutivos

13.4. Ajuste de una red de vectores GNSS

El ajuste de una red GNSS con dos receptores trabajando conjuntamente, ajuste líneas base o vectores de posición entre dos puntos se plantea a partir de la diferencia de coordenadas entre ambos puntos.

Ecuación de observación en función de diferenciales de coordenadas cartesianas geocéntricas: sean dos puntos $(X_j Y_j Z_j)$ e $(X_i Y_i Z_i)$ cuyas coordenadas aproximadas sean (X_j^0, Y_j^0, Z_j^0) y (X_i^0, Y_i^0, Z_i^0) .

Las ecuaciones de observación planteadas serán:

$$(X_{j0} + dx_j) - (X_{i0} + dx_i) = \Delta X_i^j + v_{\Delta x}$$

$$(Y_{j0} + dy_j) - (Y_{i0} + dy_i) = \Delta Y_i^j + v_{\Delta y}$$

$$(Z_{j0} + dz_j) - (Z_{i0} + dz_i) = \Delta Z_i^j + v_{\Delta z}$$

Por lo tanto:

$$dx_j - dx_i - \Delta X_i^j + (X_{j0} - X_{i0}) = v_{\Delta x}$$

$$dy_j - dy_i - \Delta Y_i^j + (Y_{j0} - Y_{i0}) = v_{\Delta y}$$

$$dz_j - dz_i - \Delta Z_i^j + (Z_{j0} - Z_{i0}) = v_{\Delta z}$$

donde las incógnitas son los valores $(dx_j, dx_i, dy_j, dy_i, dz_j, dz_i)$.

que de forma matricial se representara por:

$$Ax - W = v$$

y la solución será:

$$x = (A^T P A)^{-1} A^T P w$$

La formación del modelo depende de la matriz de pesos, en el posicionamiento relativo las observaciones se consideran correladas. Se puede utilizar las desviaciones típicas dependientes de la longitud de las líneas base, y entonces las covarianzas se toman nulas, o tomar la matriz varianza covarianza completa, esta ponderación es la más habitual.

13.5. Matriz varianza-covarianza. Correlación entre combinaciones de fases

En el posicionamiento GNSS se genera gran número de ecuaciones, es decir, un modelo superabundante en ecuaciones frente a incógnitas, que se resuelve el problema por un ajuste mínimo cuadrático, *para ello se necesita no sólo un modelo matemático, sino también un modelo estocástico, que define el comportamiento de los errores y su propagación*, lo que requiere conocer la matriz de covarianzas.

El modelo establece que los errores aleatorios producidos en la media de fase siguen una distribución normal, de media cero y varianza σ^2 y todas las observaciones realizadas tienen igual peso $P=I$, son independientes y por tanto incorreladas.

Las fases por tanto son linealmente independientes o incorreladas. Por ello la matriz de varianza-covarianza de las observaciones es una matriz diagonal que viene expresada por:

$$\Sigma_{\phi} = \sigma^2 I$$

I es la matriz unidad, cuya dimensión será el resultado de multiplicar el número de satélites por el número de receptores y por el número de épocas.

13.5.1. Correlaciones de las simples diferencias

Considerando las simples diferencias entre dos puntos o receptores A y B, un satélite j, en una época t:

$${}_B\Phi_A^j = \Phi_B^j(t) - \Phi_A^j(t)$$

Si se forma otra simple diferencia, para los dos mismos puntos, pero con otro satélite k, y la misma época:

$${}_B\Phi_A^k = \Phi_B^k(t) - \Phi_A^k(t)$$

Estas dos simples diferencias, podemos expresarlas del siguiente modo:

$$\begin{pmatrix} \Delta\Phi_{AB}^k \\ \Delta\Phi_{AB}^j \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Phi_A^j \\ \Phi_B^j \\ \Phi_A^k \\ \Phi_B^k \end{pmatrix}$$

Y si llamamos

$$C = \begin{pmatrix} -1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \end{pmatrix}$$

Aplicando la ley de propagación de errores la covarianza de simples diferencias y sustituyendo el valor de la matriz de observación Σ_{Φ} se obtiene:

$$\text{Cov}(\text{SD}) = \Sigma_{\Phi\Phi} = C \Sigma_{\Phi} C^T = C \sigma^2 I C^T = \sigma^2 C C^T$$

$$\underline{C} \underline{C}^T = 2 \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} = 2 I$$

que sustituyendo obtenemos:

$$\text{COV}(\text{SD}) = \Sigma_{\Phi\Phi} = \sigma^2 \begin{pmatrix} 2 & 0 \\ 0 & 2 \end{pmatrix} = 2 \sigma^2 I$$

Las diferencias simples están incorreladas, ya que su matriz de varianza covarianza sólo tiene elementos en la diagonal. No obstante tiene un ruido $\sqrt{2}$ veces superior a la medida de fase. Si consideramos más de una época, la matriz de covarianzas tendrá la dimensión del número de simples diferencias consideradas.

13.5.2. Correlaciones de las dobles diferencias

Sean dos receptores A y B, y tres satélites, j, k, l, y el satélite de referencia j y una época t. Las observaciones de dobles diferencias:

$$\Phi_{AB}^{jk}(t) = \Phi_{AB}^k(t) - \Phi_{AB}^j(t)$$

$$\Phi_{AB}^{jl}(t) = \Phi_{AB}^l(t) - \Phi_{AB}^j(t)$$

Expresado de la forma siguiente:

$$\begin{aligned}\nabla\Delta\Phi_{AB}^{jk} &= \Delta\Phi_{AB}^k - \Delta\Phi_{AB}^j \\ \nabla\Delta\Phi_{AB}^{jl} &= \Delta\Phi_{AB}^l - \Delta\Phi_{AB}^j\end{aligned}$$

Por lo tanto:

$$\begin{pmatrix} \Phi^{jk}_{AB}(t) \\ \Phi^{jl}_{AB}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -1 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Phi^j_{AB}(t) \\ \Phi^k_{AB}(t) \\ \Phi^l_{AB}(t) \end{pmatrix}; C = \begin{pmatrix} -1 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

La matriz de covarianzas viene dada por:

$$\begin{aligned}\Sigma_{DD} &= C \Sigma_{SD} C^T \\ \Sigma_{DD} &= 2\sigma^2 C C^T \\ \Sigma_{DD} &= 2\sigma^2 \begin{pmatrix} 2 & 1 \\ 1 & 2 \end{pmatrix}\end{aligned}$$

Lo que muestra que las dobles diferencias están correlacionadas.

Y la matriz de pesos, se obtiene de la inversa de la matriz de covarianzas:

$$\underline{P}(t) = \Sigma_{DD}^{-1} = \frac{1}{2\sigma^2} \frac{1}{3} \begin{bmatrix} 2 & -1 \\ -1 & 2 \end{bmatrix}$$

Para el caso de dos dobles diferencia en una época t

En el caso de disponer de n dobles diferencias para esa misma época, la matriz de pesos viene dada por:

$$\underline{P}(t) = \frac{1}{2\sigma^2} \frac{1}{n+1} \begin{bmatrix} n & -1 & \dots & -1 \\ -1 & n & \dots & -1 \\ \dots & \dots & \dots & -1 \\ -1 & -1 & \dots & n \end{bmatrix}$$

En el caso de trabajar con m épocas, la matriz de peso resultante será:

$$\begin{pmatrix} P(t_1) & .. & .. & .. & .. \\ .. & P(t_2) & .. & .. & .. \\ .. & .. & P(t_3) & .. & .. \\ .. & .. & .. & .. & .. \\ .. & .. & .. & .. & .. \end{pmatrix}$$

La matriz es diagonal, pero los elementos de la diagonal son así mismo una matriz. Las matrices $P(t_i)$ no tienen por qué tener la misma dimensión, dado que su dimensión dependerá del número de dobles diferencias que existan en cada época.

13.5.3. Correlaciones de las triples diferencias

Es la situación más complicada, ya que se debe considerar varias soluciones, por ello se va a describir una situación genérica. La covarianza de una única triple diferencia se calcula aplicando la ley de propagación de covarianzas a la siguiente relación:

$$\Phi_{AB}^{jk}(t_{12}) = \Phi_{AB}^k(t_2) - \Phi_{AB}^j(t_2) - \Phi_{AB}^k(t_1) + \Phi_{AB}^j(t_1)$$

Formamos ahora dos triples diferencias, con el mismo número de épocas, pero añadiendo un satélite más, el l:

$$\Phi_{AB}^{jk}(t_{12}) = \Phi_{AB}^k(t_2) - \Phi_{AB}^j(t_2) - \Phi_{AB}^k(t_1) + \Phi_{AB}^j(t_1)$$

$$\Phi_{AB}^{jl}(t_{12}) = \Phi_{AB}^l(t_2) - \Phi_{AB}^j(t_2) - \Phi_{AB}^l(t_1) + \Phi_{AB}^j(t_1)$$

Sean:

$$\underline{\text{Triples DT}} = \begin{pmatrix} \Phi_{AB}^{jk}(t_{12}) \\ \Phi_{AB}^{jl}(t_{12}) \end{pmatrix}; C = \begin{pmatrix} 1 & -1 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & -1 & -1 & 0 & 1 \end{pmatrix} \text{SD} = \begin{pmatrix} \Phi_{AB}^j(t_1) \\ \Phi_{AB}^k(t_1) \\ \Phi_{AB}^l(t_1) \\ \Phi_{AB}^j(t_2) \\ \Phi_{AB}^k(t_2) \\ \Phi_{AB}^l(t_2) \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} \delta \nabla \Delta \Phi_{AB}^{jk}(t_{12}) \\ \delta \nabla \Delta \Phi_{AB}^{jl}(t_{12}) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & -1 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & -1 & -1 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Phi_{AB}^j(t_1) \\ \Phi_{AB}^k(t_1) \\ \Phi_{AB}^l(t_1) \\ \Phi_{AB}^j(t_2) \\ \Phi_{AB}^k(t_2) \\ \Phi_{AB}^l(t_2) \end{pmatrix}$$

y la matriz de covarianzas para el caso de triples diferencias:

$$\Sigma_{TD} = C \Sigma_{SD} C^T$$

$$\Sigma_{TD} = 2 \sigma^2 C C^T$$

$$\Sigma_{TD} = 2 \sigma^2 \begin{pmatrix} 4 & 2 \\ 2 & 4 \end{pmatrix}$$

Las triples diferencias están correladas. Las triples diferencias presentan un ruido $2\sqrt{2}$ veces superior al observable de fase.

13.6. Esquema: cálculo líneas base software comercial

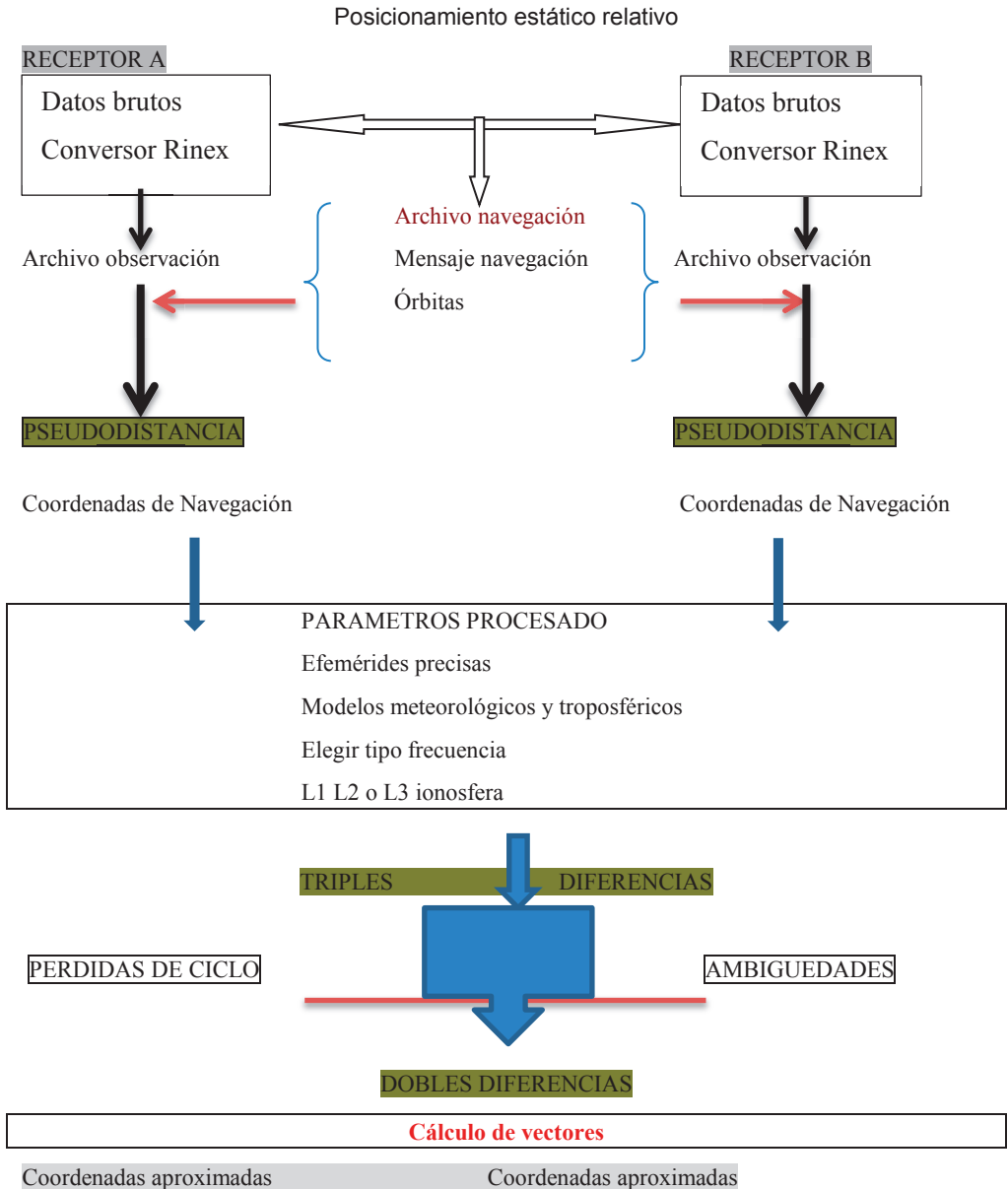


Figura 13.2 Esquema de cálculo de líneas base programa comercial

13.7. Cálculos de redes de alta precisión

Cuando se procesan o trabajan redes de alta precisión, tanto para estudios geodinámicos, como geodésicos, se recurre software científico, donde se tienen en cuenta todos los factores que pueden modificar tanto los marcos de referencias como el procesamiento de los observables.

Los programas científicos para cálculos GNSS más relevantes son:

- GAMIT-GLOBK, Department of Earth Atmospheric and Planetary Sciences (Massachusetts Institute of Technology)
- GIPSY-OASIS (Jet Propulsion Laboratory – NASA)
- BERNESE, Universidad de Berna. En el caso del software Bernese el esquema de cálculo se indica en la Figura 13.3

Como ítems diferenciados frente a un software comercial en el procesamiento, está el cálculo las velocidades de estaciones, parámetros de rotación del polo, correcciones por cargas oceánicas y correcciones por mareas terrestres.

Velocidades de las estaciones

Las coordenadas de las estaciones de las redes geodésicas, se publican con respecto a un marco de referencia y en una época específica en el tiempo, este hecho implica que las coordenadas para un punto con respecto al marco de referencia son válidas solamente para la fecha o época especificada. Se puede afirmar, por tanto, que las coordenadas de una red en un marco y época definida son como “una fotografía” de dicha red. La aplicación del efecto del tiempo en el procesamiento de datos GNSS se traduce en la obtención de órdenes de exactitud más altos y una mejora en la consistencia con el marco de referencia adoptado, en especial para las zonas en donde intervienen en el procesamiento de datos estaciones de referencia en diferentes placas tectónicas o en las que existan otro tipo de desplazamientos, como vulcanismo, sismicidad o subsidencia.

Parámetros de orientación de la Tierra. Movimiento del polo

Los EOP (Earth Orientation Parameters) son parámetros de orientación que permiten relacionar el sistema terrestre medio con el sistema celeste medio. Por causa de la variación de la rotación terrestre, al cambiar su orientación respecto a las órbitas de los satélites es necesario corregir este efecto. Son calculados por el IERS (International Earth Rotation And Reference Systems Service). El IGS (International GNSS Service) proporciona soluciones de EOP como un servicio del IERS.

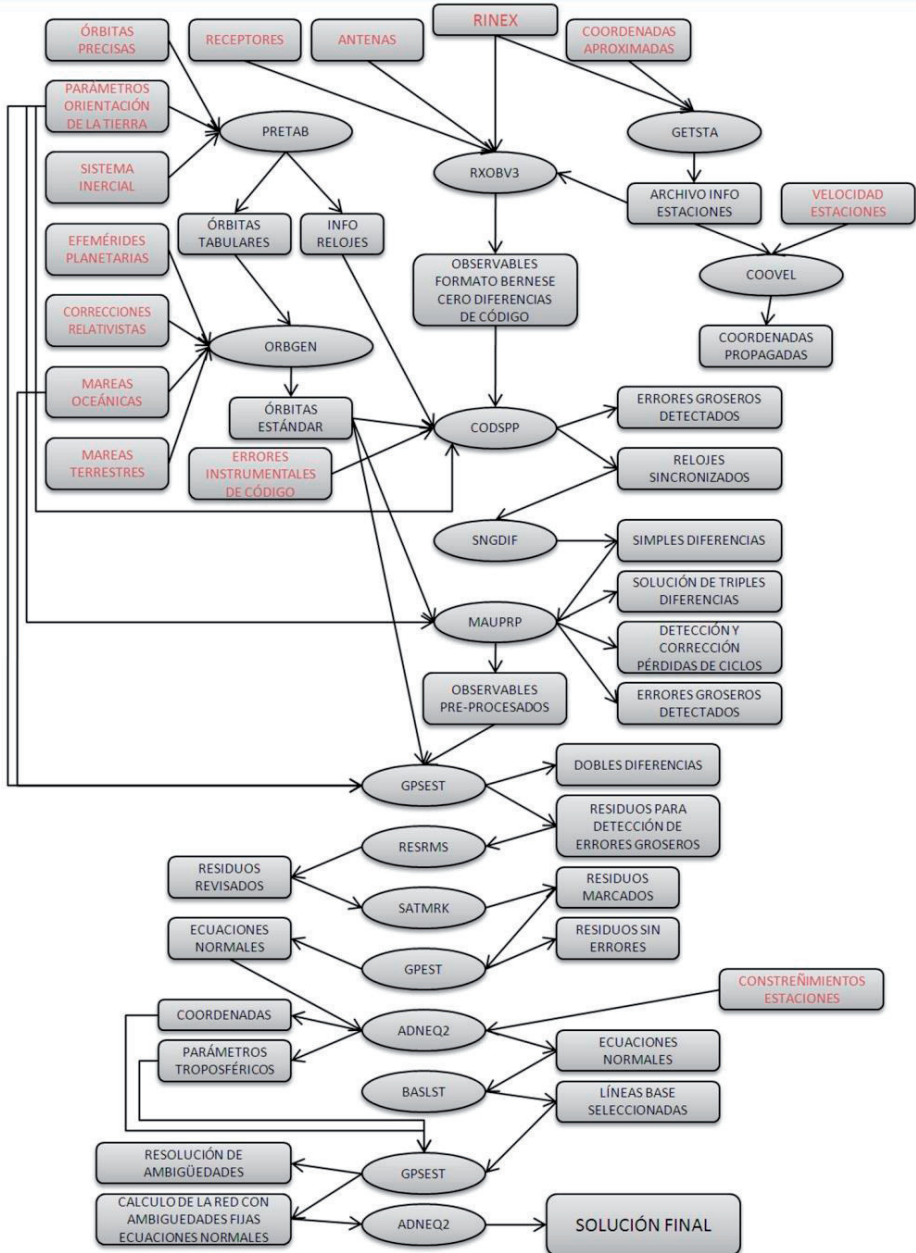


Figura 13.3 Esquema de cálculo programa Bernese

Correcciones por cargas oceánicas

Las cargas oceánicas originan una serie de efectos sobre la superficie terrestre. Estos efectos pueden dividirse en tres partes principales: La primera, la deformación elástica de la Tierra bajo el peso de las masas de agua oceánica. La segunda, la atracción gravitatoria directa que ejercen estas masas de agua. Finalmente, como consecuencia de las dos anteriores, se produce una redistribución de masas en el interior de la Tierra que origina, a su vez, variaciones de gravedad.

Sobre la superficie terrestre el efecto de las cargas oceánicas se observa periódicamente en forma de deformaciones y variaciones de gravedad y afecta, por tanto, a observaciones geodésicas y geofísicas. Los desplazamientos originados por las cargas oceánicas pueden alcanzar un rango de varios centímetros, por lo que dichos desplazamientos deben corregirse sobre las observaciones GNSS para obtener altas precisiones. En la página web del Observatorio Espacial de Onsala se disponen de los datos para realizar el cálculo de los desplazamientos de las estaciones de referencia empleando modelos de cargas oceánicas. Un modelo frecuente es el FES2004.

Correcciones por mareas terrestres

La suma de los efectos gravitatorios del Sol, la Luna y los planetas del Sistema Solar afectan a la Tierra no sólo a la hidrosfera, sino también en las zonas continentales, ocasionando las mareas terrestres. Este hecho afectará a cualquier medida geodésica efectuada sobre la superficie terrestre, por lo que, para cálculos precisos, debemos tener en cuenta tal efecto y corregirlo adecuadamente ya que las mareas terrestres provocan que los observables geodésicos de precisión sean dependientes del tiempo, debiendo reducirse a un estado cuasiestacionario de invarianza temporal. El fenómeno afectará, sobretodo, a la componente radial, es decir a la altura elipsoidal, mientras que el efecto en planimetría será mucho más modesto. En el proceso de cálculo estos efectos se corrigen introduciendo las efemérides planetarias correspondientes.

13.8. Bibliografía

Berrocoso Ramírez, M. (2004). El sistema de posicionamiento global. Servicio de publicaciones Universidad de Cádiz.

Duquenne, F., Botton, S., Peyret, F., Bétailte, D. y Willis, P. (2005). GPS Localisation et navigation par satellites. Editorial Lavoisier. Paris.

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). GNSS. Editorial Springer Wien NewYork.

Leick, A. (2004). GPS Satellite Surveying. Editorial Wiley. New Jersey.

Seeber, G.(2003) Satellite Geodesy. Editorial Walter de Gruyter. Berlin. New York.

Capítulo 14

Análisis estadístico de hipótesis y resultados. Fiabilidad y precisión

14.1. Análisis estadístico de hipótesis y resultados

La solución y ajuste de redes topogeodésicas se resuelve por el método de mínimos cuadrados, y éste está conformado por un modelo matemático y un modelo estocástico. El primero, el modelo matemático, establece una serie de relaciones matemáticas y de observación, entre observaciones y parámetros. El modelo estocástico describe la distribución esperada de los errores de las observaciones, es decir el comportamiento del observable. Pero no basta con dar el mejor resultado posible del modelo, hay que realizar pruebas estadísticas para validar el modelo, ya que tanto el modelo matemático como el estocástico están basados en suposiciones. Es decir, una vez realizado el ajuste riguroso de la red en cuestión, es necesario ratificar si las hipótesis previas establecidas son coherentes o no con los resultados calculados, cifrando el poder de afirmación de su aceptación o rechazo.

A partir de las varianzas a priori y posteriori, de las matrices varianza covarianza y de los residuos w_i se aborda el análisis de la fiabilidad y precisión.

Así mismo, se debe analizar si se han deslizado posibles errores groseros, y hay que acompañar los resultados de indicadores de fiabilidad y de precisión.

La precisión de una red se puede definir como la influencia de las variables estocásticas de la red sobre las coordenadas, y vendrán cifradas por las elipses absolutas y relativas de error. La elipse absoluta estándar representa el valor de precisión en el punto, es decir la influencia de los errores aleatorios sobre las coordenadas. Las elipses relativas

representa la precisión entre un par de estaciones. Las medidas de la precisión vendrán dadas a partir de la matriz varianza-covarianza de las incógnitas, y de los residuos.

Se ha admitido y demostrado que el modelo de ajuste riguroso empleado es el de Gauss-Markov y éste requiere la formulación de un modelo matemático y de un modelo estadístico, por tanto será preciso verificar si la adecuación a cada caso concreto mantiene el debido rigor en la exposición de la teoría y algoritmos. En la Figura 14.1. se muestra un esquema acerca del estudio estadístico de la red. Será preciso establecer criterios sobre:

- Los valores a priori y a posteriori de los estimadores de las varianzas de los observables de peso unidad y su inferencia estadística.
- Las figuras recintos y geometría general de errores de la red y en cada punto de ella su valoración e interpretación rigurosa.
- Los constreñimientos previos establecidos (puntos fijos, orientaciones, bases medidas) y su influencia en la posible introducción de errores de la red.
- Los pesos a priori asignados a los observables y su adecuación a la realidad de la observación efectuada.
- La detección, valoración y eliminación de posibles errores groseros de observación.

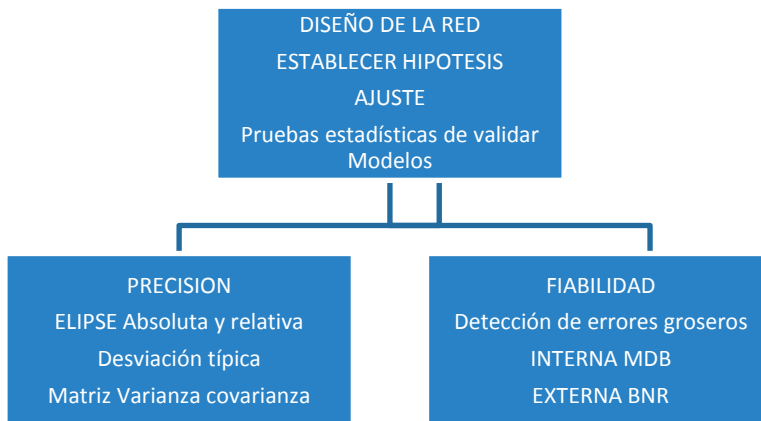


Figura 14.1. Esquema de análisis de una red

Las pruebas o test para validar el modelo, detectar errores y analizar sus comportamientos más habituales en Geodesia son:

- Test sobre los datos observados antes del cálculo o ajuste:
 - Test de normalidad de las observaciones, es un test χ^2 .

- Análisis observable GPS. TEQC
- Test de las observaciones y red tras el ajuste:
 - Test detección de errores sistemáticos para ello se utiliza el t-test, apoyado en la distribución de Student.
 - Pruebas para validar el modelo o contrastes de varianzas (Prueba F y prueba χ^2).
 - Test de detección de errores groseros Test de Baarda y test T de Pope o Tau.
 - Análisis de fiabilidad y figuras de error.

14.2. Pruebas estadísticas: consideraciones generales

En Geodesia o Topografía en una medición el número de medidas posibles es infinito, su población es infinita, pero es obvio que se trabaja sólo con una muestra de ésta, por eso hay que recurrir a la inferencia estadística, para sacar conclusiones de la población a partir del análisis de la muestra. La inferencia estadística se aplica cuando se quiere establecer una opinión o afirmación sobre la población a partir del estudio de una muestra de ella. Se hace o bien a partir de la estimación de parámetros o bien del contraste de hipótesis.

La estimación de parámetros puede ser de forma puntual, de manera que se desea estimar los parámetros de la población mediante el correspondiente estadístico obtenido de la muestra, o bien una estimación por intervalos consistente en obtener un intervalo tal que haya una determinada probabilidad de que contenga entre sus límites el verdadero valor del parámetro a estimar.

Un contraste de hipótesis, prueba o test estadístico es un procedimiento para aceptar o rechazar una hipótesis, sobre un parámetro desconocido de una distribución poblacional, a base de información de una muestra aleatoria representativa de esa población.

Un test de una hipótesis es un procedimiento estadístico usado para tomar una decisión sobre el valor de un parámetro poblacional. Una hipótesis estadística se define como una sentencia cuantitativa sobre la función de densidad de probabilidad postulada y sus parámetros (Vanicek y Krakiwsky, 1986). Un contraste de hipótesis requiere definir una hipótesis nula.

Una hipótesis nula (H_0), supuesta verdadera, es aquella en la que se postula que los parámetros de la población tengan ciertos valores particulares. En general, para cada hipótesis nula hay un número infinito de hipótesis alternativas (H_1) que asumen diferentes valores para los parámetros de la población.

Así la hipótesis nula es el nivel de referencia a partir del cual se tiene que detectar mediante test estadísticos cualquier desviación de la hipótesis alternativa diferente. Como toda decisión basada en probabilidad no podremos garantizar la verdad absoluta, por

ello hay que establecer un nivel de probabilidad de confianza, y ligado a él un nivel de error, llamado nivel de significación.

El Chequeo estadístico consta de:

- Establecimiento de la hipótesis nula H_0 y alternativa
- Selección del estadístico y su probabilidad asociada
- Elección del nivel de significación α para el test
- Elección de la potencia del test $1-\beta$, si procede
- Cálculo de los valores límite o región crítica
- Comparación del estadístico asociado y su distribución teórica
- Toma de decisión de aceptar o rechazar la hipótesis H_0

Resulta evidente que se pueden obtener dos resultados al probar una hipótesis: que ésta sea aceptada o que se rechace, lo cual será decidido por un punto de corte específico del **valor crítico**. Los valores críticos se determinan al seleccionar un **nivel de significación α** . La probabilidad de que el valor crítico sea excedido, aunque la serie de suposiciones sea válida, es igual a α . En otras palabras, α es la probabilidad de un rechazo incorrecto. Asimismo, el **nivel de confianza** complementario $1-\alpha$, es una medida de la confianza que se puede obtener en esta decisión.

Alfa α (%)

Es la probabilidad de rechazar una buena observación. Valores del orden del 0.01, 0.05 son valores normales en la mayoría de las pruebas, a este valor α se le llama nivel de significación y al complementario hasta 100 % (99, 95 %) se le llama nivel de confianza.

Beta β (%)

Se puede definir como la fortaleza de la prueba o *la probabilidad de aceptar una mala observación*. Al valor **$1-\beta$** se le llama **potencia del test**, está asociada a la probabilidad de rechazar una hipótesis.

Un valor frecuente de potencia de test es de 80% y en redes GNSS se toma como valor predeterminado, ya que se ha comprobado que es un valor adecuado. Si se establece este parámetro con un valor más alto, se puede correr el riesgo de que una buena observación sea rechazada.

Algunos autores cambian el término de β , aunque la prueba y el resultado es el mismo, sólo que para unos β es la potencia del test y para otros $1-\beta$, luego los valores son complementarios hasta el 100%. La mayoría de matemáticos, estadistas y geodestas (Leick) utilizan el término $1-\beta$ como potencia del test, otros, caso Leica, es β la potencia del test.

Al probar una hipótesis nula H_0 se pueden presentar dos situaciones desfavorables, dos tipos de errores potenciales, identificados como errores Tipo I y Tipo II, envueltos en un test estadístico, como se muestra en la Tabla 14.1.:

- Que H_0 sea rechazada, cuando en realidad es verdadera. La probabilidad de que esto ocurra es igual al nivel de significancia α . A esta situación se le conoce como error de Tipo I.
- Que H_0 sea aceptada, cuando en realidad es falsa. La probabilidad de que esto ocurra es β , donde $1 - \beta$ es la potencia de la prueba. A la situación de aceptar una hipótesis siendo falsa se le conoce como error de Tipo II.

Tabla 14.1. Resultados de prueba de una hipótesis nula

SITUACIÓN	DECISIÓN: aceptar H_0	DECISIÓN: rechazar H_0
H_0 verdadera	Decisión correcta: Probabilidad= $1-\alpha$	Error tipo I Probabilidad = α
H_0 falsa	Error Tipo II: Probabilidad β	Decisión correcta: Potencia del test = $1-\beta$

El error Tipo I se define como el error que se comete al rechazar la hipótesis nula H_0 cuando H_0 es realmente cierta. La probabilidad de cometer este tipo de error se llama “nivel de significación” indicado por α , y la probabilidad de tomar la decisión correcta se llama “nivel de confianza” ($1-\alpha$).

El error Tipo II se define como el error que se comete como consecuencia de aceptar la hipótesis nula H_0 cuando es realmente falsa (es decir, que H_0 sea cierta), indicando por β la probabilidad de cometer este tipo de error. Un valor típico de β es 0.2 ó 20 %. La probabilidad de tomar la decisión correcta se llama “potencia del test” ($1-\beta$). Ésta es la probabilidad de rechazar la hipótesis nula H_0 cuando es realmente falsa. En la Figura 14.2. se muestra una gráfica donde se indican estas probabilidades.

Si se disminuye α , es decir se es más exigente a la hora de rechazar H_0 , entonces aumentara β , luego se pierde capacidad de optar por H_1 siendo cierta, es decir disminuye la potencia del test. Si se aumenta α para mejorar la potencia aumentara la probabilidad de rechazar H_0 indebidamente.

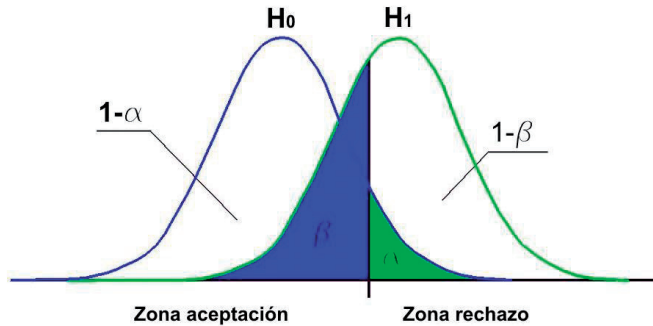


Figura 14.2. Error tipo I y tipo II

Por ello valores frecuentes es utilizar $\alpha = 0.05$ y $\beta = 0.20$, es decir potencia del test del 80%. El análisis puede realizarse a priori sobre los observables o tras la realización del ajuste. En la Figura 14.3. se muestra un esquema de los test y pruebas de cálculo y ajuste de una red topogeodésica.



Figura 14.3. Test y pruebas cálculo y ajuste de una red topogeodésica

14.3. Pruebas o test tras el ajuste

El método de ajuste por mínimos cuadrados parte de que todos los errores groseros y efectos sistemáticos se han eliminado antes de que se realice el ajuste, estando afectadas las observaciones sólo por los errores accidentales. Por ello, una parte importante del análisis se concentra en la detección y eliminación de errores groseros de pequeña magnitud, asumiendo que los errores groseros de gran magnitud se han detectado y eliminado durante la toma de las observaciones. Las pruebas a posteriori se apoyan fundamentalmente en el análisis estadístico de los residuos estimados de las observa-

ciones, ya que los residuos estimados son, en principio, indicativos del comportamiento de las observaciones y del modelo matemático. Por tanto, las observaciones y el modelo son de hecho chequeados simultáneamente.

Los test o pruebas estadísticas más frecuentes van a consistir, primero en validar el modelo matemático y estocástico, con los llamados test globales, analizar la presencia de errores groseros, su detección, y cómo aquellos no eliminados pueden perturbar la solución.

El modelo estocástico elegido, parte de un factor de varianza a priori y su valor es la unidad, con la aplicación del modelo de mínimos cuadrados, se obtiene un estimador de éste, estimador de la varianza de peso unidad, y por ello distinguiremos entre:

- $\hat{\sigma}_0^2$ = factor de varianza a posteriori, el cual depende de los residuales calculados y de la redundancia.
- σ_0^2 = factor de varianza a priori. Varianza referencia. *Reference variance*.

14.3.1. Pruebas o test estadísticos para validar el modelo

Se les suele llamar test globales del modelo, ya que sirven para analizar la bondad del ajuste, es decir analizar la compatibilidad entre la varianza a posteriori y la varianza a priori. Se apoyan en la distribución F de Fisher o Snedecor o en la Distribución χ^2 de Pearson o Chi-cuadrado.

El ajuste por mínimos cuadrados permite establecer unos pesos a priori y por tanto establecer la varianza de las observaciones de peso unidad, es decir la varianza a priori o poblacional, y obtener en base a los residuos de las observaciones y a la matriz de pesos un estimador a posteriori de esa varianza.

Esto, desde el punto de vista estadístico, permite establecer si el ajuste ha sido correcto y los modelos matemáticos y estocásticos son coherentes.

Para ello la hipótesis nula es $H_0: \hat{\sigma}_0^2 = \sigma_0^2$ y alternativa $H_1: \hat{\sigma}_0^2 \neq \sigma_0^2$.

El decir, que la varianza a priori de peso unidad es estadísticamente igual a la varianza a posteriori; no quiere decir que sean numéricamente igual, sino estadísticamente coherentes, generalmente de valores muy parecidos y próximos a la unidad. Para validar esto se aplican dos tipos de test o pruebas: la prueba F y la chi-cuadrado.

La prueba o test chi-cuadrado χ^2 se ajusta más para comparar muestra con población, es decir parte de un factor de varianza a priori conocido. Si se desconoce la varianza a priori, o se comparan dos muestras se aplicará la prueba F.

14.3.2. Test global χ^2

Se le conoce también como la prueba del modelo completo, ya que lo analiza en forma general, para validar o no el ajuste de la red. El test chi-cuadrado χ^2 , test de ratio de la varianza o test de la bondad del ajuste, es empleado para analizar el valor esperado de la varianza a posteriori del observable de peso unidad comparándolo con el valor estimado a priori.

El modelo establece un valor de estimador a priori de la varianza del observable de peso unidad, s^2 , igual a uno, que como es obvio siempre numéricamente será un valor distinto del calculado a posteriori. El sistema que se emplea para la verificación estadística que permita cifrar el grado de cumplimiento de dicho condicionado es el test χ^2 .

Se establecen las hipótesis nula $H_0: \hat{\sigma}_0^2 = \sigma_0^2$ y alternativa $H_1: \hat{\sigma}_0^2 \neq \sigma_0^2$.

Para chequear H_0 , se establece el estadístico Y , que debe seguir una distribución chi-cuadrado.

$$Y = \frac{\hat{\sigma}_0^2}{\sigma_0^2} \sim \chi_{\alpha,r},$$

- $\hat{\sigma}_0^2$ = factor de varianza a posteriori, el cual depende de los residuales calculados y de la redundancia.
- σ_0^2 = factor de varianza a priori

Se acepta H_0 si:

$$Y \leq \chi_{\alpha,r}^2$$

Si se cumple la condición, se acepta la hipótesis nula, se dice que existe coherencia entre el modelo matemático y estadístico al ser compatible la varianza a posteriori y la varianza a priori.

Admitida la hipótesis nula como el elemento determinante de la aceptación o rechazo de la compensación, dependiendo de la muestra realizada, se procede a analizar lo que ocurre con la red, y se analiza su fiabilidad externa, interna y figuras de error.

Es frecuente realizar un Test χ^2 con una probabilidad mínima del 95%. El nivel de confianza es del 95%, que supone un factor multiplicador de 3.5.

Tanto la prueba F como la χ^2 son pruebas de validación del modelo, y en caso que se rechace el modelo y los resultados, no indican cuál es la causa que origina el rechazo, por eso se establecen otras pruebas basadas en la búsqueda de un error grosero en las observaciones, y para ello se utilizan los test de Baarda y Pope, para analizar los datos buscando un error grosero. Tanto la prueba F como la χ^2 se les conocen habitualmente

como el test de la varianza de peso unidad, aunque es más habitual dejar este concepto para el χ^2 .

14.3.3. Prueba F

Se trata de una prueba global, como el test chi-cuadrado, el estadístico F se utiliza más para comparar dos varianzas de dos muestras provenientes de la misma población. Es decir, en el caso de GNSS, comparara la varianza de un primer ajuste libre, con la varianza de un segundo ajuste ligado, o la comparación de dos varianzas de dos ajustes, o solución de ambigüedades.

En estadística se denomina prueba F de Snedecor a cualquier prueba en la que el estadístico utilizado sigue una distribución F.

Este Test enuncia lo siguiente:

La hipótesis

$$H_0: \hat{\sigma}_0^2 = \sigma_0^2 \text{ y } H_1: \hat{\sigma}_0^2 \neq \sigma_0^2.$$

El estadístico utilizado es $F = \frac{\hat{\sigma}_0^2}{\sigma_0^2}$

O el estadístico $F = \frac{\text{mayor de las varianzas}}{\text{menor de las varianzas}}$

Se aceptará la Hipótesis Nula con un nivel de significación α , (caso de dos colas, generalmente se utiliza la prueba de una cola) si:

$$F_{r_1, r_2, (1-\frac{1}{2}\alpha)} < F_{\text{calculado}} < F_{r_1, r_2, \frac{1}{2}\alpha}$$

$F_{\text{calculado}} < F_{r_1, r_2, \alpha}$ se acepta la hipótesis nula H_0 caso de una cola.

Se aceptaría en el caso de:

$$\frac{\hat{\sigma}_o^2}{\sigma_o^2} = \frac{\hat{\sigma}_o^2}{1} = \hat{\sigma}_o^2 \sim F_{\alpha, r, \infty}$$

En el caso de F de Snedecor el valor frecuente para el nivel de confianza es del 99%.

Por ejemplo, en cálculo y ajuste de una red, la varianza a posterior del peso unidad vale 2.02028² la muestra o red tiene dos grados de libertad n=2, para un nivel de significación del 0.01. ¿Se puede decir que esa muestra es compatible estadísticamente con su población, o que podemos fiarnos de sus resultados?.

$$\frac{\hat{\sigma}_o^2}{\sigma_o^2} = \frac{2.2028^2}{1} = 4.8523$$

Este valor se contrasta con el comportamiento de la distribución F para 2 grados de libertad muestra e infinito de la población y para el nivel de significación 0.01.

$$F_{0.01,2,\infty} = 4.60$$

Como el valor calculado es mayor que el valor crítico teórico de la F, se rechazaría la hipótesis nula $H_0: \hat{\sigma}_0^2 = \sigma_0^2$.

$$\frac{\hat{\sigma}_0^2}{\sigma_0^2} > F_{\alpha,r,\infty}$$

El valor F se confronta con un valor crítico de la distribución F, el cual es una función de la redundancia y el nivel de significancia α .

El no superar los test globales puede deberse:

- Se hayan deslizado o pasado errores groseros. Se debe pasar Test detección de errores
- Modelo matemático no sea adecuado. Revisar modelo
- La asignación de pesos a priori del modelo estocástico no se haya acertado por optimista o pesimista, por ello se suele aplicar en el software un escalar a la varianza de referencia priori

La información proporcionada por la prueba F, principalmente la aceptación o el rechazo de la hipótesis nula, no es muy específica. Por lo tanto, si H_0 es rechazada, será necesario encontrar la causa, tratando de encontrar errores en las observaciones o en las suposiciones planteadas. En caso de sospechar que H_0 es rechazada debido a algún error grueso presente en alguna de las observaciones, será necesario aplicar la prueba W-test, o test de Pope.

Otra fuente de rechazo consiste en una matriz de varianza-covarianza a priori demasiado optimista. Este tipo de rechazo se puede solucionar fácilmente, incrementando las desviaciones estándar de las observaciones a priori.

Obviamente, se debe tener presente que el propósito de las pruebas estadísticas no consiste en aceptar todas las observaciones, sino en detectar valores que exceden los límites promedio y errores en los modelos.

14.4. Estudio de la fiabilidad interna de la red. Detección de errores

La fiabilidad de una red se puede describir en términos de la sensibilidad para detectar valores que exceden los límites promedio y cómo estos errores no eliminados perturban el resultado.

La fiabilidad se puede subdividir en interna y externa.

14.4.1. Fiabilidad interna

La **fiabilidad interna** de una red indica su capacidad de control general y específico de la calidad de los observables, junto con la detección y particularización de eventuales errores groseros. Para cifrar la fiabilidad interna se utilizan tres conceptos o términos:

- Redundancia del observable
- Test de Baarda, data snooping
- Mínimo error detectable

En general se expresa por el Mínimo Error Detectable o Sesgo Mínimo Detectable (MDB). Un valor MDB elevado indica una observación o coordenada pobremente revisada. Por lo tanto, cuanto más grande sea el valor del MDB, menor será la fiabilidad.

El término “*outlier*” viene a decir que una observación se desvía bastante de otras observaciones, y se genera sospecha de ella. Por otra parte el término “*blunders*” representa al error grosero de esa observación *outlier*.

La **redundancia de un observable** es un parámetro adimensional, y nos muestra lo bien o mal que está controlado dicho observable. La expresión que nos permite calcular el número de redundancias de un observable es:

$$r_i = p_i \cdot q_i$$

donde,

- r_i → redundancia de un observable
- p_i → peso de un observable
- q_i → cofactor de los residuos a posteriori del observable

Cabe destacar que el valor de la redundancia de un observable se encuentra en el intervalo [0,1] y que el sumatorio de las redundancias de todos los observables debe ser igual al número de redundancias del sistema planteado.

Los test más extendidos para la detección de los errores groseros son:

- Test de Baarda, es un test que utiliza la distribución normal, y estandariza los errores tipo I y tipo II
- Test tau o Pope, utiliza un test estudentizado (Student) y estandariza el error tipo I

TEST de BAARDA. (W-test, Data snooping)

Las técnicas desarrolladas por Baarda (1968) se utilizan para analizar y testear los residuales, hurgando en los datos “*data snooping*”. Está basado en considerar conocida la varianza poblacional (varianza a priori del observable de peso unidad). Bajo esta denominación se encuentra una técnica que combina la detección de los residuos anormalmente grandes bajo un cierto criterio estadístico y la localización del error grosero y su eliminación. La existencia de errores groseros en los datos, es aún una hipótesis alternativa a la hipótesis nula considerada en el test de bondad del ajuste, por ello Baarda trabaja bajo el supuesto de que solamente una observación cada vez está afectada por un error grosero.

El test de Baarda es una prueba unidimensional, que analiza los residuos estandarizados en busca de errores groseros, de forma individualizada observable por observable. Sirve para saber si los residuos siguen una distribución normal $N(0, 1)$ y centrada. Si se introducen errores groseros la distribución normal se desplaza.

Estandarizar un residuo es dividir el valor de dicho residuo por su desviación típica: w_i/σ_{wi} . Es necesario normalizar o estandarizar los residuos antes de aplicar el test, eliminando el problema de las diferentes unidades para diferentes tipos de observaciones.

Este test establece las siguientes hipótesis:

Hipótesis nula

Se considera que el residuo está estandarizado $w_i \approx N(0, 1)$, es decir, no existe en dicho observable un error grosero.

H_0 : no hay errores

H_1 : un residuo es un error grosero o $E\{w_i\} \neq 0$ o bien un residuo contiene un error grosero.

El estadístico a utilizar es, ligado a una función de probabilidad normal

$$w_{Baarda} = \frac{\hat{v}}{\sigma_0 \sqrt{q_{\hat{v}\hat{v}}}} \sim N(0,1)$$

Es decir: $w_{Baarda} = w_i = \frac{v_i}{\sigma_{vi}}$ debe seguir una distribución normal $N(0,1)$

Por ejemplo, sea el nivel de significación $\alpha = 0.001$, de tal forma que existe un 0.1% de probabilidad de rechazar la hipótesis nula siendo cierta, rechazaremos un observable por la presencia en él de un error grosero siendo esto falso.

H_0 : $w_i = \frac{v_i}{\sigma_{vi}} \approx N(0,1)$

El valor crítico para un nivel de significación $\alpha = 0.001$, es 3.29, de acuerdo a la distribución normal, quiere indicar que si el parámetro de Baarda $w_i \geq 3.29$ (es decir, no sigue una distribución normal y es posible que exista un error grosero) se rechaza la hipótesis nula con un nivel de significación de $\alpha = 0.001$, es decir, sólo hay un 1^o/₁₀₀₀ de probabilidad de que se rechace el observable y sea correcto. De otra forma, este test con fiabilidad de 0.999 contendrá un error grosero.

Este test conduce a contrastar una distribución normal tipificada donde $q_{\hat{\theta}}$ es el elemento de la diagonal de la matriz cofactor de los residuos correspondientes a la observación i -ésima, σ_{v_i} , es la desviación típica del residuo de la observación i -ésima, r_i es el número de redundancia de la observación y σ_0 es la desviación típica de referencia a priori.

Se puede demostrar que bajo la hipótesis nula el estadístico w_i está normalmente distribuido con media cero y varianza unidad, de modo que:

$$w_i | H_0 \in n(0,1)$$

Si realizamos un test de dos colas para un nivel de significación α tendremos que H_0 , es aceptada si el estadístico se encuentra en el intervalo siguiente:

$$N_{\alpha/2}(0,1) \leq w_i \leq N_{1-\alpha/2}(0,1)$$

Un valor frecuente de nivel de significación es $\alpha = 0.001$. Entonces en la práctica, por tanto, una observación deberá ser marcada como sospechosa de contener un error grosero cuando $|w_i| > 3.29$, en la Tabla 14.2. se muestran los valores críticos para los niveles de significación más frecuentes.

Tabla 14.2. Valores críticos más comunes para el test de Baarda

Nivel de significancia / valor crítico			
Nivel de significación α	0.001	0.010	0.050
Valor crítico de la prueba W	3.29	2.58	1.96

Una vez que se ha detectado un residuo anormal (outlier) en una observación se deberá eliminar dicha observación

Hipótesis alternativa

Por otro lado, un observable en el que existe **un error grosero** ∇_i , su residuo tipificado sigue una distribución normal $N(0,1)$, pero desplazada un cierto parámetro de traslación δ_i con igual σ ya que Q_{vv} es invariante.

La probabilidad de comisión de un error tipo II, aceptar la hipótesis nula siendo errónea, depende del parámetro de traslación δ_i pero al no conocer ∇ , tampoco se conoce δ . Por ello es práctica habitual actuar al contrario, asumir una probabilidad aceptable β para el error de segundo orden y se calcula el respectivo parámetro δ_0 , este parámetro a su vez se usa para calcular el mínimo error detectable, α depende sólo de la hipótesis nula, β depende de la hipótesis nula y de la alternativa.

La potencia del test será de $1-\beta = 0.80$, con lo que en el 80% de los casos aceptaremos la hipótesis alternativa siendo cierta, aceptaremos que el observable tiene un error grosero siendo este cierto. En el 20% restante de los casos aceptaremos que la observable no tiene un error grosero y por tanto, no lo rechazaremos.

$$H_1: w_i = \frac{v_i}{\sigma_{vi}} \approx N\left(\frac{-\sqrt{r_i} \cdot \nabla_i}{\sigma_i}, 1\right)$$

Con el nivel de significación $\alpha = 0.001$ y test de dos colas y con la potencia del test $1-\beta = 0.80$, sólo una cola, se puede calcular mediante la tabla de distribución normal el valor del parámetro de traslación, según se muestra en la Figura 14.4.

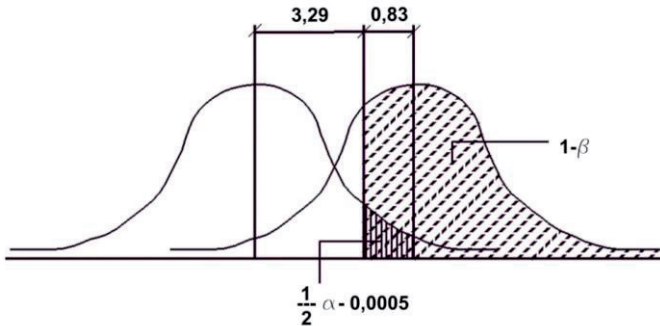


Figura 14.4. Parámetro de traslación

$$p = 0.5 - \frac{\alpha}{2} = 0.5 - 0.0005 = 0.4995 \quad \rightarrow t_0 = 3.29$$

$$(1 - \beta) - 0.5 = 0.80 - 0.5 = 0.30 \quad \rightarrow t_1 = 0.83$$

El parámetro de traslación será:

$$\delta_0 = 3.29 + 0.83 = 4.12 \quad \rightarrow f(\alpha, \beta)$$

Por tanto,

$$w_0 = \frac{v_i}{\sigma_{vi}} \geq 3.29$$

Ambos niveles están relacionados para una misma muestra, de manera que si α disminuye β crece.

El error grosero ∇_i valdrá

Si $\nabla_i = \frac{\delta_0 \sigma_i}{\sqrt{v_i}} \geq 4.12 \frac{\sigma_i}{\sqrt{v_i}}$ particularizado para $\alpha = 0.001$ y $1-\beta = 0.80$.

Entonces cualquier error grosero que cumpla este valor será rechazado con una fiabilidad 80%. Pero podrán deslizarse un 20% de errores iguales o superiores al indicado, y será preciso admitir como norma general los inferiores a los admitidos en la fórmula anterior, y el comportamiento de estos en el resultado de la red se analiza por la fiabilidad externa.

En la Tabla 14.3 se muestran valores de δ_0 para determinados α y β_0 .

Tabla 14.3. Valores de δ_0 para determinados α y β_0

α	β_0	δ_0
0.050	0.20	2.80
0.025	0.20	3.10
0.001	0.20	4.12
0.050	0.10	3.24
0.025	0.10	3.52
0.001	0.10	4.57

El test de Baarda o W-test es una prueba de una dimensión que revisa las hipótesis convencionales alternativas. En estas hipótesis se asume que existe una sola observación incorrecta a la vez. Este análisis de datos trabaja muy bien para observaciones individuales, por ejemplo direcciones, distancias, ángulos cenitales, acimutes y diferencias de altura. Sin embargo, para algunas observaciones, tales como líneas base GNSS, no es suficiente probar únicamente los elementos del vector DX, DY, DZ en forma separada. Es necesario probar también la línea base como un todo. Con este fin, se introduce la prueba Tau o Pope.

TEST tau (POPE) τ , prueba T

Se trata de una prueba que permite analizar datos bidimensionales o tridimensionales a partir de los residuos de las observaciones. Este test es de enorme interés en el cálculo de la red a partir de los vectores bi o tridimensionales. **Esta prueba analiza cada vector a partir del residuo del vector**

El test de Baarda requieren que se conozca la varianza de referencia a priori o lo que es lo mismo que las observaciones estén bien escaladas. Si este valor a priori no es bien conocido o no se quiere depender de él entonces se emplea el valor de la varianza a posteriori, entonces el test de Baarda queda modificado con el estadístico propuesto por **Pope** en 1971 (test de Tau o Test de Pope).

La expresión del estadístico es:

$$Test_{pope} = \frac{\hat{v}}{\sigma_0 \sqrt{q_{\hat{v}\hat{v}}}} \sim \tau_r$$

Este estadístico sigue una distribución τ (tau) con r grados de libertad, de modo que un residuo de una observación será marcado si el estadístico supera el valor crítico del test para el grado de significación elegido, es decir:

$$|\tau| > \tau_{\alpha/2}$$

donde:

$$\tau_{\alpha/2}(r) = \frac{\sqrt{r} \cdot t_{\alpha/2} \cdot (r - 1)}{\sqrt{r - 1 + t_{\alpha/2}^2 \cdot (r - 1)}}$$

donde r es la redundancia del ajuste.

Este test está basado en conocer la varianza muestral a posteriori del observable de peso unidad, pertenece al grupo de test studentizados.

Si el residual del observable en su análisis pasa el test de Tau, o el de Baarda indica que dicho observable no contiene errores groseros, pero si no la pasa no necesariamente implica que haya errores groseros

Dependiendo de la dimensión de la cantidad que estará sujeta a prueba, la prueba T será de 3 o 2 dimensiones.

La prueba T tiene su propio nivel de significancia y su propio valor crítico, en la Tabla 14.4 se muestran los valores críticos para los niveles de significación más comunes.

Tabla 14.4. Valores críticos de la prueba T

Nivel de significancia/valor crítico para la prueba en dos dimensiones			
Nivel de significación α	0.001	0.010	0.050
Valor crítico de la prueba T	5.91	3.81	2.42
Nivel de significancia/valor crítico para la prueba T en 3 dimensiones			
Nivel de significación α	0.001	0.010	0.050
Valor crítico de la prueba T	4.24	2.83	1.89

La prueba T en 3 dimensiones sobre la tripleta completa de coordenadas, puede encontrar más fácilmente la deformación, aunque no será capaz de ubicar la dirección exacta en la cual se ha desplazado la estación.

El hecho de que la prueba W sea aceptada y la prueba T asociada de la observación sea rechazada, no es una contradicción. Se trata únicamente de la prueba de diferentes hipótesis. Ya que la prueba F, la prueba W y la prueba T están ligadas, es mejor interpretarlas en forma combinada:

Los test globales se apoyan en rechazar o no el modelo a partir del análisis de la varianza a priori y posteriori, si no se cumplen estos, generalmente se debe a la existencia de errores groseros, que se detectan con test de Baarda o el test de Pope. El rechazo de la prueba F o χ^2 en combinación con un número limitado de pruebas W (prueba T) rechazadas, generalmente indica que existen uno o más errores gruesos. Si la prueba F o χ^2 es rechazada y todas las observaciones de un mismo tipo en específico (por ejemplo, los ángulos cenitales) también, el problema podría estar en el modelo matemático.

Si la prueba F o χ^2 es rechazada, así como la mayoría de los valores de la prueba W, el problema podría estar en el modelo estocástico. Los valores de desviación estándar introducidos resultan demasiado optimistas. Por otro lado, si el valor de la prueba F está muy por debajo del valor crítico y los valores de la prueba W (prueba T) son cercanos a cero, los valores de desviación estándar introducidos podrían ser demasiado pesimistas.

Ninguno de estos dos test de Baarda y Pope tiene rigurosamente en cuenta que los residuos están correlados. Es decir que el hecho de que se detecte un error grosero en un observable no implica que todo ese error será de ese observable, esto se debe a que el ajuste de mínimos cuadrados distribuye los errores groseros en el conjunto de la red.

En estadística es importante tener en cuenta que el hecho de que un residual no pase la prueba estadística, no implica necesariamente que exista un error grosero en ese observable.

14.4.2. Estudio de la fiabilidad externa

La fiabilidad externa de una red indica la sensibilidad de la red ante un nivel de error cualquiera. La fiabilidad externa de la red tiene como finalidad establecer la influencia de los errores deslizados en los observables sobre los valores ajustados de las variables. Una aceptable fiabilidad interna puede no ser suficiente para garantizar la calidad del ajuste. El debido rigor en el trabajo requiere completar su estudio con el de la descripción de la fiabilidad externa.

La fiabilidad externa se expresa por la **Relación Señal-Ruido** (BNR). Se emplea como medida para determinar la influencia de un posible error en las observaciones de las coordenadas ajustadas. El BNR de una observación refleja dicha influencia, mientras que el tamaño del error de la observación se define igual al MDB de esa observación en

particular. El BNR es un parámetro sin dimensión que combina la influencia de una sola observación con todas las coordenadas. Se puede proporcionar una interpretación práctica si se considera al BNR como un límite superior de la relación entre la influencia del MDB de una observación sobre cualquier coordenada x , y la desviación estándar a posteriori s de dicha coordenada. El BNR se puede interpretar como la relación que existe entre la fiabilidad y la precisión. Lo más deseable es que el BNR sea homogéneo a lo largo de toda la red.

Se estudia principalmente la influencia de un error igual al mínimo error detectable en cada observable sobre cada incógnita. Son los llamados vectores de fiabilidad externa. El objetivo principal de la determinación de la fiabilidad externa de la red es, establecer la influencia de los errores deslizados en los observables sobre los valores ajustados de parámetros o variables. Con esto se pretende que no se deteriore la calidad exigible en la precisión de estos últimos por el impacto causado por los errores despreciados o no detectados en los primeros.

La fiabilidad externa viene dada por:

- Vector de errores mínimos detectables en las coordenadas ∇_{xoi} . Son dependientes del mínimo error detectable en los observables ∇_{oi} .

$$\nabla_{xoi} = (A^T P A)^{-1} A^T P_{ei} \nabla_{oi} = N^{-1} A^T P_{ei} \nabla_{oi} = Q_{XX} A^T P_{ei} \nabla_{oi}$$

siendo Q_{XX} la matriz cofactor de incógnitas o coordenadas compensadas.

$$Q_{xx} = N^{-1} = N^+$$

- Parámetro homogeneidad:

$$\mu_{Exi} = \delta_0 = \sqrt{\frac{I - r_i}{r_i}} = \mu_{INI} \sqrt{I - r_i}$$

14.5. Precisión

14.5.1. Figuras de error

El análisis de fiabilidad y precisión debe cerrarse con las figuras de error a posteriori, las elipses absolutas y relativas en vértices y ejes. Éstas se apoyan en el valor de las desviaciones típicas o estándar, y en la varianzas covarianzas. En la Figura 14.5 se muestra la desviación típica en la distribución normal. La probabilidad, caso de una variable unidimensional, se apoya sólo en la desviación típica, en el caso bidimensional en la varianza y covarianza. Para el caso de las elipses sólo se utiliza la banda central de la matriz varianza covarianza. Habitualmente se trabaja con valores de desviación estándar, pero su probabilidad es del orden del 68 % en caso de una variable unidimensional, de 39 % en dos dimensiones y de 20 % en tres dimensiones.

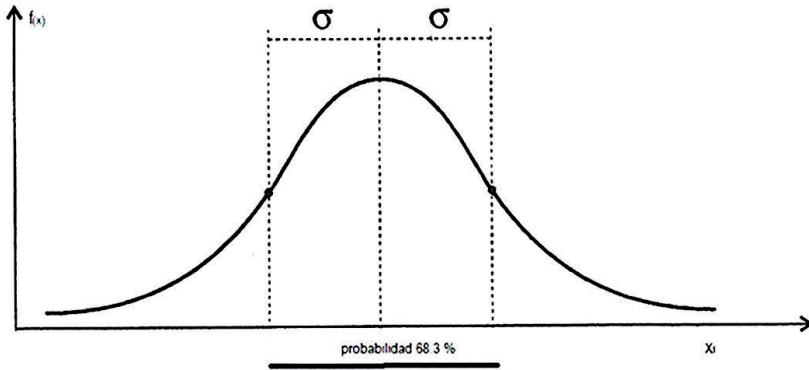


Figura 14.5. Distribución normal. Desviación típica.

Elipses de error absolutas

Las expresiones que nos permiten determinar estas elipses de error absolutas son las siguientes:

$$a = \frac{1}{2} \cdot \left[(\sigma_x^2 + \sigma_y^2) + \sqrt{(\sigma_x^2 - \sigma_y^2)^2 + 4 \cdot \sigma_{XY}^2} \right]$$

$$b = \frac{1}{2} \cdot \left[(\sigma_x^2 + \sigma_y^2) - \sqrt{(\sigma_x^2 - \sigma_y^2)^2 + 4 \cdot \sigma_{XY}^2} \right]$$

$$\alpha = \arctg \frac{-\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sqrt{(\sigma_x^2 - \sigma_y^2)^2 + 4 \cdot \sigma_{XY}^2}}{2 \cdot \sigma_{XY}}$$

donde:

- a= semieje mayor de la elipse.
- b= semieje menor de la elipse.
- α = orientación del semieje mayor de la elipse

Las elipses absolutas, apoyadas en el valor de las desviaciones estándar de cada vector del plano, sólo representan un nivel de probabilidad del orden del 39% de confianza, para aumentar esta confianza hay que multiplicar los semiejes a y b de la elipse estándar para obtener la elipse correspondiente a otro nivel de probabilidad, como se muestra en la Figura 14.6., aunque también depende de la redundancia, no obstante con los valores que se indican en la Tabla 14.5. es suficiente como aproximación, si no puede verse (Chueca o Leick).

Así, la interpretación separada de las figuras a posteriori y especialmente su relación con las figuras a priori adolece en la metodología usual de cierta falta de rigor y resulta incompleta y en ocasiones de discutible fiabilidad, dificultando la predicción satisfactoria de resultados a partir de hipótesis de partida adecuadas.

Tabla 14.5. Valores de probabilidad para diferentes dimensiones

n° σ	Probabilidad % Una dimensión	Probabilidad % Dos dimensiones (elipse)	Probabilidad % Tres dimensiones
$\pm 1\sigma$	68.3	39.3 (elipse estándar)	19.9
$\pm 1.96\sigma$	95.0		
$\pm 2\sigma$	95.4	86.5	73.9
$\pm 2.45\sigma$		95	
$\pm 2.80\sigma$			95
$\pm 3\sigma$	99.7	98.9	97.1

La interpretación general de la figura de error de una red, mediante las elipses clásicas de error, presenta la posibilidad de ser ampliada de modo que sea lo más rigurosa posible. Aparecen así los hiperelipsoides como figura única definitoria del error de toda la red. (Chueca y Berné, 1999)

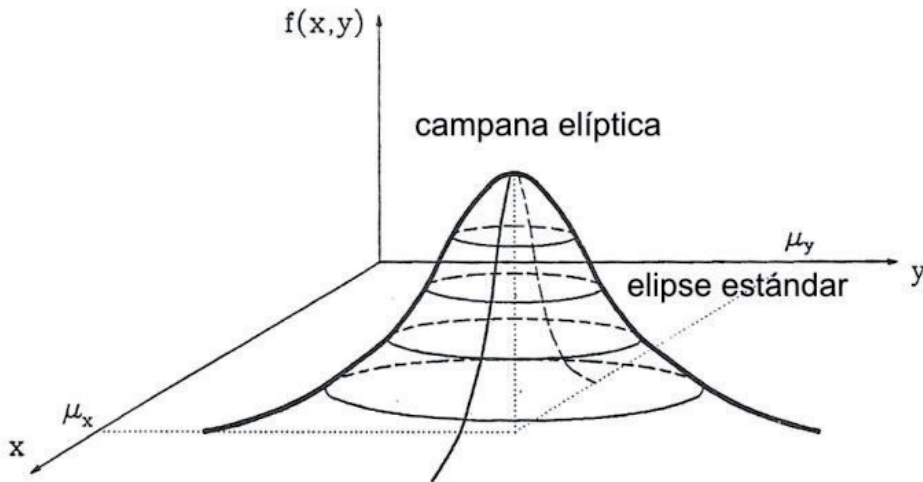


Figura 14.6. Elipse de error

Elipses relativas

Muestran la precisión obtenida en la determinación de cada eje. Dependen de diferencias de coordenadas, y por lo tanto, son independientes del Datum. Los datos se obtienen de la matriz varianza-covarianza de las coordenadas, recibiendo el nombre de varianzas de las proyecciones.

Establece la figura de error entre dos vértices unidos por una observación.

$$\mu = \frac{(\sigma_{Dx}^2 - \sigma_{Dy}^2) \pm \sqrt{(\sigma_{Dx}^2 - \sigma_{Dy}^2)^2 + 4\sigma_{DxDy}^2}}{2}$$

Obtenidas de una matriz varianza covarianza resultado del ajuste mínimo cuadrático:

$$\sigma_{xx} = \sigma_0^2 (A^T P A)^{-1} = \sigma_0^2 S^{-1} = \begin{pmatrix} \sigma_{x_1}^2 & \sigma_{x_1 x_2} & \dots & \sigma_{x_1 x_n} \\ & \sigma_{x_2}^2 & \dots & \sigma_{x_2 x_n} \\ \cdot & \cdot & \ddots & \cdot \\ & & & \sigma_{x_n}^2 \end{pmatrix}$$

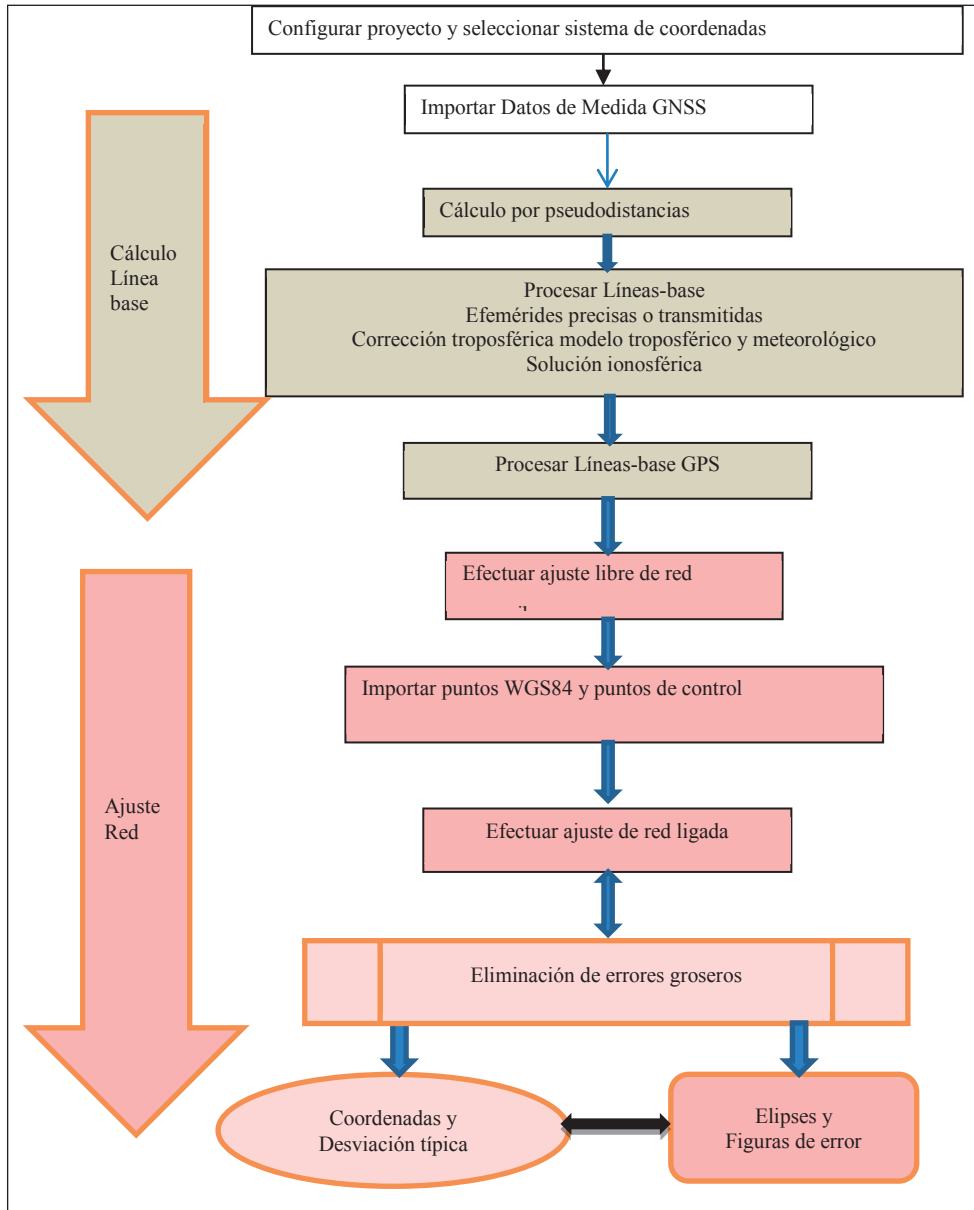
A = matriz de diseño.

P = matriz de pesos.

Y siendo $Dx = x_j - x_i$, su varianza será $\sigma_{Dx}^2 = \sigma_{x_j}^2 + \sigma_{x_i}^2 - 2\sigma_{x_j x_i}$

Y de la misma forma, para el resto de coeficientes de las elipses relativas.

14.6. Particularización a redes GNSS. Esquema



14.7. Líneas base

El cálculo de la línea base en una observación estática relativa, requiere del establecimiento de un sistema de ecuaciones de triples diferencias, para calcular de una forma aproximada el vector o baselínea.

Con dobles diferencias se determina la solución de ambigüedades (búsqueda del entero o mejor solución,) y el vector o baselínea definitivo así como la matriz varianza covarianza de sus incrementos.

En este procedimiento se plantean un sistema de ecuaciones que se resuelve por el principio de los mínimos cuadrados, y esto permite realizar todas las valoraciones anteriormente indicadas, sobre validez del modelo planteado, coherencia, estimadores y garantía de precisión.

14.7.1. Parámetros estadísticos de calidad

Estos parámetros determinan la bondad estadística de las observaciones y su modificación puede tener consecuencias importantes en el resultado final. Vamos a referenciarlos a valores y esquemas de los habituales software de Leica y Trimble.

Estimador de la varianza a posteriori de la observable de peso unidad

En algunos programas aparece con la denominación inglesa *reference variance*. Es un parámetro adimensional que refleja si el resultado obtenido en el ajuste se corresponde con el resultado esperado a priori. Se le indica al programa si debe determinarlo y el nivel de confianza con que ha de hacerlo.

Tiene la misma interpretación que en los ajustes clásicos. Informa del grado de coincidencia entre la estimación hecha a priori y la estimación efectuada tras el proceso de cálculo. Es un estimador adimensional. Valores próximos a uno indicarán que los resultados del cálculo son similares a los esperados, cumpliéndose por tanto las previsiones de calidad hechas según el tipo de observables empleados (códigos, frecuencias, ruido de las mismas, etc.) Si está por debajo de la unidad quiere decir que los resultados son mejores de lo esperado.

En realidad, la interpretación de este parámetro estadístico no es tan sencilla en el caso concreto del cálculo GNSS. Dicho parámetro, como en general los parámetros estadísticos, depende en gran medida de la cantidad de observables empleados (número de épocas, número de satélites, duración de la observación, etc.).

Valores aceptables pueden ser:

- En observaciones cinemáticas es posible encontrarse, siendo válidos, con valores de 5-6 para el estimador de la varianza del observable de peso unidad.

- En observaciones estáticas de lado corto o medio (hasta 30 km) si se ha efectuado registro:
 - con dos frecuencias, la varianza debería situarse entre 0.5-2
 - con una frecuencia, la varianza debería situarse entre 1-5

En caso de ser claramente superados los valores anteriores, las posibles causas pueden ser:

- Observaciones muy ruidosas, debido a posibles interferencias, obstrucciones o satélites muy bajos sobre el horizonte.
- Que se haya producido un fuerte efecto multicamino.
- En observaciones monofrecuencia de larga longitud, fuerte influencia del retardo ionosférico.
- Que las ambigüedades hayan sido fijadas incorrectamente.

Es conveniente analizar de manera conjunta el estimador de la varianza del observable de peso unidad y el ratio. De esta manera, es posible identificar las posibles causas de la existencia de problemas en el cálculo. Por ejemplo, si se han obtenido valores altos, tanto de ratio como de varianza de observables de peso unidad, las ambigüedades probablemente estén bien fijadas, lo que indicará en caso de observación monofrecuencia, una fuerte influencia ionosférica. Si la observación es bifrecuencia, correspondiente por ejemplo a un levantamiento estático rápido, probablemente se haya producido un fuerte efecto multicamino. En caso de ratios pobres, una incorrecta fijación de ambigüedades puede motivar un valor alto para el estimador de la varianza del observable de peso unidad.

El tipo de solución, el ratio y el estimador del observable de peso unidad son los parámetros básicos para analizar la calidad de una observación, pero hay otros indicativos que también es conveniente analizar, especialmente en caso de existir algún problema. Alguno de ellos, se describen a continuación.

Desviación Típica de cada una de las componentes del vector solución del cálculo. Y la matriz varianza covarianza

Suele mostrarse explícitamente en el resultado final. En caso contrario, aparece de modo implícito en la matriz varianza-covarianza asociada al vector solución. El valor obtenido debe ser acorde con la precisión nominal del sistema, es decir, $5 \text{ mm} \pm 1\text{-}3 \text{ ppm}$, dependiendo de la metodología.

Error medio cuadrático (e.m.c.)

Se determina a partir de los residuos obtenidos en cada una de las soluciones a lo largo del proceso de cálculo. Así, habrá un e.m.c. asociado a la solución de triples diferencias, otro a la de dobles diferencias flotantes y otro a las dobles diferencias fijas. El

valor del error medio cuadrático debe estar acorde con el ruido de la observación. Este valor se fijaba aproximadamente en un 1% de la longitud de onda empleada. En caso de emplear combinaciones de frecuencias el ruido aumenta según la ley de propagación de errores. En general, no debe superar algunos milímetros. En caso contrario, será indicativo de alguna anomalía en la observación o en el cálculo.

Resolución de ambigüedades. Cálculo de líneas base.

El ajuste mínimo cuadrático para la resolución del número de ambigüedades, y la solución de las líneas base, establece unos criterios de aceptación, estos son el error medio cuadrático RMS, estimador de la varianza de referencia y la razón o ratio. Así mismo también se utiliza el test F con las varianzas de la primera y segunda mejor solución. Y para analizar el modelo en su globalidad los test globales chicuadrado y F de Snedecor.

RMS a menor error medio cuadrático mejor solución.

El estimador de la varianza de peso unidad, lo deseable es que sea próximo a la varianza a priori, admitida como 1.0.

Ratio o Razón mínima, para determinar la mejor solución de ambigüedades

Este parámetro fija el valor mínimo para que un determinado grupo de ambigüedades pueda considerarse estadísticamente válido, y se define el *ratio* como el cociente de la varianza de la segunda mejor solución y la varianza de la mejor, este es el indicador estadístico para dar paso a la denominada solución de dobles diferencias fija. Se aceptan como valores mínimos aceptables para el ratio de 1.5 a 3, dependiendo de la garantía estadística que se desee. No conviene bajar de 1.5 porque forzar la fijación de ambigüedades sin tener garantías estadísticas para ello puede conducir a resultados geoméricamente erróneos. Generalmente es preferible una buena solución de dobles diferencias flotante a forzar una solución con ambigüedades mal fijadas. El proceso de fijación de ambigüedades evalúa todas las posibles combinaciones de valores enteros, para un cierto entorno de las ambigüedades flotantes. Para cada posible solución, se determina, en función de sus residuos, una varianza a posteriori. Las soluciones son ordenadas de mejor a peor en función de dicha varianza. Valores próximos a uno indican que apenas hay diferencia entre las varianzas de las dos mejores soluciones y, por consiguiente, estadísticamente, la certeza de haber escogido la mejor es muy baja. En estos casos es preferible una solución flotante. Intentar fijar este tipo de soluciones supone, como mínimo, la posibilidad de alterar en un entero una de las ambigüedades. Recuérdese que una longitud de onda en la portadora L_1 tiene aproximadamente 20 cm. Si, por el contrario, se obtiene un ratio claramente por encima de 3, es decir, la varianza de la considerada mejor solución es tres veces menor que la de la siguiente solución, la garantía estadística de estar frente a la mejor solución aumenta claramente. Pero esto no implica, necesariamente, que la solución sea geoméricamente correcta. Aspecto que solamente podrá ser determinado en un posterior ajuste de observaciones.

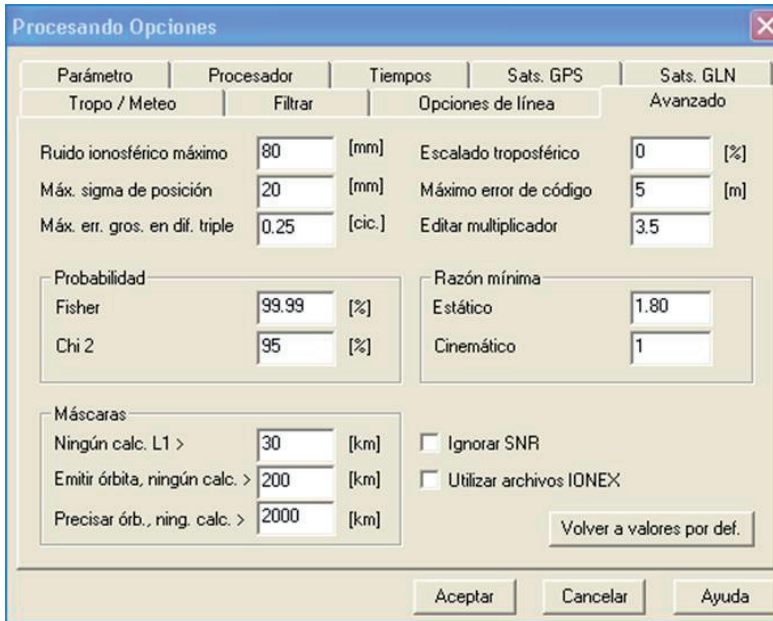


Figura 14.8. Menú del TTC

Probabilidad

Es obligado llevar a cabo varios test para investigar la capacidad de fijar las ambigüedades, como se muestra en la Figura 14.8.

- F-Test con las razones de las varianzas de la segunda a la mejor solución. En este caso, se requiere por defecto una fiabilidad del 99,99%.
- Test de χ^2 en la varianza a posteriori de los residuos con una probabilidad mínima de 95%.

Informe solución línea base

La solución de la línea base viene acompañada de un informe (véase Figura 14.9.) y resultados sobre la línea base, siendo habitual lo siguiente:

- Información de vector: Diferencia de coordenadas y distancia inclinada del vector de la línea base
- Información de calidad: Desviaciones estándar del vector calculado de la línea base y calidad de posición de las coordenadas finales
- Matriz de varianza-covarianza: M0 y Matriz Qxx de Cofactor
- DOPs: Valores mínimos y máximos de GDOP, PDOP, HDOP y VDOP

- Tipo de solución: frecuencia empleada y estado de las ambigüedades (sí o no) para la línea base seleccionada

	Referencia: B215	Móvil: TP214	
Coordenadas:			
Latitud:	47° 23' 45.73110" N	47° 23' 51.78158" N	
Longitud:	9° 38' 10.52060" E	9° 37' 11.34650" E	
Alt Elip.:	448.1217 m	449.0269 m	
Tipo de solución:	Fase		
Frecuencia:	L1 y L2		
Ambigüedad:	Sí		
Calidad:	Desv. Est. Lat: 0.0006 m Q Posic.: 0.0007 m	Desv. Est. Lon: 0.0004 m Desv. Est. Inclinada: 0.0004 m	Desv. Est. Alt.: 0.0013 m
MD:	0.2549 m		
Matriz de Cofactor Qxx:	0.00015050	0.00004768 0.00009020	-0.00004942 -0.00003530 0.00037954
Vector de línea base:	DLat: -0° 00' 47.7" Inclinada: 1569.7557 m	DLon: 0° 00' 26.0"	DAlt: 12.3359 m
DOPs (mín-máx):	GDOP: 2.2 - 2.4 PDOP: 1.9 - 2.1	HDOP: 1.1 - 1.2	VDOP: 1.5 - 1.7

Figura 14.9. Informe resultado del LGO

14.8. Ajuste de la red

El ajuste de una red GNSS por mínimos cuadrados lleva el mismo tratamiento que una red clásica, ya que una vez obtenidos los vectores o línea base, no deja de ser más que una red geodésica o topográfica. Por eso es habitual también, obtenidos los vectores, utilizar software geodésicos o topográficos.

Para validar el modelo se pueden utilizar el Test de χ^2 o el test F.

En redes GNSS es frecuente realizar iteraciones en el ajuste. En los modelos matemáticos planteados se parte de valores aproximados de los parámetros, por consiguiente cabe pensar, en teoría, en la posibilidad de alcanzar mejores resultados a través de sucesivas iteraciones (en redes topográficas ya las aproximaciones suelen ser muy buenas, por ello no es habitual realizar iteraciones).

Un proceso iterativo se basa en la repetición del desarrollo matemático pero tomando como valores aproximados iniciales los obtenidos en la repetición anterior. Es verdad que con la iteración se pierde fiabilidad estadística, por eso hay que establecer un límite de iteraciones. Una red bien observada debe dar una buena solución en menos de tres iteraciones, los software comerciales plantean hasta 10 iteraciones, pero conforme se

itera se pierde fiabilidad de los estimadores y los resultados pueden carecer de significado físico.

Validada la red se procede a la detección de errores groseros y eliminación de los mismos, y posteriormente volver a calcular la red sin esos observables.

La detección de errores groseros y fiabilidad es idéntica a redes topográficas, quizás cabe destacar que en redes GNSS se utiliza más el Test de tau que el de Baarda para detección de errores groseros.

El ajuste de la red se realiza al menos en dos pasos, primero como red libre y luego como red ligada (en este caso algunos software establecen ligado en WGS84 o ligado en otro marco de referencia).

14.8.1. Ajuste Red Libre

Al no fijar ningún punto permite evaluar la precisión interna de los vectores de forma independiente del sistema de referencia. Si bien es verdad que se realiza en WGS84, pero no hay puntos fijos.

Los datos de partida son:

- Los vectores de líneas base y su matriz varianza covarianza asociada

Los resultados del ajuste son:

- Correcciones a las coordenadas de los puntos de la red
- Desviación típica del peso unidad
- Vectores ajustados en WGS84 y desviaciones típicas
- Coordenadas ajustadas en WGS84 y desviaciones típicas
- Residuos de las observaciones

14.8.2. Ajuste Red Ligada

Una vez analizada la calidad de los observables y vectores, y eliminados errores si se detectasen por medio de un primer ajuste de red libre, se debe fijar la red a un marco de referencia global o local. Se fijan al menos tres puntos de la red.

14.8.3. Test de Tau

Un observable que no pase el test de Tau, será aquel cuyo residual normalizado sea mayor que un valor Tau crítico y por tanto, se puede considerar que conlleva un error grosero.

En el cuadro de ajuste según estos software es de este tipo, test de Tau (TTC):

- Desviación fija “Compensación mínima de error” dada en la unidad de distancia actual.

- Un error relativo “Escala mínima de error” dado en [ppm]
- Nivel de significación: Los resultados del test de Tau son verdaderos (p. ej., una línea-base se marca como "no válida") con una probabilidad determinada. El valor Nivel de Significación refleja la probabilidad del test de Tau de "rechazar una hipótesis verdadera", es decir, marcar una línea-base que en realidad es válida. Por defecto, este valor se fija en 1%. Si aumenta el valor, probablemente aumentará la cantidad de líneas-base marcadas como no válidas. Si reduce el valor, se marcarán únicamente aquellas líneas-base que tienen una gran probabilidad de no ser válidas mediante los criterios de Tau.

14.8.4. Ponderación

Los parámetros que generalmente habrá que configurar para compensar una red son similares para todos los programas, y se establecen dos criterios de ponderación


- **Matriz de varianzas/covarianzas. El ajuste de red utiliza la matriz de varianzas-covarianzas de cada línea base, calculada en el procesado de las mismas.** La ponderación de una línea-base en el ajuste depende entonces de la calidad y/o la exactitud de dicha línea-base calculada por el módulo de procesamiento. Esta ponderación es el método habitual para el ajuste de una red GNSS.
- **Desviación típica o estándar fija para cada componente de los vectores.** En este caso se definen las desviaciones típicas dependientes de la longitud de la línea-base para las direcciones X, Y, Z (WGS 84). Las covarianzas quedan entonces fijas en cero. Esta última opción es sólo recomendable en caso de tener la suficiente experiencia como para ser capaz de cifrar dicha desviación estándar.

La elección de una opción u otra para realizar la ponderación es un punto importante a discutir. En el caso de observables GNSS no ocurre como en el caso de mediciones clásicas dónde los observables son distancias, ángulos o desniveles, obtenidos mediante instrumentos bien conocidos y realizados con metodologías también conocidas e incluso los fenómenos externos a la medición (curvatura terrestre, refracción, etc.) también son conocidos y puede estimarse el efecto sobre los observables con cierta precisión. No es difícil por tanto cifrar con bastante aproximación el error cometido en un observable y por tanto el peso que se le debe asignar. Pero esto no ocurre en observables GNSS, en los cuales intervienen muchos factores que influyen en el error en la determinación de la distancia entre el receptor y el satélite. Aunque estas fuentes de error pueden minimizarse y modelarse, resulta difícil cifrar un error estándar para el observable GNSS.

A continuación se presenta información general de un ajuste efectuado. En la Figura 14.10 se muestra una porción del informe resultado del programa Leica GoeOffice, los

diversos valores calculados para las diferentes pruebas que se aplicarán en el cálculo del ajuste.

Pruebas

Alfa (multi dimensional):	0.8051	
Alfa 0 (una dimensión):	5.0 %	
Beta:	80.0 %	
Sigma a-priori (GPS):	10.0	
Valor crítico de Prueba W:	1.96	
Valor crítico de la prueba T (2 dimensiones):	2.42	
Valor crítico de la prueba T (3 dimensiones):	1.89	
Valor crítico de prueba F:	0.00	
Prueba F:	0.00	 (rechazado)

Resultados basados en el factor de varianza a posteriori

Figura 14.10. Informe parcial del LGO

Los valores calculados, que se muestran en la Figura 14.12. son los siguientes:

- Alpha (multidimensional) - Nivel de significancia de la prueba F multidimensional.
- Alpha (unidimensional) - Nivel de significancia de la prueba W unidimensional.
- Beta - Peso de todas las pruebas.
- Sigma a-priori (GNSS) - Valor introducido que compensará la naturaleza, generalmente optimista, de las desviaciones estándar GPS. Se puede configurar para aplicarlo o no en Configuración,

En lo que se refiere a los parámetros generales del Ajuste, los criterios de prueba son:

- Valor crítico de la Prueba W. Es una prueba de una dimensión.
- Valor crítico de la Prueba T. Se aplicará la prueba de 1, 2 o 3 dimensiones dependiendo de la observación o del tipo de coordenadas que se analizarán.
- Valor crítico de la Prueba F. Prueba de toda la red.

14.8.5. Fiabilidad externa

En lo que se refiere a la fiabilidad externa, LGO ofrece el resultado que se muestra en la Figura 14.11., para cada nombre de Estación y su componente de coordenada (por ejemplo, Latitud/ Longitud, Este/ Norte o Altura) se muestra el valor de fiabilidad externa y la observación o coordenada de la estación fija de la cual depende el valor de la fiabilidad externa.

Fiabilidad externa

Estación		Fiab Ext [m]		Estación	Pto visado
157-182	Latitud	0.0213	Latitud	159-182	-
	Longitud	0.0104	Longitud	3-73018	-
	Altura	0.0519	Altura	3-73018	-
157A-182	Latitud	0.0310	SO	331-182	157A-182
	Longitud	0.0131	SO	331-182	157A-182
	Altura	0.0616	Altura	3-73018	-

Figura 14.11. Fiabilidad externa en LGO

14.9. Bibliografía

Chueca, M., Herráez, J. y Berné, J. L. (1996). Redes topográficas y locales. Microgeodesia. Editorial Paraninfo. Madrid.

Leick, A. (2004). GPS Satellite Surveying. Editorial Wiley. New Jersey.

Manuales software cálculos GPS de casas comerciales Trimble y Leica

Capítulo 15

Correcciones diferenciales

15.1. GNSS diferencial

El sistema GNSS lleva asociado un conjunto de errores que limitan la precisión, la integridad y la fiabilidad de su posicionamiento en tiempo real. Por ello se han desarrollado algoritmos que en posproceso o en tiempo real corrigen la totalidad de los errores o una gran parte de ellos y así surge el llamado Sistema de Corrección Diferencial en tiempo real, que agrupa varias técnicas o procedimientos, como los sistemas de aumentación SBAS, el GNSS diferencial o WARTK, RTK, y asociado a la corrección diferencial surgen las estaciones de referencia de observación continua CORS, y las redes geodésicas activas (redes de estaciones permanentes) en convivencia con las redes pasivas formadas por los vértices geodésicos. En la Figura 15.1. se muestra un esquema de los métodos de posicionamiento GNSS en función de su alcance y precisión.

Los sistemas de aumentación, son sistemas diferenciales que se desarrollaron principalmente para ayuda en navegación aérea, SBAS, y que su filosofía se ha extrapolado a otros campos, en este texto se reservó el término aumentación para navegación aérea y marítima pero su aplicación también tiene espacio en navegación terrestre para gestión de flotas o agricultura de precisión y el término más concreto de DGNSS o DGPS diferencial se reserva para aplicaciones más terrestres y topográficas, no existiendo una clara línea divisora.

El sistema de corrección diferencial DGPS es una aumentación del GPS basada en estaciones terrestres que mejoran su precisión e integridad para los usuarios. (DGNSS Omnistar, WARTK, RTK, RTK-NTRIP)

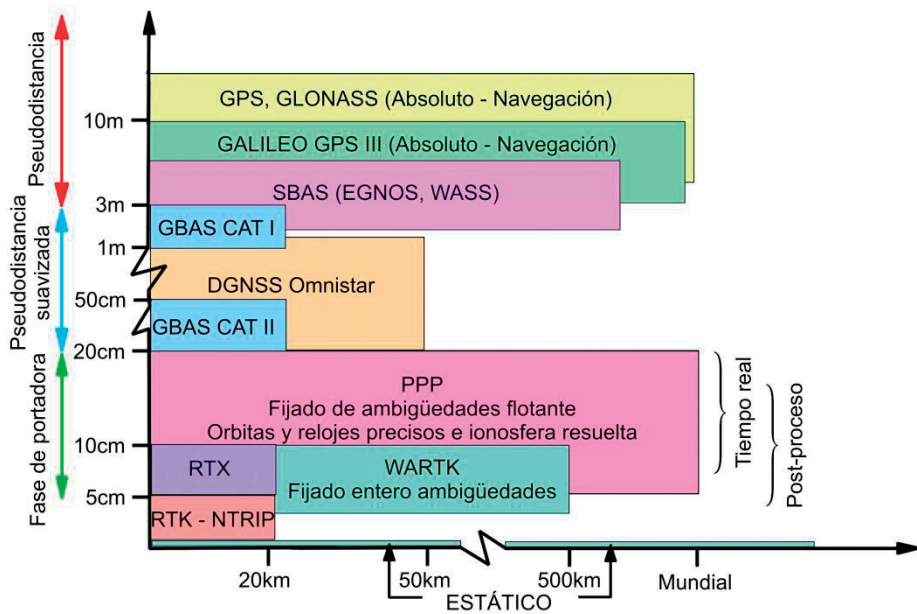


Figura 15.1 métodos de posicionamiento GNSS

Dentro de una gran clasificación de métodos de posicionamiento por técnicas GNSS, el método diferencial engloba distintas técnicas, alcance y precisiones, cuyo resumen se muestra en la Tabla 15.1.

Tabla 15.1. Clasificación GNSS Diferencial

GPS diferencial DGNSS. Aplicación: Topografía, Cartografía, agricultura de precisión	Comunicación desde tierra <i>Comunicación radio o telefonía móvil</i>	RTK LADGNSS NTRIP
	Comunicación desde el espacio <i>Comunicación satelital</i>	Omnistar Skyfix Starfix Starfire
GPS aumentación, diferencial Aplicación: Navegación, Cartografía	Comunicación desde tierra GBAS <i>Comunicación satelital</i>	LAAS pseudolites
	Comunicación desde el espacio SBAS <i>Comunicación satelital</i>	Waas EGNOS, etc...

El método diferencial se apoya en la utilización de dos equipos GNSS simultáneamente en dos posiciones diferentes, siendo una de ellas conocida, a este receptor se le llama estación de referencia y puede ser un único receptor o una red de estaciones que mode-

lan las correcciones a transmitir al otro receptor llamado móvil o rover. Con este método se consigue cifrar y cuantificar algunos errores propios del sistema GNSS que afectan al modo absoluto, y se pueden corregir en tiempo real.

El GPS diferencial opera en tiempo real mediante la eliminación o mitigación de la mayoría de los errores que se infiltran en las mediciones u observaciones GNSS, fundamentalmente el retardo ionosférico.

El receptor estación o red de estaciones fijas se sitúa en puntos de coordenadas conocidas con exactitud, transmite sus observables a un centro de procesado y se modelan las correcciones. Éstas luego se emiten por distintos caminos hasta el usuario, vía satelital, internet vía telefonía, radio modem, etc.

Si el sistema garantiza fiabilidad e integridad y continuidad se les denomina habitualmente **Sistema de Aumentación**, donde estos conceptos tienen mayor consistencia que el valor de la precisión y está dirigido a mejora en navegación civil.

Cuando se trabaja el concepto de precisión cm o submétrico y con fines más topográficos o de agricultura de precisión estamos hablando de **GNSS diferencial** o DGNSS. Las correcciones se pueden transmitir desde tierra, o desde satélites geoestacionarios. Así mismo puede hacerse con código o con medida de fase.

15.2. Cinemático en Tiempo real RTK

El concepto general de las soluciones de RTK *Real Time Kinematic* se basa en la colocación de uno o varios receptores GNSS en una posición geográfica cuyas coordenadas son conocidas y a partir de la medida de observables, se determinan las ambigüedades iniciales de observación de la estación permanente y móvil, y se determinan y modelan los errores recibidos en la recepción de la señal, generado el modelo de correcciones, se transmite esta información al receptor móvil, para que corrija sus observables de acuerdo a esta información.

La corrección puede ser obtenida a partir de observable código o fase. Requiere de un software para RTK, programa que permite generar las correcciones, y emitirlas, y el receptor debe tener opción para recepción y procesado RTK.

Puesto que el receptor fijo u estación no tiene forma de saber cuáles son los satélites que observa el rover, debe analizar las señales de todos los satélites visibles y calcular sus errores de forma individual, por satélite. Si el otro receptor (móvil) está a una distancia de manera que las trayectorias desde el satélite al receptor recorran situaciones atmosféricas similares se supone que los retardos serán idénticos, así algunos errores se podrán por tanto anular o mitigar al trabajar con la información de la estación fija.

Un factor importante es el lapso de tiempo que lleva el cálculo de las correcciones y el tiempo de llegar dichas correcciones al móvil. El receptor móvil recibe la señal de correcciones completa y aplica las correcciones pertinentes a las señales de los satélites

que él está recibiendo. Este método exige unos formatos de envío de correcciones, unos sistemas de comunicaciones y un software específico para ello.

Las correcciones se transmiten en un formato llamado RTCM, y por diversos métodos y protocolos, sistema de radio, internet y telefonía, etc.

Tabla 15.2. Comparación del GNSS diferencial

DGPS o DGNSS clásica	RTK
Correcciones de código en L1	Correcciones de código y fase en L1/L2 Resolución de ambigüedades
Estaciones entre 100-1000km	Estaciones entre 10-100 km
Tiempo retardo < 10segundos	Tiempo retardo < 1 segundo
Precisión métrica o submétrica	Precisión nivel centímetro

La clasificación de los diferentes métodos RTK se muestra en la Tabla 15.2.

Tabla 15.3. Clasificación de RTK

GNSS Diferencial FASE Corrección desde tierra Precisión centimétrica	RTK Convencional Comunicación radio Necesidad de dos receptores	Una o varias estaciones Alcance limitado 5/10 km	
	LADGNSS. RTK Protocolo NTRIP Comunicación internet GPRS-3G Estación permanente del sistema Sólo se necesita un receptor el rover, ya que el fijo está en la red	Una estación o estación próxima. Corrección individual. Distancia máxima recomendable 30km	
		Modelos correcciones Red. Distancia máxima recomendada 70 km	VRS. Estación de referencia
			FKP
MAX			
		i-MAX	

En su inicio la transmisión de correcciones de fase se realizó con sistemas de radio UHF, pero estos tienen una limitación importante en la cobertura debido a la limitación de potencia y problemas de frecuencias.

El desarrollo de software de RTK en red, la evolución de las comunicaciones móviles GPRS/3G y el protocolo desarrollado para emitir y recibir las correcciones vía internet marcando un IP estático y ligado a la cobertura del sistema de telefonía ha supuesto un

enorme avance en el desarrollo de sistemas GNSS y el trabajo con correcciones diferenciales.

Este protocolo de transmisión del formato RTCM vida internet (NTRIP. Networked Transport of RTCM vía Internet protocol) permite el envío de datos GNSS basados en el protocolo http y en tiempo real trabajar con correcciones de fase en grandes zonas, con precisión del orden del centímetro, lo que representa un gran avance frente al sistema clásico RTK que utiliza radios pequeñas con alcances y coberturas pequeñas. Los diferentes formatos y sistemas de envío de correcciones GNSS se muestran en la Tabla 15.3.y 15.4.

Tabla 15.4. Formatos, protocolos y sistemas de envío de correcciones GNSS

Formatos de comunicación De correcciones diferenciales (Fijo a móvil)	RTCM
	Propios de empresa
Formato envío posición y velocidad (móvil a fijo)	NMEA
Sistemas de envío de las correcciones.	Radio UHF , frecuencia 450Mhz Satélites. Radiofaros
	Telefonía GPRS/UMTS NTRIP: Internet. GPRS
Modelos de correcciones diferenciales	VRS FKP MAX, i-MAX

Un concepto también admitido es el término RTK de amplia área WARTK, que tiene cobertura de grandes zonas, y se apoya en utilizar modelos tomográficos de la ionosfera, que mapea la ionosfera a gran escala en tiempo real y permite resolución de ambigüedades, tiene una precisión centimétrica, con estaciones entre 4000 y 100 km.

15.2.1. Solución de estación simple, antena más próxima

Los equipos GNSS móviles RTK reciben correcciones RTK desde una única estación de referencia. Esta estación puede ser una estación permanente que emite las correcciones vía Ntrip o bien una estación RTK convencional que emite las correcciones vía radio UHF.

Las correcciones desde una estación simple utilizan el modelo de corrección obtenido para esa estación, y no tiene en cuenta modelos de correcciones troposféricos o ionosféricos en función de la distancia del receptor móvil a las estaciones, por ello no es recomendable trabajar a más de 30 km desde la estación permanente.

Las correcciones de estaciones individuales son aquellas que emiten una corrección convencional fijo-móvil para RTK, y no tienen en cuenta modelos troposféricos o ionosféricos en función de la distancia al receptor móvil, por lo tanto se incrementa el error con la distancia. Las correcciones de red sí tienen en cuenta estos modelos consiguiendo mayores precisiones en distancias largas.

El sistema de **estación convencional RTK, o RTK clásico**, usa un receptor propio del usuario como una estación de referencia, y otro receptor móvil, que habitualmente trabaja en opción cinemático, para emitir las correcciones utiliza un sistema de radio UHF. El equipo fijo requiere de un sensor GNSS, antena y radio modem instalado exterior o integrado, el equipo rover está formado por antena, y radio módem receptor, sensor GNSS y controladora, ésta calcula la posición del móvil en tiempo real.

El radio modem tiene un rango de frecuencias de 400-470 MHz, con una potencia limitada por ley de 0.5 vatios, pudiendo llegar a 2 W, con un alcance menor de 15 km, siendo lo más frecuente 5 km, dependiendo de la situación y colocación del fijo y antena, en lugares más altos, más cobertura, con potencias mayores el alcance sería mayor. El equipo fijo o estación de referencia permanece fijo, y puesto que debe emitir la corrección que calcula, es importante que al igual que una antena emisora de radio este en una zona más alta.

El equipo móvil recibe las correcciones, pero debe fijar las ambigüedades de todos los satélites comunes con la estación de referencia, proceso que tarda menos de 10 segundos, y proporciona posición del orden de 0.1 segundo. Calculada las coordenadas de su posición y suele mostrar un control de calidad de la solución. La actualización de registros suele ser del orden de 1 Hz, hasta 20 Hz (0.05 s).

Es importante la calidad de la antena radio UHF, que cumpla requisitos y tenga la mayor ganancia posible, en parte el alcance se debe a esto.

Los modelos de radio-modem tipo Satel, transmiten correcciones diferenciales CMR en la frecuencia 433.00 MHz a 19200 baudios con una potencia de 0.5W. La cobertura máxima es un radio de unos 10-15 km. aunque puede verse alterada por diversos factores (altitud, edificios, etc...), por lo que pudiera verse disminuida.

Actualmente la tecnología Bluetooth integrada permite fácil comunicación entre receptor y controlador, también la radio está integrada en el receptor, al igual que el sistema de telefonía para el caso de Ntrip.

También la solución a partir de una estación, puede ser de una red de estaciones permanentes, pero trabaja sólo desde la estación más próxima, en este caso como la corrección también es vía internet NTRIP, el alcance no es tan limitado, pudiendo trabajar con resultado centimétrico hasta distancias del orden de 100 km de la estación permanente. No existe modelo de corrección, por ser una única estación, existe corrección.

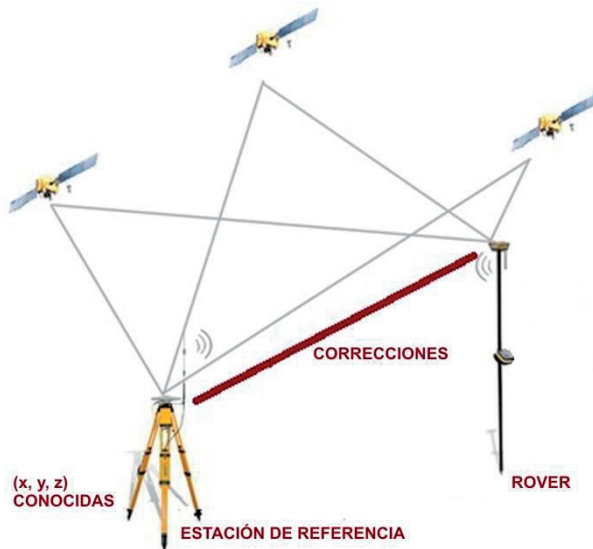


Figura 15.2 Solución RTK convencional

15.2.2. LADGNSS. Solución de Red RTK

Consiste en una red de estaciones permanentes GNSS, llamada REP o CORS que se van a combinar y procesar sus observables para la generación de un modelo de corrección de red (errores ionosféricos, troposféricos y estado reloj satélite y órbitas) para ello se genera una solución de correcciones dentro del espacio definido por la red, y se amplía la distancia entre la estación de referencia y el receptor móvil, propia del RTK convencional.

El desarrollo de software para la creación y gestión de correcciones diferenciales ha supuesto una revolución en las tecnologías GNSS y su aplicación a la Topografía, tan importante como la aparición de la distanciometría electrónica, puesto que supone una enorme mejora de productividad y precisión en la mayoría de los trabajos, a la vez que facilita el trabajar de forma rápida en sistemas de referencia internacionales.

Los modelos empleados para modelar y calcular las correcciones a las observaciones son:

- RTK-FKP (Flächen Korrektur Parameter)
- RTK-VRS (Virtual Reference Station)
- RTK-MAC (Master Auxiliary Concept),

siendo las dos últimas la más utilizadas actualmente en las redes operativas a lo largo de todo el mundo.

Los sistemas de comunicación y transmisión de correcciones entre estación de referencia y rovers son por vía internet a través de conexión telefónica GSM/GPRS/UMTS 3G en el caso de estaciones de referencia fijas, tanto en solución con una estación como solución red.

Las ventajas de la red RTK son:

- No es necesario estacionar una estación de referencia o base en campo.
- La precisión de las posiciones calculadas en el móvil es más homogénea.
- La precisión se mantiene a grandes distancias entre estaciones de referencia y el móvil.
- Mejora la fiabilidad y disponibilidad de correcciones (por ejemplo, si una estación deja de funcionar, otra estación puede asumir su función).

Las desventajas:

- Depende de la cobertura telefónica
- En general la precisión es algo peor

15.2.3. *Requisitos básicos para trabajo con RED RTK/NTRIP*

Para la trabajo con Red RTK, se necesita una estación permanente son receptores con ciertas características, se trata de las llamadas estaciones CORS que requieren un software específico para trabajar correcciones diferenciales, un software que puede gestionar las estaciones permanentes de forma individual o redes RTK; un servidor NTRIP, que trabaje mediciones multifrecuencia y multi GNSS. Pueden llevar también integrado un servidor Ftp.

El receptor debe tener opción RTK (radio modem, o Ntrip). Se debe configurar el receptor móvil para trabajar RTK, esto necesita conexión via radio o internet a la red, en este caso se necesita una IP del proveedor.

Esta transmisión Ntrip requiere que el receptor lleve integrado un sistema de telefonía móvil compatible con todos los proveedores GSM, GPRS, EDGE y UMTS. Y para mejorar su recepción llevan asociadas antenas Multibanda GSM/UMTS para redes móviles 850/1900MHz, para 900/1800MHz y para 2100MHz.

Tabla 15.5. Principales compañías que operan en España.

<i>RED GPRS</i>	<i>USUARIO</i>	<i>PASSWORD</i>	<i>APN</i>
VODAFONE	Vodafone	Vodafone	airtelnet.es
MOVISTAR	MOVISTAR	MOVISTAR	Movistar.es
ORANGE	CLIENTE	AMENA	internet

La primera operación debe ser la configuración del equipo, y luego su conexión con la red, para inicializar la toma de datos

- Configurar el receptor móvil para trabajar en RTK utilizando servicio NTRIP, generalmente el receptor lleva integrado un dispositivo de telefonía, también es posible conectar un teléfono externo vía Bluetooth. En la Tabla 15.5. se listan los datos de las principales compañías que operan en España
- Una contraseña del proveedor de correcciones diferenciales, para conectarse vía telefonía al IP vía internet (IGN, ICV, etc...). En la Tabla 15.6. se muestran los datos de algunos servidores autonómicos de correcciones diferenciales.

Tabla 15.6. Ejemplo de servidores autonómicos de correcciones diferenciales

RED	IP	USUARIO CONTRASEÑA	PUERTO
Valencia ICV	193.145.205.121	anónimo: anónimo	2101
Euref-IGN	80.38.104.84	anónimo: anónimo	2101
Murcia regam	147.84.210.177	anónimo: anónimo	2101
Cataluña ICC	84.88.72.26	anónimo: anónimo	8080

15.2.4. Solución RTX Trimble xFill

El tiempo real extendido (RTX) es una tecnología de posicionamiento producida por la combinación de una variedad de técnicas, PPP y diferencial RTK, que en conjunto ofrecen a los usuarios exactitud a nivel de centímetros de la posición en tiempo real en cualquier lugar. Esta nueva técnica se basa en la generación y entrega de las correcciones precisas por satélite (es decir, la órbita, los relojes, y otros) en una escala global, ya sea a través de un enlace vía satélite o por Internet. Es una solución de aumentación, con disminución de errores, que transmite las correcciones vía satelital, y que complementa a la solución RTK o VRS, si éstas se quedan sin cobertura garantizando durante un tiempo precisiones similares.

Cuando está activado, el receptor rastrea el satélite RTX (banda L), así como cualquier otro satélite en su campo de visión (incluyendo GPS, GLONASS, QZSS). Desde el satélite de banda L, recibirá la de corrección RTX que le permite calcular su posición.

Una red de estaciones de seguimiento del orden de 100 estaciones repartidas por el mundo procesan los datos de órbitas, relojes del satélite generando mejores soluciones, así como modelos precisos que corrigen los errores de las observaciones, con cobertura global y generan un flujo de correcciones de Trimble RTX. Los errores atmosféricos se resuelven con algoritmos específicamente desarrollados para el sistema Trimble RTX. Podría considerarse un sistema SBAS, ya **que el flujo de correcciones se envía vía satelital**, pero es de mayor precisión, el formato de envío es CMRx (desarrollado para la transmisión de información satelital compatible con el posicionamiento RTK).

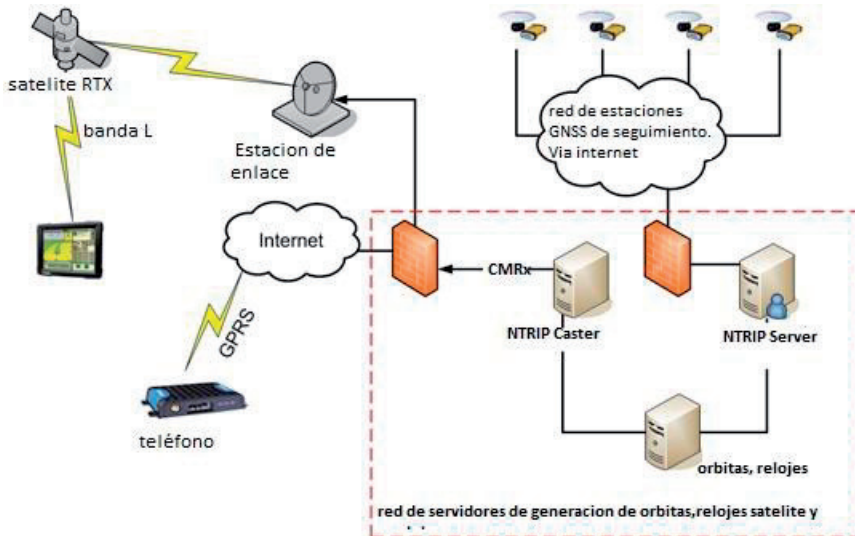


Figura. 15.3 Infraestructura de tecnología de posicionamiento Trimble RTX

La tecnología xFill mantiene la precisión a nivel de RTK durante los primeros cinco minutos de radio o interrupción telefónica y continuará extendiendo posiciones fijas RTK con una disminución gradual en la precisión por un período de hasta 20 minutos en aplicaciones agrícolas. La tecnología no requiere tiempo de espera de convergencia, y proporciona transiciones sin fisuras entre RTK y xFill. Funciona mediante el uso de la última posición conocida RTK en conjunto con la tecnología RTX satélite entregado para sostener posiciones de alta precisión.

Con el impulso de la tecnología Trimble RTX, Trimble xFill, una característica integrada en el receptor Trimble R10 GNSS, se permite una técnica nueva e innovadora en materia de topografía RTK. Garantiza precisiones centimétricas, alrededor de 10-15 cm. No es de extrañar que en poco tiempo, se lleguen a precisiones del orden del centímetro, con tiempos de convergencia alrededor del minuto, su infraestructura se muestra en la Figura 15.3.

15.3. Formatos de transmisión de datos GNSS

Se entiende por **formato** a la forma de codificar la información para ser almacenada y luego poder ser transmitida. Rinex, RTCM, CMR,.. son formatos de entrada y salida en los receptores.

Se entiende por **protocolo** al conjunto de reglas para comunicar dos puntos conectados en telecomunicaciones (NMEA, NTRIP).

Uno de los principales elementos del sistema diferencial es el modo de enviar las correcciones desde la estación de referencia o estación control a los usuarios o equipos

rovers. Por ello hay que definir el formato de enviar los datos y correcciones y el sistema de enviarlo.

Existen una gran variedad de formatos, el estándar (RTCM) y formatos propietarios (de las casas comerciales) para la transmisión de correcciones GNSS:

Formatos propietarios:

- DBEN (de Ashtech, Magellan Professional).
- CMR y CMR++, CMRx (de Trimble Corp.).
- RTCA (usado por Novatel, Leica y Sokkia).
- Formatos propietarios binarios de fabricantes.

Esta variedad de formatos sólo dificulta el trabajo a la hora de medir, siendo prácticamente imposible trabajar en tiempo real RTK mezclando diferentes marcas de receptores GPS, debido a la disparidad de mensajes que las bases transmiten.

Ante la pluralidad de los formatos que existían en la industria del GNSS, y la necesidad de aprovechar la misma base por receptores de diferentes marcas, se creó la necesidad de establecer un estándar, imponiéndose el formato RTCM. Establecido el formato y elegido el sistema de comunicación, por internet, surge un protocolo de transmisión del formato RTCM en internet es decir NTRIP y como vía de acceso inalámbrico tecnologías de móvil GPRS y UMTS.

15.3.1. Formato RTCM. Radio Technical Comission for Maritime Service

La transmisión de correcciones diferenciales entre receptores se encuentra estandarizada desde el inicio de los 80, a través del formato RTCM SC-104 del que se han ido generando diversas versiones de acuerdo a la evolución de los sistemas GNSS.

Al trabajar con estaciones permanentes habitualmente éstas emiten en dos formatos RTCM.2 y RTCM.3, ya que todavía hay receptores que no trabajan con RTCM3.

RTCM (www.rtc.org) es una organización que se compone de varios comités especiales para elaborar normas internacionales para la radionavegación marítima y sistemas de radiocomunicaciones.

En 1983 el U.S. Institute of Navigation (ION) solicitó el desarrollo por parte de RTCM de un conjunto de recomendaciones para la transmisión de correcciones diferenciales a los usuarios del sistema GPS. RTCM estableció el Special Commite No. 104 (SC-104) llamado Differential Navstar GPS Service.

Los nuevos sistemas GNSS y la evolución de la aplicación diferencial lleva apareada una evolución de los formatos y surgen nuevas versiones: en 1990, RTCM 2.0, RTCM 2.1, RTCM 2.2, RTCM 2.3 y en 2004, RTCM 3.0 y RTCM 3.1, que permiten el intercambio para realizar correcciones por observación de fase y contienen mayor cantidad de información.

- RTCM 2,1 correcciones de código fase y mensajes RTK
- RTCM 2.2 incluye GLONASS
- RTCM 2.3 añade datos de antena y coordenadas de estación de referencia
- RTCM 3.0 mensaje de constelación, redes RTK y GNSS

En cuanto a la trama de RTCM, es similar para todas las versiones, cada registro de datos contiene varios tipos de mensajes, que se componen de una cabecera y el cuerpo. El encabezado contiene el tipo de mensaje, el identificador de la estación de referencia, la hora a la que fue generada la corrección (Z count), el número de secuencia, la longitud del mensaje y la salud de la estación de referencia. El cuerpo contiene los datos correspondientes a cada tipo de datos, como se muestra en las tablas siguientes. Fuente: Introduction to GPS Data, NMEA and RTCM, Donald Choi.

La información que se envía referente a observables y correcciones se envía para cada uno de los satélites visibles en la estación por separado, ya que no se sabe los que puede visualizar el receptor móvil, por lo tanto el ancho de banda consumible depende del número de satélites. Puesto que en los últimos años se han incorporado datos de GLO-NASS, las versiones de RTCM, no sólo han incluido estas correcciones, sino han mejorado la optimización del ancho de banda.

Tabla 15.7. RTCM 2.1, 2.2 Y 2.3. (1)

TIPO RTCM	ESTADO	SIGNIFICADO
1	Fijo	Corrección diferencial C/A GPS
2	Fijo	Incremento de corrección diferencial GPS.
3	Fijo	Parámetros de la estación de referencia.
4	Retirado	Datum estación de referencia
5	Fijo	Salud de la constelación GPS.
7	Fijo	Almanaques transmitidos DGPS
9	Fijo	Correcciones diferenciales parciales satélite GPS
10	Reservado	Corrección diferencial código P
11	Reservado	Correcciones delta C/A L1, L2
14	Reservado	Semana de tiempo GPS
15	Reservado	Mensaje Ionosfera (troposfera)
16	Fijo	Mensaje especial GPS definido por el usuario
17	Provisional	Almanaque Efemérides
18	Fijo	Medidas de portadora de fase brutas
19	Fijo	Medidas de pseudodistancias brutas
20	Fijo	Correcciones de fase RTK
21	Fijo	Correcciones de pseudodistancia RTK

Tabla 15.8. RTCM 2.1, 2.2 Y 2.3. (2)

TIPO RTCM	ESTADO	SIGNIFICADO
22	Provisional	Parámetros de la estación de referencia extendidos
23	Provisional	Definición del tipo de antena
24	Provisional	Estación referencia: ARP (Antenna Reference Point)
27	Provisional	Almanaques transmitidos DGPS extendidos
28-30		Indefinido
31	Provisional	Correcciones diferenciales GLONASS
32	Provisional	Parámetros estación referencia GLONASS diferencial
33	Provisional	Salud de la constelación GLONASS
34	Provisional	Correcciones diferenciales parciales satélite GLONASS ($N > 1$). Null Frame GLONASS ($N \leq 1$)
35	Provisional	Almanaque transmitido GLONASS
36	Provisional	Mensaje especial GLONASS
37	Provisional	Time Offset sistema GNSS
38-58		Indefinido
59	Fijo	Mensaje propietario
60-63	Reservado	Usos multipropósito

Tabla 15.9. RTCM 3.0.

TIPO RTCM	ESTADO	SIGNIFICADO
1001	Fijo	Observable GPS RTK solo L1.
1002	Fijo	Observable GPS RTK solo L1 extendido. Señal ruido
1003	Fijo	L1 y L2 GPS código y fase
1004	Fijo	Obs. GPS código y fase + ratio de ruido de código
1005	Fijo	(X,Y,Z) ECEF coordenadas de la estación
1006	Fijo	(X,Y,Z) coordenadas estación con altura antena
1007	Fijo	Descriptor antena
1008	Fijo	Antena y número de serie
1009	Fijo	Observables GLONASS RTK solo L1
1010	Fijo	Observables GLONASS RTK solo L1 extendido
1011	Fijo	L1 y L2 GLONASS
1012	Fijo	L1 y L2 GLONASS extendido
1013	Fijo	Parámetros del sistema.
1019	Fijo	Efemérides de satélite.

El formato 3.1 Network es el estándar internacional oficial definido por el comité SC RTCM-104, publicado oficialmente en octubre de 2006 y que ofrece una mayor compatibilidad (independiente del fabricante), innovación y ventajas respecto a los anteriores formatos no estandarizados. El concepto MAC es el antecesor de RTCM 3.1 Network, por lo tanto este sistema sigue la filosofía MAC, basado en una estación principal o Master y las restantes estaciones secundarias o auxiliares.

Tabla 15.10. RTCM 3.1.

TIPO RTCM	SIGNIFICADO	VALOR	OBS.
1014	Network Auxiliary Station Data	14.625	
1015	GPS diferencias de correcciones ionosféricas de todos los satélites estación auxiliar y master	$9+3.75 \cdot N_s$	N_s = Número de Satélites
1016	GPS diferencias de correcciones geométricas de todos los satélites entre una estación auxiliar y master	$9+4.5 \cdot N_s$	N_s = Número de Satélites
1017	GPS Diferencias de correcciones geométricas e ionosféricas entre una estación auxiliar y master	$9+6.625 \cdot N_s$	N_s = Número de Satélites
1019	Efemérides GPS		
1020	Efemérides GLONASS		

15.3.2. Formato CMR y CMR+, CMRx

El formato CMR (Compact Measurement Record) es un formato propietario desarrollado por Trimble a inicio de los 90, para transmitir las correcciones de código y fase de la portadora en un formato compacto para aplicar la tecnología RTK. Posteriormente se desarrolló el CMR+, y muchos fabricantes optaron también por este formato (Leica, Topcon...) dada su menor exigencia de ancho de banda que los primeros formatos RTCM.

Con el desarrollo del protocolo NTRIP para emitir las correcciones en formato RTCM, a partir de RTCM 2.3 y 3.1, se está implantando el formato estándar, pero en el año 2009 Trimble volvió a desarrollar un nuevo formato el CMRx que permite dar cobertura a un mayor número de constelaciones y se inicia más rápidamente, esta nueva versión más compacta que las anteriores maximiza su ancho de banda.

15.3.3. RTCA

Radio Technical Commission for Aeronautics es un estándar utilizado en navegación, tanto WAAS como EGNOS utilizan dicho estándar para la transmisión de mensajería de mejora de GPS en tiempo real.

15.4. El protocolo Ntrip

El protocolo NTRIP (Networked Transport of RTCM vía Internet Protocol) ha sido desarrollado por el BKG (Bundesamt für Kartographie und Geodäsie, igs.bkg.bund.de/) junto con la universidad de Dortmund y está basado en http (Hyper Text Transfer Protocol) que permite transmitir cualquier “stream” de datos o flujo de datos GNSS, DGPS, RTK, datos brutos, RTCA, RTCM, desde una fuente a receptores fijos o móviles conectados a Internet mediante redes tipo GSM, GPRS, UTM, conexiones simultáneas de PC, portátil, PDA o conexiones a un servidor, obteniendo suficiente precisión si la edad de la corrección no es mayor de algunos segundos.

Por tanto NTRIP es protocolo a nivel de aplicación que envía los datos sobre HTTP, es el estándar actual de transmisión de correcciones diferenciales a través de Internet.

La generación de correcciones diferenciales GNSS puede realizarse directamente en una estación de referencia individual o mediante un conjunto de observaciones procedentes de una red (solución de red RTK) y obtenidas a través de un centro de control. El flujo de datos es enviado a un servidor que hace posible el acceso a los mismos a través de una dirección única de IP, Internet.

Un usuario móvil puede acceder a dichas correcciones mediante Internet a través de un teléfono móvil utilizando un programa cliente que accede a la dirección IP del servidor para proporcionar las correcciones al receptor GNSS.

La distancia entre la estación de referencia y el cliente se parte en dos, una que conecta la estación GNSS con el servidor y la otra que conecta éste con el usuario; esta última es posible realizarla mediante tecnología móvil.

Los componentes del sistema NTRIP, que se muestran en la Figura 15.4., son:

- Ntrip Sources, generando flujos de datos DGPS y RTK en una localización determinada.
- Ntrip Server. Un servidor NTRIP es un programa de ordenador
- Ntrip Caster, corresponde al sistema de difusión y repartidor de flujos.
- Ntrip Clients: los receptores de datos de las distintas fuentes desde el caster.

NTRIP Sources o estaciones permanentes GNSS. Es la fuente generadora de las correcciones diferenciales que proporciona continuamente datos GNSS como correcciones RTCM referidas a una localización determinada y un ordenador conectado a Internet.

Ntrip Server. Es el software que corre en el procesador del centro de control y envía correcciones en formato RTCM desde un receptor GNSS (NTRIP Source), a través del puerto COM, al NtripCaster.

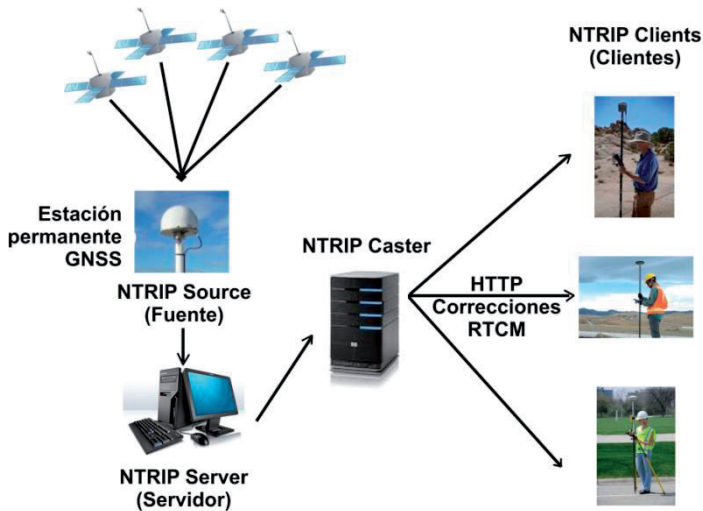


Figura 15.4. Esquema NTRIP

Ntrip Caster. Es en general, un servidor HTTP y actúa como un nodo distribuidor entre el Ntrip Server y el Ntrip Clients. Por lo general es un programa que corre en un servidor situado en el centro neurálgico de la Red. A él se conectan tanto clientes o usuarios NTRIP como servidores NTRIP de las estaciones. El término *caster* significa “lanzador” y esa es su función lanzar las correcciones diferenciales.

NtripCaster recibe el flujo de datos generado por NtripSources, que puede consistir en varias estaciones de referencia GNSS, cada una con un nombre identificador denominado mountpoint. El NtripCaster tiene una lista de mountpoints para proveer a NtripClient la información adecuada como coordenadas, identificador, etc.

La misión del CASTER no sólo se limita a la distribución de los datos, sino que también chequea su calidad e integridad y autentifica los usuarios con su nombre y clave.

Ntrip Client. Es el programa que permite acceder a la lista de mountpoints del Caster y por selección en la Tabla, poder recibir las correcciones que envía la Base y aplicarlas al Rover.

Este programa viene instalado en varios controladores GNSS, incluso con un Modem móvil dentro del equipo, con lo cual sólo basta con introducir la dirección IP y conectarse al NtripCaster. También existen equipos móviles con el programa ya instalado, la mayoría con tecnología GSM/GPRS, que sólo con encenderlos se conectan automáticamente con el Caster. La conexión entre receptor GNSS y equipo móvil puede realizarse mediante una conexión Bluetooth o mediante un cable desde el puerto de serie del receptor al móvil. Protocolo NMEA-0183. Salida de navegación.

Si el RTCM es una salida y entrada de datos, para enviar correcciones diferenciales desde el servidor al usuario, y recibir por este, el NMEA envía la posición y velocidad del usuario, es una salida ASCII muy simple.

El protocolo NMEA 0183 es un medio a través del cual los instrumentos marítimos y también la mayoría de los receptores GPS pueden comunicarse los unos con los otros. Ha sido definido, y está controlado, por la organización estadounidense.

Su nombre responde a las siglas de la “National Marine Electronics Association” creado en 1983, actualmente se utiliza la versión 4.0 creada en 2002. Se trata del protocolo más común para la conexión con dispositivos GNSS. Soportado por casi el 100% de los dispositivos del mercado. El protocolo NMEA utiliza una velocidad binaria bastante lenta, generalmente de 4800 o 9600 baudios, por lo cual sólo permite intercambiar información básica, aunque da soporte a los datos que la mayoría de usuarios no profesionales necesitan. Estos incluyen la posición, velocidad y tiempo, orientación, constelación de satélites, altitud y separación del geoide, así como algunos datos sobre la precisión de la muestra.

Todos los datos son transmitidos a través de sentencias con caracteres ASCII, están delimitados por comas. Los primeros dos caracteres después de “\$” son los que identifican el equipo, AACCC, los dos primeros AA es un identificador de dispositivo, en nuestro caso GP (datos GPS) y los siguientes tres caracteres es el identificador del tipo de sentencia que se está enviando.

Los tipos de mensaje NMEA se listan en la Tabla 15.12.

Los tres tipos de sentencias NMEA que existen son los de envío (Talker Sentences), Origen del equipo (Proprietary Sentences) y consulta (Query Sentences).

Tabla 15.12. Mensajes NMEA

Mensajes NMEA	Descripción
GPDBT	Proporciona datos de la profundidad del receptor bajo el nivel del mar.
GPGGA	Tiempo, latitud, longitud, altitud, ondulación del geoide, etc.
GPGLL	Tiempo, latitud, longitud.
GPGSA	Satélites activos.
GPGST	Desviación RMS del error de la muestra, en latitud, longitud, altitud.
GPGSV	Satélites a la vista, PRN, elevación, azimut y C/N0 (relación portadora a ruido).
HCHDG	Mensaje propietario Garmin. Orient., desviación y variación magnética.
GPHDT	Orientación.
GPRMC	Tiempo, latitud, longitud, velocidad y orientación.
PGRME	Mensaje propietario Garmin. Error estimado horizontal (HPE), vertical (VPE) y esférico equivalente (EPE).
GPVTG	Velocidad y orientación.

Tabla 15.13. Ejemplo de mensaje NMEA

Nombre	Ejemplo	Descripción
ID mensaje	\$GPGLL	Cabecera del protocolo GPGLL
Latitud	37232475	ddmm,mmmm
Indicador N/S	N	N= Norte S = Sur
Longitud	121583416	ddmm,mmmm
Indicador E/O	W	E = Este O = Oeste
UTC de posición	161229487	hhmmss,sss
Estado de referencia	A	A = Datos validos V = Datos no válidos
Suma de verificación	*2C	
<CR> <LF>		Final del mensaje

Los datos están delimitados por coma, deben incluirse todas las comas, ya que actúan como marcas. Opcionalmente se agrega una suma de verificación adicional (aunque para algunos tipos de instrumento es obligatoria). Después del signo \$ está la dirección del campo aacc. aa es un dispositivo id. Por ejemplo “GP” que se usa para identificar los datos GPS. La transmisión del dispositivo ID por lo general es opcional.

A continuación se detalla como ejemplo la estructura del mensaje NMEA GPGLL: \$GPGLL, 3723.2475,N,12158.3416,W,161229.487,A*2C. Las especificaciones se pueden ver en la Tabla 15.13.

15.5. Soluciones o sistemas de correcciones diferenciales RTK

15.5.1. Solución de red RTK

Consiste en una red de estaciones permanentes GNSS, continuamente recibiendo señales de los satélites, y que son enviadas al centro de control donde se ejecuta el software de la red RTK que gestiona la red, el que calcula y gestiona las correcciones, estableciendo un modelo de corrección de los errores. Las redes permanentes no sólo proporcionan posicionamiento preciso en tiempo real, sino que constituyen un verdadero marco de referencia activo.

Las exigencias básicas para una red RTK son dos fundamentalmente, la primera es el conocimiento preciso de las coordenadas de la estación de referencia, y la segunda la determinación de las ambigüedades entre las estaciones, porque sólo así se podrán calcular las correcciones troposféricas e ionosféricas y orbitales. Es interesante separar los errores dispersivos de la ionosfera, de los otros errores, troposfera y orbitales, puesto que las variaciones temporales de los errores ionosféricos son mayores en comparación con los otros errores dependientes de la distancia. El término de latencia introducida en las comunicaciones (tiempo de envío y procesado de correcciones) es un valor fundamental para validar la solución, este no debe exceder de 1 segundo, en RTK de fase.

Para garantizar precisión y fundamentalmente en coordenada Z es importante que al menos se visualizan 6 satélites, para poder tener redundancia y garantizar compatibilidad entre los recibidos por el rover y la o las estaciones de referencia. También es importante controlar la altura de las antenas y su modelo, pues no es frecuente, pero a veces se producen errores en los sistemas RTK-Ntrip por no tener bien gestionadas las antenas.

Puesto que los errores dependen de la distancia entre estación y móvil por la dificultad del poder calcular las ambigüedades, el trabajar con una red frente al trabajo de una estación, permite alargar las distancias, y mejorar el modelo de corrección.

El software que corre en el servidor central de la red comienza fijando las ambigüedades de los satélites observados y a partir de los datos de todas las estaciones permanentes, genera las correcciones que serán enviadas al receptor móvil. El receptor móvil se conecta al servidor de la red a través de una comunicación bidireccional (Internet, GPRS, etc.) y una vez que recibe las correcciones del servidor de la red, calcula su posición usando un algoritmo adecuado.

El modelo diferencial RTK, se apoya en la resolución de ambigüedades de la red, que se determinan por el método de dobles diferencias respecto al mismo satélite de referencia, calculado por el servidor central y resolviendo esta ambigüedad común para todas las estaciones de la red o clúster definidos, esto habilita el intercambiar los flujos de datos del receptor móvil entre las estaciones de referencia, sin necesidad de reinicializar la cuenta de ambigüedades. Una vez resuelta la ambigüedad común se obtienen las correcciones para cada antena de referencia.

Conocidas las correcciones individuales por antena de referencia se debe definir el método para crear el modelo de corrección diferencial, lo más sencillo es establecer un peso en función de la distancia, desde el móvil a las distintas antenas de referencian.

Existen diversos métodos de generar los modelos de interpolación de correcciones, interpolación lineal, combinación lineal, ajuste mínimo cuadrático, parametrización matricial...

Las técnicas de generación, envío y recepción, a partir del protocolo NTRIP, conexión vía internet, son cuatro:

- VRS (Virtual Reference Station). Comunicación bidireccional.
- FKP (Parámetros de correcciones de área lineal). Comunicación unidireccional.
- Master Auxiliary Concept (MAC).
 - MAX (unidireccional)
 - I-Max (bidireccional)

La solución de red tiene grandes ventajas frente a la solución de estación simple, ya que las exactitudes de la posición calculada del receptor móvil son más homogéneas y se mantienen a lo largo de grandes distancias (hasta los 100 km. aproximadamente), ofrece mayor confiabilidad, disponibilidad e integridad en las correcciones RTK, se reducen los tiempos de inicialización y se minimizan los errores sistemáticos (ionosféricos, troposféricos, errores en las órbitas y relojes de los satélites y multipath). La precisión horizontal es de 1 a 2 cm, cuando las distancias entre las estaciones de referencia son de 50 a 70 km.

También se puede optar a solución de una única estación de esta red, siguiendo el protocolo NTRIP.

Para evaluar estos diferentes métodos de red RTK se utilizan varios términos o criterios:

- Software: estandarizado o no
- Solución de red controlada o no por el usuario
- Consistencia o precisión

Un método estandarizado es un método donde el software del servidor utiliza algoritmos estandarizados internacionalmente para generar las correcciones RTK de red. Estos algoritmos se han publicado y están disponibles al público. Esto proporciona coherencia y transparencia para todos los usuarios.

Solución de red Controlada por el Usuario. Una solución de red controlada por el móvil se logra cuando el móvil puede controlar qué estaciones de referencia se utilizan en la solución, cuántas estaciones de referencia, y qué estrategia se utiliza para reducir los errores dependientes de la distancia.

La ventaja de una solución de red controlada por el móvil es que el móvil puede continuamente evaluar la calidad de su solución RTK y supervisar la eficacia de las correcciones de los errores dependientes de la distancia que se están calculando. Si el móvil determina que la solución RTK ya no es óptima (por ejemplo debido a un cambio en las condiciones atmosféricas), entonces el móvil puede tomar una decisión sobre la marcha y cambiar a una estrategia diferente y calcular una solución de red más apropiada, por lo tanto, el mantenimiento de la inicialización y una solución óptima RTK.

Solución de red Controlada por el Servidor. Cuando el servidor controla la solución de red, el servidor normalmente utiliza una estrategia para todos los móviles, no para cada equipo móvil individualmente. El servidor no conoce cómo está trabajando cada equipo. Por lo tanto, si la solución de red no es apropiada para la situación del móvil, la solución RTK no puede ser optimizada y, finalmente, no se puede obtener una rápida inicialización.

Con una estación de referencia individual RTK la exactitud de la posición disminuye con la distancia a la estación de referencia. Con red RTK este efecto se reduce. La posición y su exactitud es más consistente al trabajar con una solución de red.

15.5.2. Virtual Reference Station (VRS)

El concepto de VRS fue desarrollado por la empresa alemana Terrasat y presentado por Wanninger (1997). Posteriormente la casa Trimble absorbió Terrasat, y hoy hablar de VRS, es hablar de Trimble. Fue el primer sistema de corrección RTK en red. El concepto VRS o estación de referencia virtual fue introducido por primera vez en la red alemana SAPOS.

VRS es una de las técnicas que permiten conseguir una reducción de errores sistemáticos a la vez que facilita una mayor libertad de movimiento respecto a la distancia entre el móvil y la estación de referencia, es una técnica basada en la comunicación bidireccional (indica donde se encuentra el rover, por NMEA, y recibe correcciones RTCM, a partir de una estación virtual, próxima a él).

Desde cada una de las estaciones se envían datos en tiempo real a una estación central desde la cual se realiza un cálculo de correcciones para la red. Con ello se simula una estación de referencia local virtual cercana a la posición del usuario, alrededor del metro, y desde esta estación virtual se generan las correcciones.

En primer lugar el equipo móvil envía su posición aproximada al centro de control, éste, teniendo en cuenta esa posición aproximada, calcula una estación de referencia virtual próxima a esta posición, a partir de la cual el software interpola una solución de las correcciones, siempre que esté en el área de los triángulos que forman las estaciones de referencia. Si ésta estuviese fuera de los límites definidos por las estaciones se extrapola una solución pero no más de 10-15 km.

El centro de control realiza las tareas de control de calidad de los datos, almacenamiento de los mismos, estimación y modelado de errores (tropósfera, ionósfera y errores orbitales), se fijan las ambigüedades de las líneas base que forman las estaciones de referencia de la red, a partir de modelos (lineales o no lineales) se predicen los errores atmosféricos y orbitales en la posición del usuario.

Se realiza el cálculo de la posición de la estación virtual, así se reconstruye la que sería la observación de la estación de referencia virtual. Y se envían las correcciones RTK al receptor móvil en un formato estándar. El receptor móvil, con las dobles diferencias calcula su posición respecto a la estación de referencia virtual.

La solución se envía en tiempo real (ya sea en formato RTCM 2.3, RTCM 3.0 o CMR) al receptor móvil y por lo tanto, éste trabaja como en el caso de solución de estación simple, recibiendo correcciones de una estación cercana, pero utilizando el modelo de la red, y a partir de esta estación virtual.

El método VRS requiere comunicaciones bidireccionales para la transmisión de datos, las cuales pueden obtenerse mediante tecnología móvil (GSM, GPRS, UMTS, etc.), o conexión inalámbrica a Internet, debido a que el receptor móvil debe enviar su posición al centro de control, éste calcula las correcciones de retardo ionosférico y troposférico $\{I_{km}^p, \Delta\rho_{km}^p\}$ para esta posición aproximada del usuario y las envía al receptor móvil (los cálculos se realizan en el centro de control).

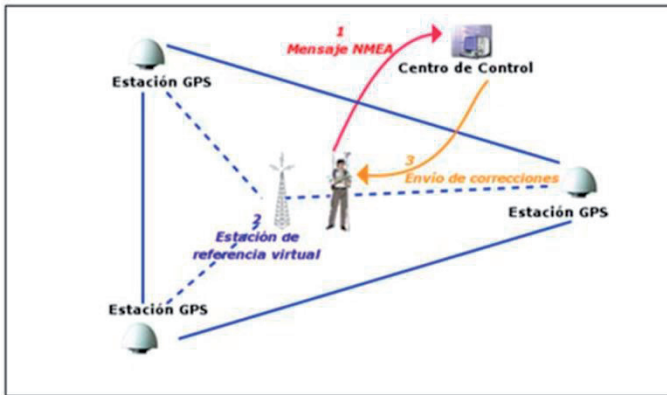


Figura 15.5. VRS. Trimble

El proceso se puede resumir de la siguiente manera, ilustrada en la Figura 15.5.:

- Los datos de observación de las estaciones de referencia que conforman la red son transferidos a un ordenador central.
- Con estos datos y las coordenadas precisas de las estaciones de referencia se calculan modelos de los errores ionosférico, troposférico y orbitales. Se fijan las ambigüedades de fase para las líneas base o vectores que conforman la red.
- El rover determina su posición mediante una solución de navegación, obtenida con GPS. Una vez determinada su posición aproximada, se conecta con el centro de control transmite su posición mediante un mensaje NMEA.
- El centro de control conoce la posición aproximada del rover en el campo. Con ese dato y utilizando la información de la red de estaciones GNSS, genera una estación virtual situada próxima al rover.
- El rover comienza a recibir correcciones correspondientes de su estación de referencia virtual. Estas correcciones que está recibiendo son de RTK simple, sin embargo, en realidad las están enviando desde el centro de control.

Es un método no estándar. Utiliza algoritmos no publicados para generar correcciones de red RTK.

Solución de red controlada por servidor. El servidor calcula la solución de la red de trabajo para reducir los errores dependientes de la distancia.

Con el método VRS el rover no recibe observaciones relacionadas con una estación de referencia real. Esto significa que la línea de base entre la Estación Virtual de Referencia y el punto de medida no pueden ser directamente remedidos.

Las correcciones VRS están optimizadas para la posición del rover en el inicio de la sesión RTK (es decir, después de conectar con el servicio de la Red de RTK). Si el rover se desplaza a una distancia considerable en el mismo período de sesiones (es decir, sin necesidad de desconectar y volver a conectar) las correcciones no puede ser apropiadas para la ubicación de rover de nuevo (Landau et al., 2003).

15.5.3. FKP. Parámetros de corrección de área o planos

El concepto FKP (Flächen korrektur parameter, en español Parámetros de corrección de planos) surgió posteriormente al VRS en Alemania, y fue desarrollado por la empresa GEO++. Este modelo no necesita saber la posición del receptor móvil. Este sistema es muy utilizado en Alemania, redes SAPOS o ASCOS y en Bélgica red WALCORS. Este sistema no es utilizado en España, pero sirve para entender el modelo MAC.

Esta metodología aplica un modelo de errores de la zona de trabajo basado en una interpolación lineal de los mismos y, utilizando las estaciones permanentes como puntos donde los errores son conocidos, calcula los parámetros de un plano interpolador, como se muestra en la Figura 15.6.

Para cada estación de referencia se genera una superficie para cada satélite y frecuencia, y sobre él se interpolan los errores atmosféricos y orbitales en función de la posición del rover (longitud, latitud y altura). La predicción de errores depende de la distancia y ésta viene por su posición.

Los parámetros del plano son los que se envían al rover, el cual se encarga de calcular las correcciones por interpolación para su área de trabajo.

Es un método no-estándar. Utiliza algoritmos no publicados para generar correcciones de red RTK, al igual que el VRS.

El servidor calcula la solución de red (corrección de los parámetros del área) para reducir los errores dependientes de la distancia. Esto significa que la solución de red no es optimizada por el rover y podría estar limitando la solución RTK.

Las correcciones RTK se relacionan de nuevo a una estación de referencia real y por lo tanto son trazables y repetibles.

Transmisión de datos. Las correcciones pueden ser transmitidas mediante un canal de comunicaciones unidireccional, ya que una vez que el servidor ha enviado los datos al receptor móvil, éste es quien realiza los cálculos.

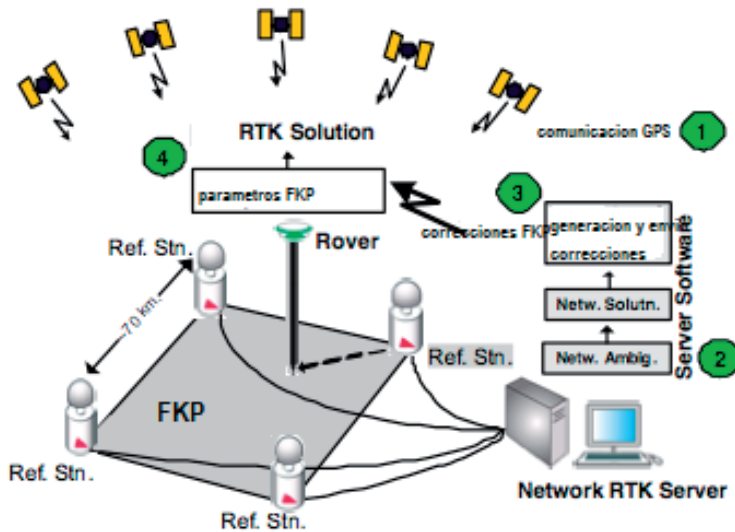


Figura 15.6. Solución FKP (Leica)

El formato para la transmisión de los parámetros del plano de interpolación es el RTCM 2.3.

15.5.4. La solución MAC (Master Auxiliary Concept)

La solución MAC (Master Auxiliary Concept) se considera una evolución del FKP, proporciona al receptor móvil los datos necesarios para calcular las correcciones de su posición de forma autónoma. Se basa en el cálculo del nivel común de ambigüedades. Para llegar al nivel común se deberá resolver las ambigüedades entre las estaciones de referencia y eliminarlas de las ecuaciones de observación. Una vez el software lo ha calculado es posible calcular los errores dispersivos y no dispersivos para cada pareja “satélite-receptor” y para cada frecuencia (Brown et al, 2005).

Para el cálculo de las correcciones, la información procedente de la estación de referencia máster y del resto de estaciones de referencia se transmite al receptor móvil. Para que esta transmisión sea más eficiente sólo se transmiten los datos crudos de la estación máster (RTCM 3.0 mensaje 1004) y observaciones reducidas del resto de estaciones cercanas con respecto a la estación máster con las ambigüedades eliminadas.

El funcionamiento de dicha propuesta, está en transmitir al rover las correcciones de la red de la forma más compacta posible. El ancho de banda necesario se reduce considerablemente separando las correcciones en dos partes; Correcciones de fase debido a errores dispersivos y no dispersivos (Euler et al., 2001). Los errores ionosféricos están directamente relacionados con la frecuencia y varían rápidamente y los errores orbitales y troposféricos afectan por igual a las distintas frecuencias y son más estables.

El hecho de dividir las correcciones en dos componentes agiliza el envío de información. El formato del mensaje propuesto proporciona un considerable ahorro de tiempo comparado con las correcciones convencionales RTK.

La determinación de ambigüedades es fundamental, y cabe recordar que el número de ambigüedades se descompone en una parte fija inicial N_0 y una parte variable N_i si se elimina la parte entera N_0 cualquier receptor en campo puede fijar sus dobles diferencias con respecto a cualquier estación de referencia, este procedimiento se conoce como nivel común de ambigüedades. El software de procesamiento de la red reduce las ambigüedades de fase de todas las estaciones de referencia de la red a un nivel común. A partir de aquí se pueden calcular los errores dispersivos y no dispersivos para cada pareja de satélite-receptor y frecuencia.

Los pasos fundamentales para el cálculo de correcciones de red son (Euler et al., 2001; Brown et al., 2005):

- Transmisión de datos de las estaciones de referencia al centro de procesamiento de la red y cálculo del nivel común de ambigüedades a partir de dichas observaciones. Para resolver las ambigüedades de red el software del centro de control debe modelar o estimar las fuentes de error más relevantes (Ionosfera, troposfera, errores orbitales y errores de reloj).
- Formación de los mensajes de red. Para reducir el volumen de datos a transmitir una de las estaciones de referencia de la red asume el papel de estación máster, transmitiendo sus observaciones completas (mensaje 1003-1004, RTCM 3.0). Para el resto de estaciones, denominadas auxiliares, se transmiten diferencias de correcciones resultado de formar simples diferencias entre estaciones (mensaje 1017, RTCM 3.0).
- Transmisión de mensajes con correcciones de red al receptor.
- Utilización de la información transmitida por el rover. Éste emplea la información proporcionada por la red y determina los errores dispersivos y no dispersivos en su localización.
- Determinación de la posición del rover. El receptor móvil resuelve sus ambigüedades y determina su posición utilizando toda la información de la red de referencia.

Aunque el volumen de datos transmitidos utilizando el modelo propuesto por MAC es mayor que cuando se utiliza la solución VRS o FKP, este formato está diseñado para ser más eficiente (Brown et al., 2005).

MAX e i-MAX son dos desarrollos comerciales de Leica Geosystem basados en la tecnología MAC. El software de gestión de la red es el Leica GPS Spider.

15.5.5. MAX Master Auxiliary Corrections

Es la solución comercial del método MAC original. Las correcciones se transmiten al rover en formato RTCM 3.1. El software de gestión de la red (Leica GP Spider © Leica Geosystem) ofrece además la posibilidad de solución “Auto-Max”, seleccionando la celda óptima en función de la localización aproximada del rover. Si existe comunicación bidireccional entre el centro de control y el rover, la estación máster siempre será la más cercana a la posición del rover, como se muestra en la Figura 15.7.

MAX utiliza algoritmos publicados para generar y enviar las correcciones de red RTK y por lo tanto, es un método estandarizado. Además, con estos datos siempre se puede trazar una línea base a estaciones de referencia reales.

RTCM Comisión Especial 104 ha reconocido MAX como el estándar oficial para las correcciones de red RTK y lo ha incluido en sus documentos estándares RTCM 3.1.

La solución de red está bajo el control del equipo Móvil.

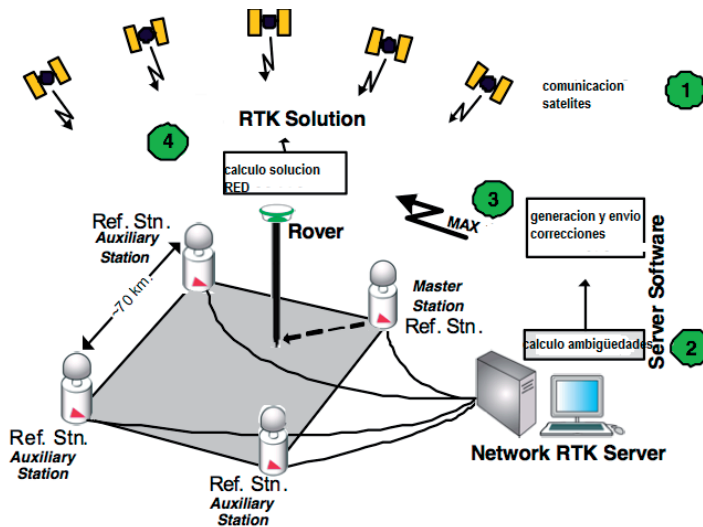


Figura 15.7. Solución MAX (Leica)

El concepto MAC ofrece al móvil la flexibilidad de realizar una interpolación, ya sea simple de las correcciones de red como FKP, o un cálculo más riguroso, con múltiples líneas base auxiliares. Esto significa que el móvil puede monitorizar la solución RTK y cambiar su cálculo sobre la marcha para optimizar la solución RTK. Ésta es una ventaja muy importante sobre FKP y cualquier otro método. Con estos datos MAX se puede reconstruir para el móvil los datos de ambigüedades reducidas para cada estación de referencia. Por lo tanto, permite maximizar el uso de todos los datos de satélites para calcular la mejor solución posible de RTK.

El móvil tiene la posibilidad de adaptarse a las prevalecientes condiciones atmosféricas utilizando un número adecuado de estaciones de referencia (por ejemplo, en el modelo de mayor escala atmosférica actividad). Esto significa que el móvil puede garantizar que las soluciones RTK (posiciones y precisiones) sean coherentes.

Las correcciones MAX permiten al móvil medir una línea base real a la estación principal: una estación de referencia real. Por lo tanto, las medidas son trazables y repetibles.

15.5.6. I-MAX Individualized Master Auxiliary Corrections

El método es similar al VRS, ambos están clasificados como individualizados y requieren que el móvil envíe una posición aproximada al servidor. Se emplea con receptores que no tienen la capacidad de interpretar el mensaje con las correcciones de red en formato RTCM 3.1. Utiliza el formato estándar RTK, como RTCM2.3/3 o el de Leica. Es necesario comunicación bidireccional.

Es un método no estándar, igual que FKP y VRS. Utiliza algoritmos no publicados para generar correcciones de red RTK.

I-MAX genera correcciones que simulan una única referencia RTK. Esto limita los datos de los satélites que puede usar el rover, por lo tanto en algunas situaciones (de poca visibilidad de cielo) podría no llegar a obtenerse una posición para el móvil, su esquema se muestra en la Figura 15.8.

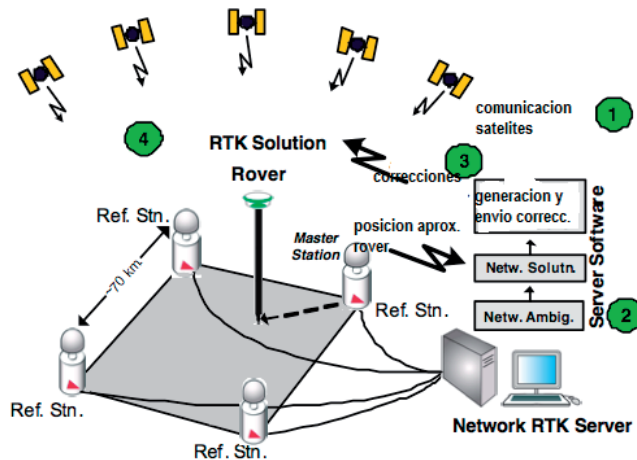


Figura 15.8. Solución I-MAX (Leica)

Las correcciones i-MAX están relacionadas con una estación principal. Esto significa que la línea base entre la estación principal y el punto de medición puede siempre ser directamente remeida. Por lo tanto, las medidas son trazables y repetibles.

15.5.7. Comparativa y soluciones RTK

Se presentan dos tablas comparativas:

- En la Tabla 15.14. se muestra una comparativa en la que se puede ver el alcance, la precisión y el tiempo de observación, según la metodología GNSS empleada.

Tabla 15.14. Comparativa de metodologías GNSS

Método	Precisión	Tiempo observación	Distancia
Estático	5 mm+ 1 ppm	De minutos a horas	Sin limite
Estático rápido	1 cm + 1 ppm	5- 20 minutos	
Cinemático	2 cm + 2ppm	2 épocas	15 km
RTK	1-2cm + 2ppm	1 posición/segundo	70 -100 km
Diferencial código DGPS	Métrica o submétrica	Posición /segundo	Regional o mundial

- En la Tabla 15.15. se muestran los resultados obtenidos, en forma de coordenadas, utilizando diferentes metodologías GNSS.

Tabla 15.15. Comparativa de resultados con diferentes metodologías GNSS

FJAS	Coordenadas geodésicas ETRS89								
	Long.	Lat.	h						
Paseo Marítimo	-0,32396771787	39,46986154681	52,2540						
Leica Estación	-0,32396790607	39,46986164033	52,2365						
L. Imax	-0,32396794091	39,46986155014	52,2318						
Trimble Estación	-0,32396793396	39,46986157971	52,1928						
T. VRS	-0,32396786057	39,46986164469	52,2061						
Estático	-0,32396796940	39,46986141000	52,2878						
FJAS	Coordenadas UTM ETRS89			Dif. Est-obs			Dif. Estatico-rtk		
	X	Y	h	ΔX	ΔY	ΔZ	ΔX	ΔY	ΔZ
Paseo Marítimo	730198,1850	4372338,3320	52,2540						
Leica Estación	730.198,1685	4.372.338,3419	52,2365	0,0165	-0,0099	0,0175	-0,0046	-0,0262	0,0513
L. Imax	730.198,1658	4.372.338,3318	52,2318	0,0192	-0,0002	0,0222	-0,0019	-0,0161	0,0560
Trimble Estación	730.198,1663	4.372.338,3351	52,1928	0,0188	-0,0031	0,0612	-0,0023	-0,0194	0,0950
T. VRS	730.198,1724	4.372.338,3425	52,2061	0,0126	-0,0105	0,0479	-0,0085	-0,0268	0,0817
Estático	730198,1639	4372338,3157	52,2878	0,0211	-0,0163	0,0338			
			Promedio	0,0176	-0,0080	0,0365	-0,0043	-0,0221	0,0710

15.5.8. Repetidor amplificador de señal

Cuando la cobertura por telefonía de GSM/GPRS es escasa y existe dificultad de recibir correcciones diferenciales vía VRS, existen dispositivos que posicionados en puntos donde reciban bien la señal, se puede desde ellos retransmitir dicha señal por un sistema de radio local, permitiendo trabajar a la vez a varios usuarios.

15.6. DGNSS de precisión, desde el espacio SBAS

15.6.1. OmniSTAR

La compañía Fugro actualmente es la mayor proveedora de servicios DGNSS, entre los diversos servicios que ofrece están OmniSTAR, Starfix, SeaSTAR.

OmniSTAR es un sistema de corrección diferencial DGNSS, gestionado por la empresa Fugro, de cobertura global, que emite las correcciones diferenciales vía satélite (SBAS) o vía internet. La red de estaciones permanentes es del orden de 110 estaciones repartidas mundialmente, dos centros de control global y las correcciones vía satélite la transmite a partir de 6 satélites geoestacionarios, por la banda L, los modelos de corrección son prácticamente continentales. El datum actual de la red de estaciones de referencia OmniSTAR es ITRF2008 que fue presentado en abril de 2010, y significa un cambio incremental de ITRF2005.

Permite solución de código con una frecuencia L1 o de doble frecuencia L1/L2, desde 2011 trabaja con las dos constelaciones GPS y GLONASS, y sus correcciones se pueden utilizar trabajando con varios tipos de fabricantes (Trimble, Topcon, Novatel,..). Tiene tres niveles de precisión submétrica (OmniSTAR VBS) decimétrica (OmniSTAR XP) y centimétrica (OmniSTAR HP). Tiene estructurado su servicio en cuatro grandes zonas América-Asia Pacífico-Europa y Oriente Medio- África, es un servicio privado de correcciones diferenciales, que provee 3 niveles de precisión.

El servicio HP (la precisión del orden de 6-10 cm) y el servicio XP (precisión 10-15 cm) se obtiene utilizando la medición por fase de portadora y requiere de un receptor de doble frecuencia

OmniSTAR VBS es el nivel fundacional "sub-metro" de servicio. Es una solución de pseudo-rango L1 sólo, fase de código.

Las aplicaciones fundamentales de este sistema es para agricultura de precisión, empresas de SIG, Topografía y minería, cuando sea suficiente esta precisión.

Fugro además del servicio DGNS, OmniSTAR, provee de otros servicios como STARFIX y SEASTAR. Todos los servicios de corrección están disponibles en más de 10 satélites de comunicación, proporcionando así la cobertura totalmente redundante a cualquier hora y en todo el mundo. Estos servicios son de aplicaciones fundamentalmente en gestión de flotas en alta, plataformas, telecomunicaciones (para el tendido de cables y reparación)...

Existen los siguientes sistemas:

- Starfix.G2. Sistema DGNSS de posicionamiento que incorpora sin problemas satélites GPS y GLONASS, con 10 cm de precisión en todo el mundo.
- Starfix.HP. Una frecuencia dual, multi cómputo fase portadora estación de referencia de menos de 10 cm de precisión en todo el mundo.
- Starfix.XP. Una doble frecuencia, la órbita y el estado de reloj, sobre la base de las estaciones de referencia de la NASA / JPL con menos de 15 cm de precisión.
- Starfix.L1. El servicio de GPS diferencial de frecuencia única proporciona precisión diferencial en todo el mundo y cobertura.

Starfix XP

Starfix.XP de Fugro es un sistema de posicionamiento GPS que se basa en correcciones de órbitas y relojes obtenidas a partir de un tercer proveedor. Starfix.XP es una tecnología Precise Point Positioning (PPP). Las correcciones de órbitas GPS y el reloj se calculan por separado, libres de efectos ionosféricos y troposféricos. El posicionamiento Starfix es el sistema de posicionamiento elegido por los buques de construcción en alta mar.

Starfix.HP es un sistema DGNSS que utiliza datos de corrección de doble frecuencia de fase portadora de la red de estaciones de referencia a través de los dos satélites Inmarsat y spotbeam de Fugro. Estas correcciones (en combinación con un receptor GPS de doble frecuencia) se utilizan para producir una posición de muy alta precisión 10-15 cm.

Seastar y MarineStar. Seastar es un servicio de posicionamiento dinámico preciso, proporciona correcciones diferenciales de precisión DGNSS de alta fiabilidad para aplicaciones de posicionamiento marítimo en todo el mundo. El Sistema de Maniobra MarineStar ha sido diseñado para ayudar a los grandes buques de atraque y las maniobras en aguas confinadas.

15.6.2. Otros proveedores de correcciones diferenciales

Landstar. Racal

Thales es la mayor empresa del GNSS Europeo y un pionero en el desarrollo técnico del GNSS. El grupo es el tercer mayor fabricante mundial receptores GNSS y también es líder en el campo de la navegación por satélite y la prestación de servicios telemáticos. Los servicios DGNSS que provee son Skyfix y Landstar.

El Grupo Leica, también ofrece un posicionamiento de alta precisión en alta mar, módulo de Leica RTS funciona con el sistema de Racal LandStar.

Starfire

La casa John Deere Company de maquinaria agrícola tiene desarrollado su propio sistema de correcciones diferenciales vía satélite SBAS, así como un sistema propio RTK, se comercializa a través de NavCom. El servicio de suscripción mundial StarFire proporciona una precisión en tiempo real por lo general mejor que 5 cm (<2 centímetros). Su señal corregida a nivel mundial está disponible prácticamente en cualquier lugar de la superficie de la Tierra en tierra o mar, desde 72 ° N y 72 ° S de latitud.

La red de estaciones permanentes está formada por más de 60 estaciones de referencia GNSS de todo el mundo para calcular órbitas de satélites GNSS y correcciones de reloj. Dos centros de procesamiento completamente redundantes y múltiples conexiones de comunicación aseguran la disponibilidad continua de correcciones. Estas correcciones se transmiten a través de los satélites geostacionarios, con cobertura en todo el mundo.

Como alternativa a la entrega de las correcciones a través de satélite se ofrece una opción de software StarFire sobre IP que permite a los usuarios acceder a las correcciones StarFire a través de Internet, que les da acceso a la misma de cinco centímetros confiable exactitud de posicionamiento global, sin necesidad de una estación base.

Otra opción es Ultra RTK de NavCom permitiendo a los usuarios lograr la precisión RTK (0.5 cm 1 ppm) a distancias de hasta 40 km de la estación base.

Veripos

Veripos es una gran empresa de cuyo mayor negocio esta en plataformas petrolíferas y gas, y obras en alta mar, especialmente en el mar del Norte, y desde hace unos años también entro en el negocio de DGNSS y es un proveedor global de servicios de posicionamiento por satélite, la red de estaciones está formada por más de 80 estaciones, transmitiendo en siete satélites de banda L.

Estos sistemas tienen gran interés en el posicionamiento dinámico de plataformas que mediante fuertes motores desplaza la plataforma para recolocarla en el punto exacto en el que debe estar. Para ello se utilizan DGPS que comparan las posiciones y rectifican la posible traslación.

15.7. Bibliografía

Duquenne, F., Botton, S., Peyret, F., Bétailte, D. y Willis, P. (2005). GPS Localisation et navigation par satellites. Editorial Lavoisier. Paris.

Capítulo 16

Redes de estaciones permanentes

16.1. Red de estaciones permanentes. Redes GNSS activas

En 1994 W. Strange definió el término CORS, estación de referencia de observación continua, como un receptor de calidad geodésico instalado permanentemente y con la antena colocada sobre un monumento o punto, y que recopila datos GPS las 24 horas del día, todos los días del año.

Una red de estaciones permanentes GNSS es un conjunto de receptores GNSS que, cumpliendo una serie de requisitos, están instalados de forma fija en unos puntos de coordenadas conocidas, y realizan observación de forma continuada a los satélites. Están conectados a una red, y ésta, a partir de un determinado software, da servicios en tiempo diferido o en tiempo real, poniendo a disposición sus productos, ya sean datos brutos o tratados. Estas redes de estaciones permanentes han generado un nuevo concepto de redes geodésicas, por estar de forma continua en observación y ligadas a marcos de referencia normalizados y globales definen las denominadas **redes activas**, y se ha dejado el término de redes pasivas a las redes amojonadas con vértices geodésicos (véase Figura 16.1).

La red se compone de varias estaciones GNSS interconectadas por comunicaciones que permiten cálculos en tiempo real, así como su validación y control. Cada estación debe disponer de un receptor, una antena, sistemas de comunicaciones y una fuente de alimentación. Además, en la mayoría de los casos se instala un ordenador para la transmisión y control de datos. En la mayoría de los casos, se utiliza una configuración adicio-

nal (sistema en la sombra) para la ganar fiabilidad o 'back up'. Aquellas que transmiten correcciones diferenciales requieren un software específico.



Figura 16.1 Redes activas y redes pasivas

Es frecuente en algunos países llamarles:

- CORS. Estaciones de referencia de seguimiento continuo
- REP. Redes de Estaciones Permanentes GNSS NetGPS o GEONET (GNSS Earth Observation Network System)
- Redes GNSS Activas
- Redes de monitoreo continuo o rastreo permanente

Estas redes pueden ser públicas o privadas y los servicios más frecuentes que dan las estaciones permanentes se resumen en la Tabla 16.1.

Tabla 16.1. Servicios de las estaciones permanentes

Post proceso	Internet	Rinex. Coordenadas estaciones Parámetros troposféricos Correcciones del reloj
	Radio -modem	Correcciones de código y fase Estación simple
Tiempo real	Conexión Internet-Ntrip Mediante tecnología GPRS/UMTS Formatos estándar o propietario	Correcciones de código y fase

16.1.1. Objetivos y aplicaciones fundamentales de estas redes

- Establecimiento y contribución de los marcos de referencia
- Determinación de parámetros de transformación
- Determinación de coordenadas muy precisas de redes
- Determinación campos de velocidades
- Aplicación en estudios geodinámicos
- Estudios de comportamiento atmosférico de la Troposfera e Ionosfera
- Aplicación en trabajos topo-geográficos
- Apoyo cinemático aerotriangulación
- Correcciones diferenciales

Las estaciones permanentes son fundamentales para el estudio de la corteza terrestre, para analizar el comportamiento de la tectónica de placas, el modelado de tormentas y controlar el vapor de agua en la atmósfera. El estudio de la ionosfera permite aportar información a los meteorólogos y físicos para analizar el clima y la componente iónica en relación con las telecomunicaciones

16.1.2. Características básicas

Requisitos para pertenecer a una red CORS:

- Receptor/antena multifrecuencia y multiconstelación
- Receptor capaz de seguir lo menos diez satélites por encima de 0 grados
- Antena que anule multicamino, centros de fase conocidos
- Deben proporcionarse metadatos del equipo, incluyendo fotografías y registro de la estación, coordenadas de ésta en sistemas ITRF
- Los datos estarán disponibles para distribución en posproceso y tiempo real
- Los datos se grabarán en varios intervalos de tiempo en segundos.
- Emisión de correcciones via radio, via internet NTRIP
- El proveedor tiene que tener acceso al sitio en Internet

Una estación de referencia está equipada con un receptor, antena, sistema de alimentación y modem, algunos receptores y antenas se muestran en la Figura 16.2.



Figura 16.2 Receptor de estación permanente Trimble, Topcon y Leica

El centro de control trabaja con un software de servidor, y sus labores principales son:

- Importar datos brutos y validar su calidad
- Almacenamiento en formato Rinex
- Cálculo y modelización de errores sistemáticos
- Generación de flujo de datos RTCM y transmisión
- Correcciones de centro de fase de antena
- Determinación de ambigüedades

16.2. Estructura o jerarquía de redes

Se ha establecido una clasificación jerárquica en función de su estabilidad y calidad de la red, de manera que se distinguen:

- **Clase A o 1.** Estaciones integradas en redes internacionales y siguiendo los estándares de IGS, con procesamiento continuo, coordenadas en el ITRF con campos de velocidades, con precisión $\sigma < 1$ cm en ITRS, independiente de la época de observación. En este grupo está la red europea ERGPS, la red Iberoamericana SIRGAS y la red ERGNSS del IGN de España.
- **Clase B o 2.** Estaciones generalmente de redes regionales, no integradas en redes internacionales, pero de observación continua. Se conocen los campos de velocidades, con un $\sigma < 1$ cm pero sólo garantizado en una época específica.
- **Clase C o 3.** Estaciones de densificaciones regionales con propósitos DGPS/RTK. Apoyadas en la clase B, como densificación de las mismas. Sigma menor de 5 cm. En España la red REGENTE.

Las redes son de acuerdo a su cobertura se clasifican en:

- Redes supranacionales
 - Red IGS
- Redes continentales. EPN (Red europea de estaciones permanentes EUREF)
- Redes nacionales
 - En Europa:
 - ERGPS en España
 - APOS (Austria)
 - FLEPOS y WALCORS (Bélgica)
 - GPSnet, GPS-Referencen (Dinamarca)
 - GPSNet (Finlandia)
 - OSNet (Reino Unido)
 - SAPOS, ASCOS (Alemania)
 - SWEPOS (Suecia)
 - AGNES (Suiza)
 - RGP;RENAG,TERIA y ORPHEON en (Francia)
 - RDN,NetGeo,Smartnet (Italia)
 - CZEPOS (República Checa)
 - ASG-EUPOS (Polonia)
 - Renep, Servir (Portugal)
 - En América:
 - CanNet (Canadá)
 - CORS (EEUU)
 - Estaciones GNSS de monitoreo o rastreo permanente en SIRGAS, para Iberoamerica y Brasil
 - En Asia y Oceanía:
 - Geonet (Japón, con más de 1240 estaciones permanentes)
 - Geonet (Nueva Zelanda)
 - Red regional australiana del GPS

- Redes regionales
 - En España la mayoría de las comunidades autónomas
- Redes comerciales
 - TRIMBLE, Leica, Topcon

Prácticamente en todos los países existen redes nacionales de carácter público o redes de servicios de proveedores de correcciones diferenciales.

16.3. Redes internacionales

16.3.1. IGS Servicio Internacional GNSS

El Servicio GNSS Internacional (IGS), anteriormente el servicio de GPS internacional, es una Federación voluntaria de más de 200 agencias de todo el mundo que ceden sus recursos y los datos de sus estaciones permanentes GPS y GLONASS para generar productos precisos GPS y GLONASS. El IGS se compromete a proporcionar datos de alta calidad y productos estándar para sistemas mundiales de navegación por satélite (GNSS) para apoyar la investigación en Ciencias de la Tierra, aplicaciones multidisciplinarias y educación. Actualmente el IGS incluye dos GNSS, GPS y el GLONASS ruso y pretende incorporar futuras GNSS. Se puede pensar en el IGS como la comunidad GNSS internacional civil de más alta precisión.

La red mundial de estaciones permanentes IGS recopila archivos y distribuye los datos de observación GNSS y genera los siguientes productos:

- Efemérides de satélites GPS y observaciones
- Efemérides de satélites GLONASS y observaciones
- Parámetros de rotación de la Tierra
- Coordenadas de las estaciones permanentes de seguimiento y sus velocidades
- Retraso troposférico
- Mapas ionosféricos globales
- Posicionamiento preciso PPP
- Órbitas de los relojes

La red IGS comprende más de 300 estaciones permanentes GNSS de funcionamiento continuo, que se pueden ver con detalle en <http://igsceb.jpl.nasa.gov/network/complete.html>.

16.3.2. CORS-National Geodetic Survey (USA)

La red CORS es un esfuerzo cooperativo multipropósito con la participación del gobierno, académicos y organizaciones privadas. Los sitios son propiedad y los controlan entidades independientes. Cada agencia comparte sus datos con NGS, NGS a su vez

analiza y distribuye los datos de forma gratuita. A partir de enero de 2014, la red CORS contiene más de 1900 estaciones, aportadas por más de 200 organizaciones diferentes, y la red continúa en expansión.

16.3.3. Red permanente europea EPN

La EPN es una red GNSS permanente creada por la Subcomisión de IAG para Europa (EUREF). Su objetivo principal es la creación y mantenimiento del sistema de referencia terrestre europeo. La EPN consiste en una estructura pinza incluyendo estaciones GNSS, centros operativos, centros de datos locales y regionales, centros de análisis local, un centro de combinación y una oficina central. Se pueden obtener más datos de <http://www.epncb.oma.be/>

La EPN es la densificación europea de la red del Servicio Internacional de GNSS (IGS). Como tal, la EPN tiene los mismos usos, normas y formatos que el IGS.

16.3.4. European Combined Geodetic Network

La ECGN es un sistema integrado de referencia europeo para usos de referencia espacial y gravedad, cuyos fines son:

- Mantenimiento de una estabilidad de largo plazo del sistema de referencia terrestre con una precisión de 10⁻⁹ para Europa, especialmente en el componente de altura.
- Modelado de influencias de parámetros dependientes del tiempo de la Tierra sólida del campo de gravedad de la tierra, los océanos, la atmósfera, la hidrosfera para diferentes aplicaciones de posicionamiento.
- Contribución a la modelización del campo de gravedad europeo.

Todas las estaciones ECGN deben conectarse a la red de nivelación de la Unión Europea UELN (Sistema europeo de referencia Vertical). Para la medición del mareógrafo, los datos del servicio permanente significan el nivel del mar observando sistema PSMSL y se puede utilizar el proyecto europeo ESEAS de servicio de nivel del mar.

16.4. Redes nacionales

16.4.1. Red ERGPS del IGN de España

El Instituto Geográfico Nacional de España IGN tiene una red de estaciones permanentes GNSS (Global Navigation Satellite System) iniciada en 1988, que cubre todo el territorio nacional. La red de estaciones permanentes del IGN, denominada ERGNSS, se encuadra dentro de la jerarquía de Redes Geodésicas del grupo de trabajo VIII CERCO, actualmente EUREOGEOGRAPHICS como Clase A, lo que implica un conjunto de puntos integrados en el ITRF con coordenadas y campos de velocidades con sigma <1 cm independientes de la época de observación.

emiten correcciones diferenciales DGPS+RTK de a través del caster de correcciones diferenciales <http://ergnss-ip.ign.es> y con los clientes del protocolo NTRIP a través de la dirección “193.144.251.13” por los puertos 80 y 2101.

El informe elaborado por el gobierno español en septiembre del 2013, informe CORA, establece la fusión de las redes autonómicas con la red IGN, antes del 2016 con la creación de 6 nuevas estaciones, pero el desmantelamiento de las redes autonómicas, aunque es un proyecto de carácter nacional, dependerá del comportamiento de las comunidades autónomas.

Esta red de estaciones permanentes participa en grandes proyectos internacionales y nacionales del tipo siguiente:

- EUREF : procesando una subred de la red de estaciones permanentes europeas (EPN), con fines geodésicos y meteorológicos.
- Sistema de Vigilancia Volcánica: procesando todas las estaciones ibéricas y del entorno circundante, con fines meteorológicos.

En cuanto a proyectos nacionales cabe destacar:

- IBERRED: procesando todas las estaciones ibéricas y del entorno circundante con fines geodésicos y geodinámicos.
- SVVCOG: procesando estaciones de las Islas Canarias y alrededores con fines de alerta volcánica y de estudio de la geodinámica de las Islas de la Canarias y Azores.

Desde la semana GPS 1130, en Septiembre del 2001, el IGN es Centro Local de Análisis de la red de estaciones permanentes GNSS europea (EPN) y procesa una subred de aproximadamente 50 estaciones.

Se realizan cálculos de posiciones de forma diaria y semanal tanto con efemérides precisas como con efemérides rápidas. Con estos cálculos se obtienen las series de coordenadas y vectores velocidad, además de los retrasos troposféricos de la señal en el cenit (ZTD).

También la red ERGNSS sirve para estudios climatológicos, y participa en el proyecto europeo E-GVAP para el cálculo del contenido de vapor de agua de la atmósfera a partir de datos de estaciones permanentes GNSS en Tierra.

Desde el año 2007 el IGN está instalando una red de estaciones permanentes GNSS como parte del Sistema de Vigilancia Volcánica de Canarias, comenzando por la isla de Tenerife. Los datos de estas estaciones se procesan dentro de una red mayor formada por las estaciones GNSS de la Península Ibérica, norte de África, Canarias y Azores.

Dado que la principal finalidad de este procesado es la vigilancia volcánica, es necesario obtener las coordenadas resultantes lo antes posible, por lo que para ello se realizan dos procesados diferentes:

- Procesado Rápido: al día siguiente y con el uso de efemérides rápidas del IGS.
- Post-procesado final: al cabo de tres semanas de su adquisición, usando las efemérides precisas del IGS.

16.5. Redes regionales o autonómicas en España

Prácticamente todas comunidades autónomas han creado y densificado sus regiones con redes propias gestionadas por el gobierno autónomo, incluso comunidades como Murcia han armado dos redes propias, poco comprensible para una extensión como la cubierta. Se puede encontrar la web de todas ellas, en cualquiera de ellas, o en el Visor de la junta de Extremadura, información a este respecto se muestra en la Tabla 16.2.

Tabla 16.2. Webs de las redes de estaciones permanentes autonómicas

CASTER	IP-PUERTO	OPERADOR
Extremadura	217.124.180.27:2102	http://www.rep-gnss.es/
Castilla y León	193.146.230.81:2101	http://gnss.itacyl.es/
Guipúzcoa	82.130.196.2:7015	http://b5m.gipuzkoa.net/web5000/es/geodesia/red-gnss/
Gobierno Vasco	62.99.86.141:2101	http://www.gps2.euskadi.net/
Asturias	88.151.16.54:2101	http://rgapa.cartografia.asturias.es/
Navarra	194.224.227.130:2101	http://www.navarra.es/appsext/rgan/default.aspx
Ministerio de Fomento (España)	193.144.251.13:2101	http://www.ign.es/ign/layoutIn/actividadesGeodesiaGnss.do
Valenciana	icverva.icv.gva.es:2101	http://icverva.icv.gva.es:8080/
La Rioja	195.55.164.9:2101	http://www.iderioja.larioja.org/index.php?id=20&lang=es
Murcia	62.14.244.61:2101	http://cartomur.imida.es/regam/index.htm
Catalunya	84.88.72.26:8080	http://catnet-ip.icc.cat/
Illes Balears	85.119.193.32:2101	http://xarxagnss.caib.es
Aragón	195.55.229.193:2101	http://gnss.aragon.es/
Andalucía	150.214.91.10:7030	http://www.ideandalucia.es/portal/web/portal-posicionamiento

16.5.1. Red de estaciones de referencia GNSS de Valencia: red ERVA

La Red de Estaciones de Referencia de Valencia (ERVA) surge con el propósito de convertir a la Generalitat Valenciana en Proveedor de Datos GNSS mediante una Red Multipropósito de medición continua y posicionamiento por satélite, las estaciones que la componen se muestran en la Figura 16.4.

La Red ERVA es una herramienta imprescindible para Vuelos fotogramétricos realizados sobre el territorio, para Cartografía y SIG, Geodesia, Geofísica, Navegación, Localización de puntos de interés, Delimitación de zonas y para Ingeniería. Mediante esta infraestructura en permanente funcionamiento, el usuario dispone de un sistema de georreferenciación preciso y continuo materializado en el territorio en el Sistema de Referencia Geodésico **ETRS89** (European Terrestrial Reference System 1989), ahorrando en tiempo y costes al existir la infraestructura pública. Desde 2005 está operativo el servicio para post-proceso y emisión de correcciones para posicionamiento en tiempo real.



Figura 16.4 Red ERVA. ICV

16.5.2. Red geodésica activa de Aragón

La Red de Geodesia Activa de Aragón (ARAGEA) está compuesta por veinte estaciones propias distribuidas por el territorio de la Comunidad Autónoma de Aragón.

Es un servicio libre y gratuito de posicionamiento de alta precisión con receptores GNSS, dentro del territorio de Aragón en datum ETRS89, dentro de un marco coherente con la Red REGENTE y las estaciones permanentes del IGN y otros suministradores externos pero públicos. Dicha red proporciona correcciones de código y fase para los sistemas de navegación GPS, GLONASS y la futura GALILEO, tanto en tiempo real RTK como en postproceso a través de ficheros RINEX.

Servicio de corrección en tiempo real (de acuerdo a su propia Web)

Para usar este tipo de correcciones el usuario necesita disponer de un receptor que admita correcciones en el estándar RTCM (versiones 2.3 o 3.0) o CMR+ y una conexión a Internet en el momento en que realiza el trabajo de campo. El acceso a Internet se consigue normalmente a través de telefonía móvil GPRS o UMTS.

SERVICIO	MODO DE ACCESO	FORMATO
Estación más próxima	Caster NTRIP	RTCM 2.3 y 3.0, CMR+
Solución de red	Caster NTRIP	RTCM 2.3 y 3.0, CMR+

El acceso a los datos en tiempo real se realiza a través del Caster NTRIP (Networked Transport of RTCM via Internet Protocol). Para poder usar las correcciones suministradas por esta red es necesario que el software del receptor GNSS disponga de un cliente NTRIP. La mayoría de los receptores actuales que están diseñados para usar correcciones diferenciales ya disponen de esta funcionalidad.

A través del Caster NTRIP se puede acceder a dos tipos de datos en tiempo real:

- **Datos de la estación GNSS de ARAGEA más próxima:** El usuario se conectará a aquella estación que se encuentre a menor distancia de su punto de trabajo, sin conocer cuál es. La red determina cuál es la estación más próxima a un usuario y para ello el receptor móvil (rover) debe enviar su posición aproximada mediante un mensaje NMEA.
- **Solución de red:** Esta solución integra los datos de todos los receptores de la red y proporciona una corrección diferencial óptima para el usuario de manera automática dentro de la zona de cobertura de la red. La solución de red se facilita en formato RTCM, versiones 2.3, 3.0 y CMR+. Para el cálculo de este tipo de correcciones es imprescindible que el equipo del usuario envíe su posición aproximada mediante un mensaje NMEA. La solución de red es del tipo VRS (Virtual Reference Station).

Servicio de corrección en postproceso

Con la metodología de postproceso se consigue un posicionamiento preciso una vez efectuado el trabajo de campo y el posterior procesado de los datos en la oficina. Para ello, el usuario debe disponer de:

- Un receptor con capacidad para almacenar las observaciones efectuadas en campo en un formato que permita su postprocesado
- Ficheros Rinex de corrección de una base próxima, descargados normalmente vía Internet
- Software de procesado de datos GNSS

Este servicio proporciona datos de cada una de las estaciones que forman la Red ARAGEA para poder realizar trabajos de postproceso. Los datos de cada una de las estaciones se almacenan en formato RINEX (estándar de intercambio de datos GNSS) con 2 frecuencias distintas:

- 1 segundo (un fichero por hora)
- 30 segundos (un fichero por día)

Los ficheros de datos para postproceso se encuentran disponibles en formato RINEX a través de un servicio de descarga. El servicio de descarga personalizada permite al usuario seleccionar la estación, la frecuencia de almacenamiento y el periodo de tiempo a descargar, generándose un fichero específico para él. Se le informará del tamaño del fichero generado y se dará opción a que se descargue el fichero generado; una vez efectuada la descarga se procederá al borrado del mismo.

16.6. Redes de otros organismos o instituciones oficiales de España

16.6.1. La red española DGPS para la navegación marítima

Puertos del Estado, como responsable de las ayudas a la navegación en España, tiene una red para ayuda a la navegación, al igual que la gran mayoría de los países del mundo, una red de estaciones transmisoras de correcciones diferenciales DGPS con el objetivo de cubrir una franja de 100 km paralela a las costas españolas.

Dentro de ella se consigue una exactitud en la posición horizontal mayor de 10m e integridad mayor de 10s, con una disponibilidad del 99'8% (sobre 30 días), cumpliéndose así los requisitos la OMI (Organización Marítima Internacional).

16.6.2. Redes instituciones privadas

Casas comerciales Trimble, Leica, Topcon

16.6.3. Otros proyectos de carácter científico

Proyecto Amigo: Establecer una red GPS regional a fin de estudiar el campo de deformaciones de la corteza, la ionosfera, la atmósfera neutral, las variaciones del nivel medio del mar, establecer un sistema de referencia local, el volcanismo, etc, dentro de la región antes citada.

Desarrollar un modelo tectónico coherente para todo el Mediterráneo, combinado los estudios geodinámicos GPS en la región mencionada con los resultados de investigaciones previas llevadas a cabo en el Mediterráneo oriental y regiones adyacentes.

Capítulo 17

Transformación de coordenadas

17.1. Transformación o cambio de coordenadas geodésicas a cartesianas ECEF

En Geodesia y Topografía es habitual tener que resolver el cambio de coordenadas de un sistema de referencia a otro, o cambio de coordenadas geodésicas y cartesianas. El cambio de coordenadas es un tema básico en Geodesia, y a modo de resumen se van a indicar las expresiones más frecuentes.

Las coordenadas cartesianas geocéntricas (X, Y, Z) y las coordenadas geodésicas (φ , λ , h), se muestran en la Figura 17.1. y están relacionadas por las funciones:

$$\begin{aligned}X &= (N + h) \cos \varphi \cos \lambda \\Y &= (N + h) \cos \varphi \operatorname{sen} \lambda \\Z &= (N(1 - e^2) + h) \operatorname{sen} \varphi = \left(\frac{b^2}{a^2} N + h \right) \operatorname{sen} \varphi\end{aligned}$$

Siendo:

- N el radio de curvatura del primer vertical.
- h altitud elipsoidal
- a = semieje mayor del elipsoide de referencia
- b = semieje menor del elipsoide de referencia

Donde N, radio de curvatura principal, se obtiene mediante:

$$N = \frac{a^2}{\sqrt{a^2 \cos^2 \varphi + b^2 \sin^2 \varphi}}$$

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}}$$

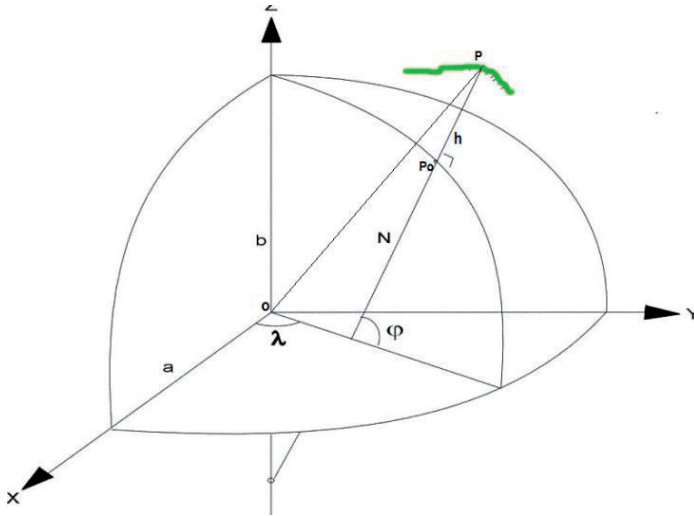


Figura 17.1 Coordenadas cartesianas y geodésicas

Las coordenadas cartesianas del WGS-84 se denominan coordenadas ECEF y se muestran en la Figura 17.2. Los orígenes del sistema de coordenadas ECEF y el elipsoide WGS-84 son idénticos.

Para aplicaciones GNSS, la transformación cartesiana a geodésica o elipsoidal es más importante ya que las coordenadas cartesianas se obtienen directamente y las elipsoidales es preciso calcularlas a partir de éstas. Normalmente este problema se resuelve iterativamente hasta que la solución converge. Se puede utilizar el algoritmo de Bowring (1976), que no es iterativo.

La Transformación entre cartesianas geocéntricas (X, Y, Z) a geodésicas (λ,φ,h) requiere un cálculo más complejo, a partir de las coordenadas geocéntricas (X,Y,Z) hay que operar iterativamente.

Sea $p = \sqrt{X^2 + Y^2} = (N+h)\cos\varphi$

Las coordenadas buscadas vendrán relacionadas por:

$$h = \frac{p}{\cos \varphi} - N$$

$$\varphi = \arctan \frac{Z}{p} \left(\frac{N+h}{N(1-e^2)+h} \right)$$

$$\lambda = \arctan \frac{Y}{X}$$

El proceso iterativo empieza entrando en la formula con $h=0$

- Cálculo de φ con $h=0$
- Cálculo de N
- Cálculo de h
- Calculo nuevo de φ

El procedimiento ya se ha indicado y en primer lugar se calcula φ , con una $h=0$ es decir φ que saldrá con un valor muy próximo al buscado.

$$\varphi' = \arctan \frac{Z}{p} \left(\frac{N}{N(1-e^2)} \right)$$

Con este valor φ' se calcula N' :

$$N' = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 \varphi'}}$$

Y con este valor N' se calcula h' :

$$h' = \frac{p}{\cos \varphi'} - N'$$

Se procede iterando y se calcula de nuevo un valor φ es decir un φ'' , un N'' y un h'' a partir de:

$$\varphi'' = \arctan \frac{Z}{p} \left(\frac{N'+h'}{N'(1-e^2)+h'} \right)$$

$$N'' = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 \varphi''}}$$

$$h'' = \frac{p}{\cos \varphi} - N''$$

La convergencia del sistema de ecuaciones es muy rápida, generalmente el valor φ''' y el valor h'''' sería suficiente y se calcula λ :

$$\lambda = \arctan \frac{Y}{X}$$

Se pueden utilizar otros métodos de cálculo no iterativos, por ejemplo el algoritmo de Bowring (1976), se basa en un desarrollo en series de Taylor, y se utilizan las expresiones siguientes:

$$\varphi = \arctan \frac{Z + e'^2 b \sin^3 \theta}{p - e'^2 a \cos^3 \theta}$$

$$\lambda = \arctan \frac{Y}{X}$$

$$h = \frac{p}{\cos \varphi} - N$$

donde $\theta = \arctan \frac{Za}{pb}$ es una cantidad auxiliar y $e'^2 = \frac{a^2 - b^2}{b^2}$ es la segunda excentricidad al cuadrado.

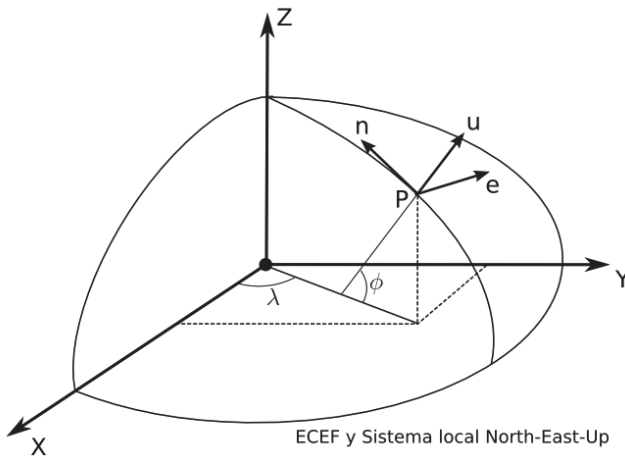


Figura 17.2 Coordenadas ECEF y NEU

En ocasiones es necesario referir las coordenadas a un sistema local, para ello se necesitara definir el punto de coordenadas origen, por ejemplo el punto P de la figura, y para convertir las coordenadas de un sistema a otro, se utilizaran las matrices de rotación.

Un sistema geodésico local tiene el origen en un punto arbitrario P y sus ejes cartesianos ENU, o NEU son:

- Eje U, según la dirección de la normal del elipsoide que pasa por P
- Eje N, según la dirección resultante de la intersección del plano perpendicular al eje U, con el plano que contiene el eje de rotación del elipsoide
- Eje E, completa la terna ortogonal dextrógira

La transformación entre el sistema ENU y un sistema cartesiano ECEF se efectúan con dos rotaciones, la primera alrededor del eje Z, y la segunda alrededor del eje Y.

17.2. Transformaciones entre sistemas de referencia

En la actualidad se utilizan varias metodologías para realizar la transformación entre sistemas de referencia geodésicos. Entre las más utilizadas para esta función se encuentran las siguientes, clasificadas según su metodología:

- Transformaciones de semejanza
- Transformación polinómica, mediante ecuaciones de regresión múltiple
- Transformación con modelado de distorsión
- Colocación mínimo cuadrática
- Krigeado
- Regresión múltiple o superficies de mínima curvatura,
- Transformación por elementos finitos

Transformaciones de semejanza

Se basan en la característica de que los sistemas de referencia se diferencian en una traslación y rotación para cada eje y un cambio de escala. Calculando los parámetros para la transformación entre el sistema de referencia ED50 y el sistema ETRS89 podemos realizar la transición. Entre estas transformaciones destacan la de Bursa-Wolf, para transformaciones globales, y la de Badekas-Molodenski, con las ecuaciones reducidas al geocentro de los puntos de la transformación [Hooijberg, 1997].

Transformación mediante ecuaciones de regresión múltiple

Aplicando la transformación mediante polinomios podemos conseguir absorber las pequeñas irregularidades a lo largo y ancho de la red origen, lo cual no puede ser realizado por las transformaciones de semejanza.

Transformación con modelado de distorsión

Esta transformación se basa en la existencia de distorsión en una red geodésica. La materialización de la realidad terreno para cualquiera de los sistemas de referencia provoca ligeros cambios de forma a lo largo de la red. A la hora de establecer el marco de referencia en cada datum se habrán utilizado unos métodos de medida y criterios de ajuste diferentes como puntos considerados fijos que tienen un error excesivo, además de los errores de medida que se hayan producido, tanto por las técnicas utilizadas como por factores humanos, estrategias de procesado, etc. De esta manera nos encontramos con diferencias existentes dependientes de la situación.

Una vez aplicada una transformación conforme, la cual elimina la variación global provocada por la diferencia existente entre los elipsoides de referencia, nos encontramos con puntos con diferencias variables en función de características locales. A esta diferencia se le denomina distorsión.

Este método, tras aplicar una transformación de semejanza entre los vértices de la red geodésica, obtiene las diferencias entre el valor del datum destino y el calculado a partir de esta transformación. Estas diferencias representan la distorsión. El siguiente paso es modelarla con algún método y crear una rejilla de correcciones, obteniendo la transformación conjunta “conformidad + modelado de distorsión”. [Gonzalez-Matesanz, 2002 y 2003], [Merry y Shittal, 1998].

Existen diferentes metodologías para el modelado de distorsión, como colocación mínima cuadrática, utilizado en Canadá, krigeado, regresión múltiple o superficies de mínima curvatura, utilizada en EEUU para la transición de NAD27 a NAD83 y por el IGN para la transformación de ED50 a ETRS89 en España.

Transformación por elementos finitos

Esta técnica no trata la superficie como un continuo, tal y como lo hacen las transformaciones de semejanza, lo cual impedía la eliminación de la distorsión. Este procedimiento consiste en separar los sistemas en sus componentes individuales o “elementos”, cuyo comportamiento pueda conocerse sin dificultad, y a continuación reconstruir el sistema original para estudiarlo a partir de dichos componentes.

El método de elementos finitos divide la superficie en una triangulación de Delaunay, siendo cada triángulo uno de estos “elementos finitos”, aplicando luego un conjunto de funciones que definan de manera única el campo de desplazamientos dentro de cada elemento finito en función de los desplazamientos nodales de dicho elemento.

17.2.1. Transformaciones de semejanza

Si las coordenadas absolutas de todos los puntos fueran exactas, es decir, si no tuviesen ningún error respecto al sistema de referencia en el que son expresadas, la transformación entre sistemas de referencia sería trivial. Existirían unos parámetros de transformación únicos, siendo suficiente para determinarlos tomar tres puntos no alineados cuyas coordenadas se conocieran en ambos sistemas. Una vez conocidos los parámetros de transformación, aplicándolos a cualquier punto se obtendrían sus coordenadas transformadas.

El problema surge cuando la transformación entre dos sistemas de referencia tiene que determinarse a partir de puntos cuya situación respecto a los sistemas considerados viene dada con un cierto error diferente en cada punto. En este caso, los parámetros de transformación no son únicos y dependerán de la situación del subconjunto de puntos empleado y de la exactitud de sus coordenadas. No existe una única transformación global, sino que, para un cierto grado de exactitud, son necesarias múltiples transformaciones de carácter local.

De esta manera se produce la necesidad de calcular una transformación específica para la zona de estudio. En la Tabla 17.1. se detallan los modelos de transformación tridimensional más utilizados debido a la exactitud final alcanzada con ellos para las transformaciones entre Sistemas de Referencia Geodésicos tridimensionales.

Tabla 17.1. Modelos de transformación tridimensional más utilizados

4 parámetros	Semejanza bidimensional
5 parámetros o Molodensky	3 translaciones , escala semieje y aplastamiento
7 parámetros	Transformación Helmert Transformación de Bursa-Wolf Transformación de Molodensky-Badekas

Transformación de Helmert

Una transformación Helmert establece la relación entre dos sistemas de coordenadas cartesianas tridimensionales, cuyo origen no coincide, sus ejes no son paralelos y puede existir diferente escala entre ambos, como se muestra en la Figura 17.3.

Sean dos sistemas cartesianos W y E, cuyo centro de origen esta trasladado con un vector de traslación $\Delta x, \Delta y, \Delta z$, sus ejes girados (e_x, e_y, e_z) y con un factor de escala k.

La transformación entre ambos sistemas será:

$$W = T + (1 + K)RE$$

siendo:

$$T = (T_x, T_y, T_z)^T \text{ el vector de translaciones}$$

K el factor de escala

R la matriz de rotaciones:

$$R = \begin{bmatrix} \cos e_z \cos e_y & \cos e_z \operatorname{sen} e_y \operatorname{sen} e_z + \operatorname{sen} e_z \cos e_z & -\cos e_z \operatorname{sen} e_y \cos e_z + \operatorname{sen} e_z \operatorname{sen} e_z \\ -\operatorname{sen} e_z \cos e_y & -\operatorname{sen} e_z \operatorname{sen} e_y \operatorname{sen} e_z + \cos e_z \cos e_z & -\operatorname{sen} e_z \operatorname{sen} e_y \cos e_z + \cos e_z \operatorname{sen} e_z \\ \operatorname{sen} e_y & -\cos e_y \operatorname{sen} e_z & \cos e_y \cos e_z \end{bmatrix}$$

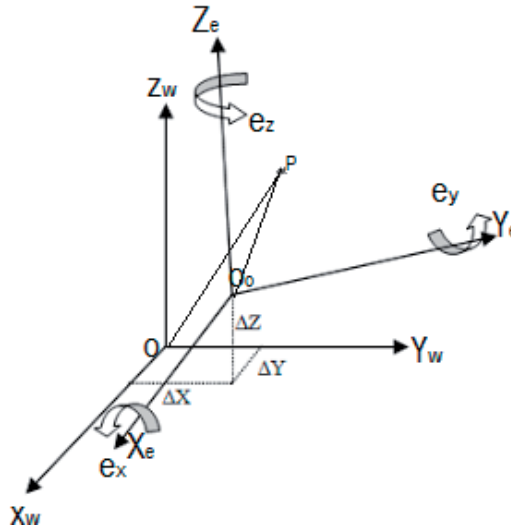


Figura 17.3 Transformación Helmert

Como las rotaciones entre sistemas de referencia son muy pequeñas, podemos aproximar el seno por el arco, el coseno por la unidad y despreciar los productos entre ángulos por ser de un segundo orden de pequeñez. La matriz R queda:

$$R = \begin{bmatrix} 1 & e_z & -e_y \\ -e_z & 1 & e_x \\ e_y & -e_x & 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} + (1 + K) \begin{bmatrix} 1 & e_z & -e_y \\ -e_x & 1 & e_x \\ e_y & -e_x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{bmatrix}$$

A esta transformación se le llama en Geodesia transformación de Bursa Wolf y es muy adecuada para transformaciones entre sistemas globales. Presenta un inconveniente cuando se está transformando un sistema global a un sistema local, porque la matriz de

rotación puede diferir en valores del orden de 5 y 8 órdenes de magnitud, frente a la traslación.

Generalmente el GNSS utiliza los parámetros que proporciona la NIMA, estos parámetros entran en la fórmula de Molodensky, fórmula de 7 parámetros, pero expresada en función de la latitud y longitud y parámetros del elipsoide.

Para obtener estos valores de transformación, es aconsejable al menos de 3 parejas de puntos en ambos sistemas, lo que da lugar a 9 ecuaciones y resolverlo por mínimos cuadrados.

Transformación entre ED50 y ETRS89

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{ED50} = \begin{bmatrix} \Delta X_0 \\ \Delta Y_0 \\ \Delta Z_0 \end{bmatrix} + (1 + \mu) \begin{bmatrix} 1 & e_z & -e_y \\ -e_z & 1 & e_x \\ e_y & -e_x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{ETRS89}$$

En la Tabla 17.2. se muestran los parámetros de transformación entre ETR89 y ED50.

La relación entre las coordenadas cartesianas de los dos sistemas puede asimilarse a una transformación Helmert de 7 parámetros: traslaciones en los tres ejes, T_x, T_y, T_z , un factor de escala, $(1+dE)$, y 3 rotaciones en torno a cada uno de los ejes, R_x, R_y, R_z .

Tabla 17.2. Parámetros de transformación ETS89-ED50

	NW_PENINS.	PENINSULA	BALEARES
$\Delta X0$ (m)	178.383	131.032	181.4609
$\Delta Y0$ (m)	83.172	100.251	90.2931
$\Delta Z0$ (m)	221.293	163.354	187.1902
μ (ppm)	-21.2	-9.39	-17.57
ΩX (")	0.5401	-1.2438	0.1435
ΩY (")	-0.5319	-0.0195	0.4922
ΩZ (")	-0.1263	-1.1436	-0.3935

Así, puede expresarse matemáticamente la relación entre dos sistemas como:

$$X' = T + (1+dE) R.X$$

Es el modelo conocido como Bursa-Wolf.

Desarrollando la expresión, y considerando la transformación entre ED50 y WGS84:

$$\begin{pmatrix} X_{WGS84} \\ Y_{WGS84} \\ Z_{WGS84} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{pmatrix} + (1 + dE) \begin{pmatrix} 1 & R_z & -R_y \\ -R_z & 1 & R_x \\ R_y & -R_x & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_{ED50} \\ Y_{ED50} \\ Z_{ED50} \end{pmatrix}$$

Nótese que, para giros diferenciales, la matriz de rotación está formada por elementos lineales, lo cual facilita mucho su tratamiento.

La transformación inversa se realiza sin más que cambiar de signo todos los parámetros: $-T_x, -T_y, -T_z, (1-dE), -R_x, -R_y, -R_z$. Se ha de considerar que, con error despreciable, dada la magnitud diferencial, $1/(1+dE) = (1-dE)$, por lo que con total rigor puede admitirse el cambio de signo de todos los parámetros como valores válidos para la nueva transformación.

$$\begin{pmatrix} X_{ED50} \\ Y_{ED50} \\ Z_{ED50} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -T_x \\ -T_y \\ -T_z \end{pmatrix} + (1-dE) \begin{pmatrix} 1 & -R_z & +R_y \\ R_z & 1 & -R_x \\ -R_y & R_x & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_{WGS84} \\ Y_{WGS84} \\ Z_{WGS84} \end{pmatrix}$$

Cálculo de los parámetros de transformación

Si se dispone de las coordenadas de varios puntos (como mínimo tres) en ambos sistemas, pueden obtenerse los parámetros de transformación que mejor ajustan esos puntos a la transformación de Helmert, mediante un ajuste mínimocuadrático. Los resultados, si los puntos de cálculo se han elegido con la conveniente distribución y precisión, pueden extrapolarse a toda la zona de trabajo.

Se muestra en la Tabla 17.3. un caso en el que se procedió a calcular los parámetros de la transformación Bursa-Wolf con el conjunto de vértices que se indican, distribuidos por toda la Península:

Tabla 17.3. Ejemplo de paso de coordenadas ED50-WGS84

	Coord. cartes. ED50			Coord. cartes. WGS84		
	X	Y	Z	X	Y	Z
Carche	5003224,804	-101551,017	3943749,765	5003145,166	-101655,246	3943629,937
Faro	4644942,114	-162879,127	4353840,406	4644857,018	-162979,416	4353721,73
Salou	4815423,849	98449,079	4167614,356	4815344,26	98348,568	4167495,606
Lagoa	4582283,056	-663493,888	4372714,425	4582189,887	-663606,124	4372595,681
Corral	4811602,3	-472905,533	4147867,809	4811519,747	-473013,662	4147751,316
Baños	5113670,317	-253636,022	3791086,989	5113592,226	-253743,945	3790966,53

Las ecuaciones planteadas, obtenidas de, para cada punto, son:

$$T_x + dE \cdot X_{ED50} + R_z \cdot Y_{ED50} - R_y \cdot Z_{ED50} = (X_{WGS84} - X_{ED50}) + r_x$$

$$T_y + dE \cdot Y_{ED50} - R_z \cdot X_{ED50} + R_x \cdot Z_{ED50} = (Y_{WGS84} - Y_{ED50}) + r_y$$

$$T_z + dE \cdot Z_{ED50} + R_y \cdot X_{ED50} - R_x \cdot Y_{ED50} = (Z_{WGS84} - Z_{ED50}) + r_z$$

Despreciando diferenciales de segundo orden, que forman un sistema que se resuelve por mínimos cuadrados.

Admitiendo el mismo error en todos los datos de coordenadas iniciales, es decir, sin ponderar el sistema, el resultado es:

- $T_x = -115.350$ m.
- $T_y = -62.155$ m.
- $T_z = -211.719$ m.
- $dE = 13.626$ ppm
- $R_z = 8.0938 \cdot 10^{-6}$ rad = 5.15 °
- $R_y = 7.5957 \cdot 10^{-6}$ rad = 4.84 °
- $R_x = -1.895 \cdot 10^{-7}$ rad = -0.12 °

El principal inconveniente de éste modelo es que, si los puntos empleados en la transformación no están distribuidos geoméricamente con relación al geocentro, la matriz de diseño presentará un mal condicionamiento, ya que las columnas de la misma presentan normas muy diferentes. Este caso se da habitualmente cuando se efectúan transformaciones de carácter local, en las cuales la distancia relativa entre los puntos resulta ínfima, comparada con la distancia de éstos al geocentro. En casos así, se pueden producir transformaciones de baja precisión, por lo que habrá que recurrir a métodos numéricos estables en la solución del problema mínimos cuadrados.

Modelo Badekas-Molodenski

Para resolver el problema mencionado de la estabilidad de la inversión de matriz, el problema de la rotación, en el modelo Badekas-Molodenski las rotaciones se determinan a partir del centro de masas o centro de gravedad del conjunto de coordenadas utilizada. Este centro de masas del sistema es llamado M_0 es $(X_m Y_m Z_m)$.

$$M_0 = (X_m, Y_m, Z_m) = \left(\frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n}, \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n}, \frac{\sum_{i=1}^n z_i}{n} \right)_0$$

Esta transformación es idónea para la aplicación de zonas limitadas, nacionales, regionales o locales. De ésta forma se consigue aumentar la precisión en transformaciones que empleen puntos próximos entre sí al mejorar el condicionamiento de la matriz A de diseño.

El modelo de transformación se escribe:

$$W = T + M_0 + (1 + K)R(E - M_o)$$

$$\begin{bmatrix} X_W \\ Y_W \\ Z_W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_m \\ Y_m \\ Z_m \end{bmatrix} + (1 + K) \begin{bmatrix} 1 & e_z & -e_y \\ -e_x & 1 & e_x \\ e_y & -e_x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_e - X_m \\ Y_e - Y_m \\ Z_e - Z_m \end{bmatrix}$$

A veces llamada transformación de 10 parámetros, al requerir conocer las tres traslaciones, tres rotaciones, escala y las tres coordenadas del baricentro.

Para obtener estos valores, es aconsejable al menos de 5 parejas de puntos en ambos sistemas, lo que da lugar a 15 ecuaciones y resolverlo por mínimos cuadrados.

Transformación geodésica local de la NIMA

El comité de la NIMA del DoD desarrolló un modelo de transformación basado en las fórmulas de la transformación de Molodenski que consta de tres parámetros de transformación, y que se detallan a continuación:

$$\Delta\phi'' = \left(\left(-\Delta X \sin\phi \cos\lambda - \Delta Y \sin\phi \sin\lambda \right) + \Delta Z \cos\phi + \Delta a \frac{(R_N e^2 \sin\phi \cos\phi)}{a} \right) + \Delta f \left(R_M \left(\frac{a}{b} \right) + R_N \left(\frac{b}{a} \right) \right) \sin\phi \cos\phi \bullet \left((R_M + h) \sin 1'' \right)^{-1}$$

$$\Delta\lambda'' = \left(-\Delta X \sin\lambda + \Delta Y \cos\lambda \right) \bullet \left((R_N + h) \cos\phi \sin 1'' \right)^{-1}$$

$$\Delta h = \Delta X \cos\phi \cos\lambda + \Delta Y \cos\phi \sin\lambda + \Delta Z \sin\phi - \Delta a \frac{a}{R_N} + \Delta f \left(\frac{b}{a} \right) R_N \sin^2\phi$$

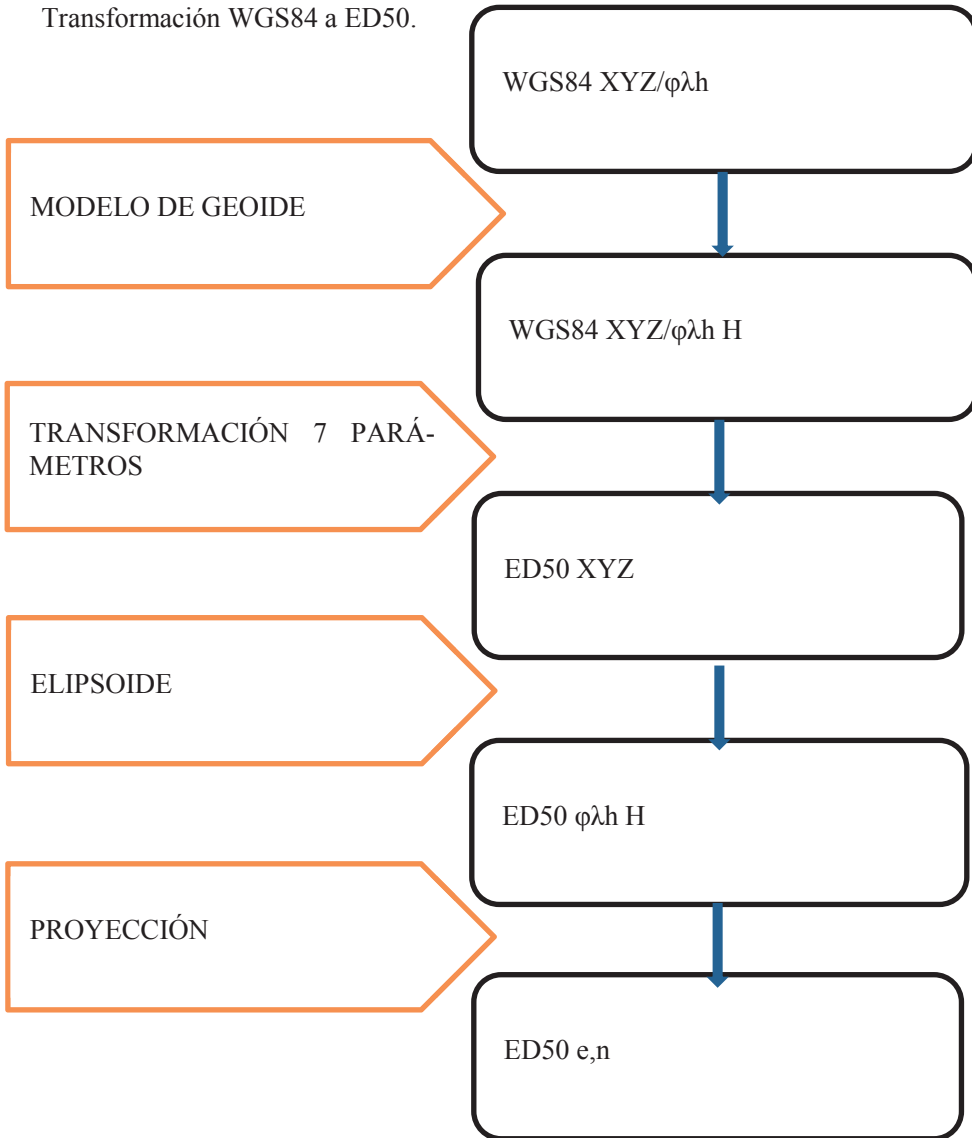
La transformación se realiza sobre coordenadas geodésicas. Existen unos parámetros globales para la transformación de datum de WGS84 a ED50. Dado que el elipsoide de referencia del sistema WGS84 es similar al GRS80 en la mayoría de sus parámetros, la transformación es aplicable a nuestro caso, la transformación entre sistemas de referencia geodésicos ED50 a ETRS89. La precisión, sin embargo, es muy escasa para las pretensiones de este proyecto. Los parámetros globales son los siguientes:

$$\Delta X = -84 \text{ m} \pm 5$$

$$\Delta Y = -107 \text{ m} \pm 6$$

$$\Delta Z = -120 \text{ m} \pm 3$$

Transformación WGS84 a ED50.



17.3. Transformación de alturas

La relación entre la altura elipsoidal y la geoidal se muestra en la Figura 17.4. y viene dada por la fórmula:

$$h = H + N$$

donde:

- h = altura elipsoidal
- H = altura ortométrica o geoidal
- N = ondulación del geoide.

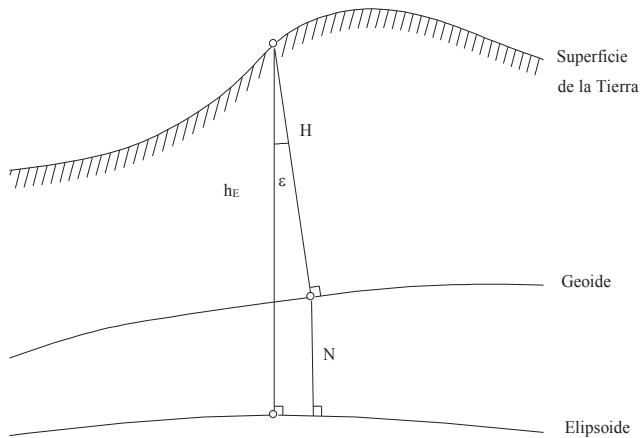


Figura 17.4 Transformación de alturas

El ángulo ϵ expresa la desviación de la vertical entre la ligeramente curvada línea de plomada y la normal al elipsoide. Este ángulo no excede los 30 segundos en la mayor parte de las zonas. N y h son perpendiculares al elipsoide, y H perpendicular a la gravedad y geoide.

El posicionamiento con GPS proporciona coordenadas X, Y, Z , y después de aplicar la transformación se obtienen alturas elipsoidales. De este modo si se conoce la ondulación (altura) del geoide, se pueden calcular alturas ortométricas, y si se conocen las alturas ortométricas se puede calcular la ondulación del geoide.

17.4. Bibliografía

Berrocoso Ramírez, M. (2004). El sistema de posicionamiento global. Servicio de publicaciones Universidad de Cádiz.

Duquenne, F., Botton, S., Peyret, F., Bétailte, D. y Willis, P. (2005). GPS Localisation et navigation par satellites. Editorial Lavoisier. Paris.

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). GNSS. Editorial Springer Wien NewYork.

Leick, A. (2004). GPS Satellite Surveying. Editorial Wiley. New Jersey.

Misra, P. y Enge, P. (2001). Global positioning system. Editorial Ganga-Jamuna Press. Lincoln.

Bibliografía comentada

BIBLIOGRAFÍA BÁSICA

(Ordenada por importancia en los contenidos de este libro)

Hofmann - Wellenhof, B., Lichtenegger, H. y Wasle, E. (2007). GNSS.
ISBN 978-3-211-73012-6 Editorial Springer Wien NewYork

Es un libro básico en temas de GNSS. Está todo muy bien tratado conceptualmente y matemáticamente. Libro fundamental que todo estudioso del GNSS debería tener

Leick, A. (2004). GPS Satellite Surveying
ISBN 0-471-05930-7 Editorial Wiley. New Jersey

Un libro muy completo, especialmente bien tratado el tema de ajustes y compensación de redes, y la parte de fiabilidad estadística y errores

Berrocoso Ramírez, M. (2004). El sistema de posicionamiento global.
ISBN 84-7786-642-2. Servicio de publicaciones Universidad de Cádiz

Es un libro sencillo pero muy bien explicado, tanto la parte de modelos matemáticos de observables, así como el ajuste de observaciones

Seeber, G. (2003) Satellite Geodesy
ISBN 3-11-017549-5. Editorial Walter de Gruyter. Berlín. New York.

Es un libro muy completo en geodesia espacial, temas muy bien tratados

Chueca, M., Herráez, J. y Berné, J. L. (1996). Redes topográficas y locales. Microgeodesia.

ISBN 84-283-2310-0. Editorial paraninfo. Madrid

Un libro básico en Microgeodesia y redes locales, muy riguroso en el ajuste y compensación de redes, merece especial interés todo el tema de análisis estadístico y fiabilidad y ajuste de redes

Duquenne, F., Botton, S., Peyret, F., Bétailte, D. y Willis, P. (2005). GPS Localisation et navigation par satellites.

ISBN 2-7462-1090-8 Editorial Lavoisier. Paris

Un libro de interés general de GPS escrito en francés

Navipedia. Web de la Agencia Espacial Europea.

Enciclopedia en web sobre temas GNSS

BIBLIOGRAFIA COMPLEMENTARIA

Libros

Cid Palacios, Ferrer Martínez (1999) Geodesia. ISBN 84-7819-085-6 Editorial IGN. Madrid

Kaplan. Hegarty. (2006) GPS Principles and applications. ISBN 13:978-1-58053-894-7 Editorial Artech House. Boston

Mena Berrios (2008) Geodesia superior. ISBN 948-84-416-0768-2. Editorial IGN. Madrid

Millán Gamboa (2006). Geodesia y topografía. ISBN 10-84-611-241-X. Editorial Publidisa. Cádiz

Misra, Enge. (2001) Global positioning system. ISBN 0-9709544-0-9. Editorial Ganga-Jamuna Press. Lincoln

Sanz Subirana, Juan Zornoza, Hernández Pajares. (2005) GNSS Data processing. ISBN 84-932230-4-2 .Editorial CPET de la UPC. Barcelona

Teunissen, Kleusberg (1998) GPS for geodesy ISBN 3-540-63661-7 Editorial Springer . Germany

Van Sickle (2008) GPS for land surveyors. ISBN 978-0-8493-9195-8 Editorial CRC Press. Taylor . New York

Xu (2003) GPS Theory, algorithms and applications ISBN 3- 540-67812-3 Editorial Springer. Berlin New York

Tesis doctorales:

Boonsap Witchayangkoon. (2000) Elements of GPS PPP The University of Maine
Director A: Leick

Durand (2003) Amelioration de la precision de la localization differentielle temps reel
par mesure de phase des systemes GNSS. Obervatorire de Paris. Director Pascal Willis

García Asenjo (2003) Aplicación del programación orientada a objetos al tratamiento
de datos GPS. Universidad politécnica de valencia. Director José Luis Berné

Priego de los Santos. (2012) Análisis y predicción de lluvias intensas en la Comunidad
Valenciana basadas en la estimación del contenido de vapor de agua obtenido con téc-
nicas GNSS. Universidad Politécnica de Valencia. Director José Luis Berné

Zurutuza Juaristi (2007) Integración entre los sistemas de referencia locales y globales.
Avances en el procesamiento GPS. Universidad de Jaén. Director Miguel Sevilla

Ruiz Armenteros (2003) Control geodésico de deformaciones de las fallas activas de
Paul y Granada. Universidad de Jaén. Director Antonio Gil

WEB internacionales

<http://www.navipedia.net/>

[International Association of Geodesy \(IAG\)](#)

[International Earth Rotation Service \(IERS\)](#)

[IERS Terrestrial Reference Frame \(ITRF\)](#)

[IGS AC Coordinator - <http://www.gfz-potsdam.de/igsacc>](#)

[National Earth Orientation Service, USNO \(NEOS\)](#)

[University NAVSTAR Consortium \(UNAVCO\)](#)

[JPL's Ionospheric and Atmospheric Remote Sensing: <http://iono.jpl.nasa.gov>](#)

[National Geodetic Survey \(NGS\) Continuously Operating Reference Stations \(CORS\)
<http://www.ngs.noaa.gov/CORS/>](#)

[EUREF Permanent Network \(EPN\) <http://epncb.oma.be>](#)

[Satellitenpositionierungsdienst \(SAPOS\) <http://www.sapos.de>](#)

[U.S. Coast Guard Navigation Information Center: <http://www.navcen.uscg.gov>](#)

[Institute of Navigation: <http://www.ion.org>](#)

[Inside GNSS: <http://www.insidegnss.com>](#)

USCG NAVCEN's Reference Information: <http://www.navcen.uscg.gov/gps/geninfo>

GPS World Online: <http://www.gpsworld.com>

Acrónimos

ABAS	Aircraft based
AGPS	Assisted GPS
AGNSS	Assisted GNSS
ANTEX	Antenna exchange format
AOR	Atlantic Ocean Region
ARNS	Aeronautical radio navigation service
A/S	Anti/spoofing
C/A	Coarse/adquisition
CDMA	Code division multiple access
CEP	Celestial ephemerides pole
CIP	Celestial intermediate pole
CEP	Circular error probable
CIGNET	Cooperative international GPS network
CIO	Conventional international origin
CMR	Compact measurement record
CODE	Center for Orbits Determination in Europe
CORS	Continuously operating reference system
CWAAS	Canadian wide area augmentation system

DGNSS	Differential GNSS
DGPS	Differential GPS
DoD	Department of Defense
DOP	Dilution of precision
DORIS	Doppler orbitography and radiopositioning integrated by satellite
ECEF	Earth centered earth fixed
EGM96	Earth gravitational model 1996
EGNOS	European geostationary navigation overlay service
ENU	East, north, up
EPN	Euref permanent network
EOP	Earth orientation parameter
ESA	European Space Agency
ETRS	European terrestrial reference system
EUREF	European reference frame
GAGAN	GPS and geoaugmented navigation
GBAS	Ground based augmentation system
GDOP	geometric dilution of precision
GEO	Geostationary satellite
GIOVE	Galileo in orbit validation element
GLONASS	Global Orbiting Navigation Satellite System
GNSS	Global navigation Satellite system
GPS	Global Positioning System
GRAS	Ground based regional augmentation system
GRS-80	Geodetic Reference System 1980
HDOP	Horizontal dilution of precision
IAG	International Association Geodesy
IERS	International Earth Reference System
IGS	International GNSS Service
INS	Inertial navigation system

IOD	Issue of data ephemeris
IONEX	Ionosphere map exchange format
IRNSS	Indian regional navigation satellite system
ITRF	International terrestrial reference frame
ITRS	International terrestrial reference system
ITS	Intelligent transportation system
JPL	Jet Propulsion Laboratory
LAAS	Local area augmentation system
LAD	local area differential
LBS	Location based services
LLR	Lunar laser ranging
MAC	Master auxiliary concept
MSAS	Multifunctional satellite augmentation system
NANU	Notice advisories to NAVSTAR users
NAVSTAR	Navigation system with timing and ranging
NGS	National Geodetic Service
NMF	Niell mapping function
NMEA	National Marine Electronics Association
NRTK	Network RTK
NTRIP	Networked transport of RTCM via internet protocol IP
PDOP	Position dilution of precision
PPP	Precise point positioning
PPS	Precise positioning service
PRC	Pseudorange correction
PZ-90	Parametry Zemli 1900 (Glonass)
QZSS	Quasi Zenit Satellite System
RINEX	Receiver independent exchange
RTCA	Radio technical commission for aeronautics
RTCM	Radio technical commission of maritime

RTK	Real time kinematic
RTX	Real time extended
SA	Selective Availability
SBAS	Satellite based augmentation system
SAPOS	Satellite positioning service
SEP	Spherical error probable
SPP	Standard point positioning
SPS	Standard positioning service
TAI	Temps atomique international
TEC	Total electron content
TECU	TEC units
TEQC	Translate, edit, quality control
TLM	Telemetry word
TOA	Time of arrival
TOW	time of week
TVEC	Total vertical electron content
UERE	User equivalent range error
USNO	US Naval Observatory
UTC	Universal time coordinate
VLBI	Very long baseline interferometry
VRS	Virtual reference station
WAD	Wide area differential
WAAS	Wide area augmentation system
WARTK	Wide area real time kinematic
WGS-84	World Geodetic System 1984
WRS	Wide area station
ZHD	Zenit hydrostatic delay
ZTD	Zenit tropospheric delay

