



UNIVERSIDAD DE JAÉN

**ESCUELA POLITÉCNICA
SUPERIOR DE JAÉN
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA
CARTOGRÁFICA, GEODÉSICA Y
FOTOGRAMETRÍA**

**TESIS DOCTORAL
DESARROLLO E IMPLEMENTACIÓN DE UN
SIMULADOR DE DATOS GNSS**

**PRESENTADA POR:
ANTONIO MANUEL HERRERA OLMO**

**DIRIGIDA POR:
DRA. DÑA. M. CLARA DEL LACY
Y PÉREZ DE LOS COBOS**

JAÉN, 23 DE FEBRERO DE 2016

ISBN 978-84-16819-59-1

*Dedicado a
mi familia*

Agradecimientos

En primer lugar me gustaría agradecer a Clara todo su esfuerzo y dedicación, sin ella esta tesis no habría sido posible. Tengo que agradecer que apostara por mí desde el principio, durante este camino he aprendido mucho a su lado y ha sido un placer trabajar juntos.

No quiero olvidarme de ningún habitante del A3-303, muchas personas han compartido conmigo cada día trabajo y hemos aprendido juntos con charlas y discusiones. A ellos quiero agradecer su compañerismo y entendimiento. También quiero dar las gracias a mi grupo de investigación “Microgeodesia Jaén” con los que he pasado buenos momentos y sobremesas tanto en las campañas de observación GPS como en los congresos a los que hemos asistido. Durante mis estancias en el Politécnico de Milán, en el campus de Como, he conocido a personas que me han ayudado haciendo que mi estancia fuese un placer y gracias a ellos he podido conocer muchos lugares interesantes.

Finalmente, quiero agradecer el apoyo incondicional de mi familia y amigos que han estado ahí en todo momento, y especialmente a María por su comprensión y paciencia.

Índice

Índice	VII
Índice de figuras	XI
Índice de tablas	XV
Introducción	XVII
Introduction	XXI
1. Escenario GNSS	1
1.1. El sistema Galileo	1
1.2. El sistema GPS Modernizado	9
1.3. Otros sistemas de navegación por satélites	11
1.3.1. GLONASS	11
1.3.2. BeiDou	13
1.4. Sistemas SBAS	14
1.4.1. EGNOS	14
1.4.2. WAAS	18
1.4.3. Otros sistemas SBAS	20
1.5. Proyecto MGEX	20
2. Simulador de observaciones GNSS	23
2.1. Cálculo de la posición del satélite	25

2.2. Relojes de satélite y receptor	28
2.3. Cálculo de la distancia geométrica entre receptor y satélite	31
2.4. Efectos atmosféricos	31
2.4.1. Modelado de la ionosfera	32
2.4.2. Modelado de la troposfera	40
2.5. Multipath	48
2.5.1. Características del multipath	50
2.5.2. Estudio de la presencia de multipath a partir del análisis de los residuos	51
2.5.3. Técnicas de análisis espectral para la detección del multipath	52
2.6. Ambigüedad de fase inicial	58
2.7. Saltos de ciclo	58
2.8. Ruido de las observaciones	60
2.9. Interfaz gráfica de usuario	61
2.9.1. Datos de entrada	61
2.9.2. Opciones de configuración	62
3. Simulador de correcciones para el desarrollo de un método de posicionamiento con continuidad	69
3.1. Revisión de los métodos de posicionamiento usados en el simulador de correcciones	70
3.1.1. Posicionamiento absoluto con mínimos cuadrados (Least Squares Adjustment: LSA)	70
3.1.2. Posicionamiento absoluto con filtro de Kalman (Kalman Filter: KF)	72
3.1.3. Posicionamiento relativo con filtro de Kalman	77
3.2. Revisión del método de colocación	79
3.3. Implementación del simulador de correcciones	82
4. Casos Prácticos	87
4.1. Pruebas del simulador de observaciones	88
4.1.1. Estación SFER	88

ÍNDICE

4.1.2.	Estación AUCK	91
4.1.3.	Estación DLF1	94
4.1.4.	Modelos de ionosfera	97
4.1.5.	Salto de ciclo	99
4.2.	Pruebas del simulador de correcciones	101
4.2.1.	Test 1: Ruta a pie con horizonte despejado	101
4.2.2.	Test 2: Ruta en coche en entorno urbano	106
5.	goGPS: software MATLAB de código abierto	111
5.1.	Principales funcionalidades	113
5.1.1.	Posicionamiento absoluto con LSA y correcciones EGNOS	113
5.1.2.	Posicionamiento relativo con KF	118
5.2.	Test y resultados	123
5.2.1.	Posicionamiento absoluto con correcciones EGNOS	123
5.2.2.	Soporte multi-constelación	124
5.2.3.	Posicionamiento relativo con resolución de ambigüedades enteras	125
6.	Conclusiones y trabajos futuros	127
7.	Conclusions and future work lines	131
	Anexos	134
A.	Manual de goGPS	137
B.	Manual de G&G Simulator	177
	Bibliografía	189

Índice de figuras

1.1. Plan de frecuencias: Sistemas GPS y Galileo	6
1.2. Modulación de la señal E1 Galileo. Fuente: Butsch (2007).	7
1.3. Modulación de la señal E5 Galileo. Fuente: Butsch (2007).	8
1.4. Sistemas SBAS. Fuente: EGNOS OS SDD.	15
2.1. Parte del archivo IONEX: Definición de dos mapas de valores TEC.	38
2.2. Interpolación bilineal utilizando los 4 valores de TEC $E_{i,j}$ más cercanos.	40
2.3. Espesor de las capas de la troposfera.	41
2.4. Parte del archivo ZPD: estación SFER (San Fernando, Cádiz, España).	48
2.5. Efecto Multipath	49
2.6. Algunas familias de wavelets.	55
2.7. Esquema jerárquico wavelets.	56
2.8. Lugar del experimento realizado junto al edificio B-5 de la Universidad de Jaén.	56
2.9. Análisis wavelets para la extracción de patrones del efecto multipath	57
2.10. Simulador de observaciones.	61
2.11. Diagrama de flujo del simulador de observaciones.	66
2.12. Ejemplo de ventana de comandos de MATLAB de una simulación.	67
3.1. Diferencias de posición en metros entre N_{SAE} y N_{SA} con respecto a N_{DD}	84
3.2. Comportamiento típico de r_{1E}	84
3.3. Función de covarianza empírica y función de covarianza modelo para la componente r_{1E}	85

3.4.	Diagrama de flujo del método propuesto.	86
4.1.	Comparativa de los resultados obtenidos para la frecuencia L1 con el simulador de observaciones y Bernese con los datos reales recogidos por la estación SFER, para 17 de junio de 2015 entre las 00:00:00 y las 01:00:00, con observaciones cada 30 segundos.	89
4.2.	Comparativa de los resultados obtenidos para la frecuencia L2 con el simulador de observaciones y Bernese con los datos reales recogidos por la estación SFER, para 17 de junio de 2015 entre las 00:00:00 y las 01:00:00, con observaciones cada 30 segundos.	90
4.3.	Comparativa de los resultados obtenidos para la frecuencia L1 con el simulador de observaciones y Bernese con los datos reales recogidos por la estación AUCK, para 17 de junio de 2015 entre las 00:00:00 y las 01:00:00, con observaciones cada 30 segundos.	92
4.4.	Comparativa de los resultados obtenidos para la frecuencia L2 con el simulador de observaciones y Bernese con los datos reales recogidos por la estación AUCK, para 17 de junio de 2015 entre las 00:00:00 y las 01:00:00, con observaciones cada 30 segundos.	93
4.5.	Comparativa de los resultados obtenidos para la señal E1 con el simulador de observaciones respecto a los datos reales recogidos por la estación DLF1, para el día 6 de septiembre de 2015 entre las 09:00:00 y las 10:00:00, con observaciones cada 30 segundos.	95
4.6.	Comparativa de los resultados obtenidos para la señal E5a con el simulador de observaciones respecto a los datos reales recogidos por la estación DLF1, para el día 6 de septiembre de 2015 entre las 09:00:00 y las 10:00:00, con observaciones cada 30 segundos.	96
4.7.	Comparativa de los resultados obtenidos para la señal E5b con el simulador de observaciones respecto a los datos reales recogidos por la estación DLF1, para el día 6 de septiembre de 2015 entre las 09:00:00 y las 10:00:00, con observaciones cada 30 segundos.	97

4.8. Comparativa entre los modelos de ionosfera de Klobuchar y NeQuick respecto de la ionosfera obtenida mediante ficheros IONEX para las frecuencias GPS L1, L2 y L5	98
4.9. Combinación lineal L1-L2	99
4.10. Combinación lineal 2L5-L1-L2	100
4.11. Zoom en la zona de salto de ciclo para la combinación lineal 2L5-L1-L2 . .	100
4.12. Ruta a pie con horizonte despejado (Mapa: ©2014 Google based on BCN IGN España).	102
4.13. Receptores utilizados en los tests. (a) Test 1: Ruta a pie (b) Test 2: Ruta en coche.	103
4.14. Ejemplo de predicción. (a) y (b) corresponden a la componente Norte utilizando 20 épocas previas para predecir las 5 siguientes con r_{1N} and r_{2N} respectivamente. (c) y (d) corresponden a la componente Este utilizando 100 épocas previas para predecir las 25 siguientes con r_{1E} and r_{2E} respectivamente.	105
4.15. Ruta en dos dimensiones obtenida con 25 épocas predichas utilizando datos de 100 épocas previas.	107
4.16. Ruta en coche en entorno urbano (Mapa: ©2014 Google basado en BCN IGN España).	108
4.17. Posiciones obtenidas durante la ruta en coche en entorno urbano. (a) Ruta (b), (c) y (d) Zonas ampliadas.	109
5.1. Resultados de posicionamiento en planimetría obtenidos con el receptor mono-frecuencia de bajo coste u-blox AEK-4T, 12 de diciembre de 2012 (DOY 347).	124
5.2. Resultados de posicionamiento obtenidos con el receptor mono-frecuencia de bajo coste u-blox AEK-4T, 12 de diciembre de 2012 (DOY 347).	125
5.3. Diferencia en centímetros con respecto a la posición conocida usando ambigüedades reales y enteras para N, E, U.	126

Índice de tablas

1.1.	Características de los cuatro servicios de navegación Galileo.	3
1.2.	Características y distribución de las señales Galileo.	7
1.3.	Características y distribución de las señales GPS.	10
1.4.	Historial de lanzamiento de satélites GPS.	11
1.5.	Frecuencias fundamentales en GLONASS.	12
1.6.	Señales y frecuencias en BeiDou.	14
1.7.	Satélites Geoestacionarios EGNOS. Fuente: (EGNOS OS SDD).	17
1.8.	Tipos de Mensaje definidos en el estándar SBAS. Fuente: RTCA MOPS DO 229D.	17
2.1.	Parámetros orbitales. Fuente: Galileo OS SIS ICD.	26
2.2.	Valores indicativos del efecto ionosférico para diversos ángulos de elevación. Bajo: período nocturno. Medio: período diurno, actividad solar normal. Alto: período diurno, actividad solar intensa.	33
2.3.	Valores del término de corrección B para el modelo de Saastamoinen.	43
2.4.	Valores del término de corrección δR [m] para el modelo de Saastamoinen.	44
4.1.	Diferencias medias de los distintos tipos de posicionamiento y su desviación típica entre paréntesis. Primera fila: diferencias entre las posiciones predi- chas y las estimadas por las DD. Segunda fila: diferencias entre las posicio- nes estimadas con SAE y las estimadas por las DD. Tercera fila: diferencias entre las posiciones estimadas con SA y las estimadas por las DD. Todas las diferencias están expresadas en metros.	104

4.2. Diferencias entre los distintos tipos de posicionamiento y la posición estimada por el receptor Leica Viva en modo RTK como referencia a lo largo de la ruta.	110
5.1. Mensajes EGNOS implementados en goGPS.	115
5.2. Constelaciones, sistemas de referencia terrestre (TRS) y sistemas de tiempo implementados actualmente en goGPS.	116

Introducción

El término GNSS comprende todos los sistemas de navegación basados en el uso de satélites artificiales, sus combinaciones y los sistemas de apoyo o aumentación. La puesta en marcha del sistema Galileo, junto con otras constelaciones como GLONASS, COMPASS y la modernización del sistema americano GPS nos encaminan a un escenario multifrecuencia y multiconstelación.

Muchos han sido y son los algoritmos desarrollados e implementados para resolver problemas críticos del procesado de datos GPS: modelado de la troposfera (Hopfield, 1969; Niell, 1996; Saastamoinen, 1973), modelado de la ionosfera (Di Giovanni and Radicella, 1990; Gaglione, 2014; Klobuchar, 1986; Schaer et al., 1998), modelado del multipath (Nee, 1992; Ogaja and Satirapod), detección y corrección de saltos de ciclo (Bisnath and Langley, 2000; Blewitt, 1990; de Lacy et al., 2008b; Kim and Langley, 2001; Lee et al., 2003) y resolución de la ambigüedad de fase inicial (De Jonge and Tiberius, 1996; de Lacy et al., 2002; Teunissen, 1995; Teunissen and Kleusberg, 1998; Verhagen and Li, 2012).

En los últimos años en muchos centros de investigación se está trabajando en el desarrollo de nuevos algoritmos y en la generalización de algoritmos bifrecuencia al caso triple frecuencia y a las características de las nuevas constelaciones (Arbesser-Rastburg, 2006; Cai et al., 2015; Dai et al., 2008; Gaglione, 2014; Simsky et al., 2008; Zhang, 2005). Sin embargo, la falta de datos o la presencia de simuladores “optimistas” dificulta el análisis de los resultados que se puedan obtener con estos algoritmos. Existen varios simuladores en el mercado, por ejemplo Spirent GSS8000 (<http://www.spirent.com>) que es un emulador de frecuencia de elevado coste, o generadores de datos GNSS con algunas limitaciones como el software Bernese (Dach et al., 2007), que permite simular datos GNSS de GPS, pero sin

embargo, su última versión 5.2 todavía no es capaz de simular datos Galileo. El simulador incluido en el software Bernese no permite simular datos afectados por multipath, y la simulación de saltos de ciclo no permite un control total para cada frecuencia. Por otro lado, el simulador GSSF (Galileo System Simulation Facility) (<http://www.gssf.info>) es un software muy completo proporcionado por la ESA (Agencia Espacial Europea). La versión actual v2.1 de este software no permite la generación de datos GNSS. Está más orientado a realizar análisis de visibilidad, cobertura, geometría, interferencias e integridad, utilizando para ello los datos nominales de las constelaciones GPS y Galileo. El módulo para generación de datos GNSS que permite leer datos externos con formato estándar de IGS (International GNSS Service) se actualizará en la siguiente versión del software GSSF v2.2, y no está disponible por el momento. Por tanto, uno de los objetivos de esta tesis es desarrollar un simulador de datos GNSS cercanos a los que se tendrán en el futuro y que sirva mientras tanto para poder probar y actualizar algunos de los algoritmos que se están desarrollando.

Para la obtención de este objetivo, es necesario el estudio íntegro y preciso de cada uno de los términos que aparecen en la ecuación de observación GNSS y a partir de ahí emular cada uno de ellos. Por tanto, la aplicación final deberá simular la constelación de satélites, los osciladores atómicos de receptor y satélite, los efectos atmosféricos y de multipath presentes durante la observación, el uso de diferentes tipos de satélites, la ambigüedad de fase inicial, los saltos de ciclo y el ruido de las observaciones de código y fase para las tres frecuencias gratuitas que estarán disponibles en el futuro, tanto para GPS como para Galileo.

Es importante resaltar que durante la realización de esta tesis también se ha trabajado en el proyecto de software libre “goGPS” en dos estancias de tres meses cada una durante los años 2011 y 2012 en el Politécnico de Milán. Algunos de los módulos implementados en nuestro simulador de observaciones han sido también implementados en goGPS y por otro lado el módulo de Filtro de Kalman de este programa ha sido combinado junto con la teoría de colocación para el desarrollo de un simulador de correcciones GNSS. Este trabajo ha dado lugar a introducir en goGPS nuevas funcionalidades y mejoras, por ejemplo, el posicionamiento absoluto con observaciones de código o pseudodistancia con correcciones EGNOS, el soporte multiconstelación y el posicionamiento relativo con resolución de ambigüedades

enteras. Esta última versión del software goGPS con sus nuevas funcionalidades y mejoras, los ejemplos para procesar cada una de estas nuevas funcionalidades junto con el manual de usuario de este software se ha publicado recientemente en la revista GPS Solutions. En el momento de escribir esta tesis sólo está disponible la versión on-line del artículo que tiene como DOI: 10.1007/s10291-015-0469-x.

Por otro lado, es claro que en los últimos años los receptores GNSS de bajo coste y sus correspondientes aplicaciones han experimentado un desarrollo espectacular. Por ejemplo, VADASE es un software que permite el uso de receptores monofrecuencia de bajo coste para aplicaciones de sismología (Benedetti et al., 2015). Otros autores están tratando de dar continuidad al posicionamiento GPS en entornos urbanos apoyándose en MEMS INS (Sistemas Microelectromecánicos de Sistemas de Navegación Inerciales) (Godha and Cannon, 2007). Conseguir un posicionamiento con continuidad puede ser beneficioso para muchas aplicaciones relacionadas por ejemplo con el guiado de vehículos terrestres y aéreos no tripulados, control de agricultura de precisión e incluso para tareas de salvamento. Para todo esto, dentro de esta tesis, se ha desarrollado como parte más innovadora del trabajo un simulador de correcciones GNSS que tiene como finalidad obtener un posicionamiento continuo y homogéneo. Basándose en el método de colocación, este método predice las correcciones a aplicar a la posición estimada por un usuario cuando éste pierde la conexión con la estación de referencia de la que está recibiendo correcciones. Se han realizado varias pruebas con un receptor de bajo coste u-blox para comprobar la efectividad del método propuesto.

En los siguientes capítulos se describe como se ha desarrollado el simulador de observaciones, el simulador de correcciones para obtener un posicionamiento con continuidad y el artículo publicado en la revista GPS Solutions. En particular, el primer capítulo describe el estado y las características de los distintos sistemas de posicionamiento por satélites que existen en la actualidad junto con los que aún se encuentran en fase de desarrollo. El segundo capítulo explica detalladamente cada uno de los términos de la ecuación de observación que se han de simular y la implementación del simulador de observaciones. El tercer capítulo describe el método propuesto para el desarrollo del simulador de correcciones y su implementación. Ambos simuladores se han desarrollado con el lenguaje de programación

MATLAB. El cuarto capítulo muestra las pruebas realizadas para comprobar el buen funcionamiento de ambos simuladores. El quinto capítulo incluye tanto la descripción de las funcionalidades de goGPS como las pruebas de las mejoras introducidas en el software. Finalmente, en el capítulo sexto se comentan las conclusiones y los trabajos futuros. Además, en el apartado de anexos se han incluido los manuales tanto de goGPS como del simulador de observaciones G&G Simulator.

Por último, mencionar que esta tesis se ha desarrollado gracias a una beca FPI financiada dentro del proyecto de investigación “Desarrollo de algoritmos multifrecuencia” con referencia AYA2008-02948, y a la investigación realizada dentro del proyecto “Aplicación de la Interferometría Radar de Satélite y los Sistemas Globales de Navegación por Satélites en estudios sobre control de deformaciones de la Cordillera Bética” con referencia AYA2010-15501, ambos subvencionados por el Ministerio de Ciencia e Innovación.

Introduction

The term GNSS includes all the navigation systems based on the use of artificial satellites, their different combinations and the support or augmentation systems. The genesis of the Galileo system, as well as other constellations, i.e. Glonass, Compass and the modernization of the GPS American system lead us to a scenario of multi-frequency and multi-constellation.

Many algorithms have been, and are being, developed and implemented to resolve critical problems of the GPS data processing: troposphere modelling (Hopfield, 1969; Niell, 1996; Saastamoinen, 1973), ionosphere modelling (Di Giovanni and Radicella, 1990; Gaglione, 2014; Klobuchar, 1986; Schaer et al., 1998), multipath modelling (Nee, 1992; Ogaja and Satirapod), cycle slip detection and repair (Bisnath and Langley, 2000; Blewitt, 1990; de Lacy et al., 2008b; Kim and Langley, 2001; Lee et al., 2003), and initial phase ambiguity resolution (De Jonge and Tiberius, 1996; de Lacy et al., 2002; Teunissen, 1995; Teunissen and Kleusberg, 1998; Verhagen and Li, 2012).

In the last few years many research centres have been working in the development of new algorithms and in the generalization of dual-frequency algorithms, as well as triple-frequency algorithms and the features of the new constellations (Arbesser-Rastburg, 2006; Cai et al., 2015; Dai et al., 2008; Gaglione, 2014; Simsky et al., 2008; Zhang, 2005). However, the lack of data, or the presence of “optimistic” simulators, makes the analysis of the results obtained from these algorithms difficult. There are different simulators in the market, i.e. Spirent GSS8000 (<http://www.spirent.com>) which is an emulator of frequency of high cost or generator of data GNSS of GPS with some limitations like Bernese software (Dach et al., 2007), that allows simulate GNSS data of GPS. However, the last version 5.2 is still not capable of simulating Galileo data. The simulator included in the Bernese software

does not allow the simulation of data affected by multipath, and the simulation of cycle slips does not allow total control for each frequency. On the other hand, the GSSF (Galileo System Simulation Facility) (<http://www.gssf.info>) simulator is a complete software provided by ESA (European Space Agency). The current version v2.1 of this software does not allow the generation of GNSS data. This software is more orientated to realising analysis of visibility, coverage, geometry, interferences and integrity, using this analysis to achieve the prime data (using for it nominal data) of the GPS constellations and Galileo. The GNSS data generation module that allows the reading of external data following IGS (International GNSS Service) standards will be updated in the next version of the GSSF software v2.2, and is not currently available. Therefore, one of the objectives of this thesis is to develop a GNSS data simulator close to the data that will be obtained in the future and to be of good use in the meantime for testing and updating some of the algorithms that are being developed.

To achieve this objective the integral and precise study of each of the terms that appear in the GNSS observation equation is necessary and from there to emulate each of them. Therefore, the final application will have to simulate the satellite's constellations, the receivers' and satellites' atomic clocks, the atmospheric and multipath effects present during the observation, the use of different types of satellites, the initial phase ambiguity, the cycle slip and the noise of the observations of the code and phase for the three frequencies that will be available for free in the future, for GPS and also for Galileo

It is important to comment that during the writing of this thesis I have also worked for the project of open source "goGPS" software (or in the open source software goGPS project) in two short stays of three months each, during the years 2011 and 2012 at Polytechnic University of Milan. Some of the implemented modules in our simulator of the observations have also been implemented in goGPS. The Kalman Filter module of this programme has been combined together with the collocation theory for the development of a GNSS corrections simulator. This work has created the opportunity of introducing in goGPS new functionalities and improvements; i.e. absolute positioning with code or pseudo-range observations with EGNOS corrections, the multi-constellation support and the relative positioning with resolution of integer ambiguities. The latest version of software goGPS (with its new fun-

ctionalities and improvements), the examples to process each of the new functionalities, and the user manual have recently been published in the GPS Solutions journal. At the time of writing, only the online version of the article is available with DOI: 10.1007/s10291-015-0469-x.

On the other hand, it is clear that in recent years the low cost GNSS receivers and their applications have experienced a spectacular development. For example, VADASE is software that allows the use of low cost single frequency receivers for seismology applications (Benedetti et al., 2015). Other authors are trying to get GPS positioning with continuity in urban environments supported by INS MEMS (Inertial Navigation Systems Microelectromechanical Systems) (Godha and Cannon, 2007). Obtaining a position with continuity can be beneficial for many applications related, for example to guide unmanned aerial and terrestrial vehicles, precision agriculture control and even rescue task. As a result of all this, this thesis has been developed as part of the most innovative work for the corrections of the GNSS simulator that aims to obtain a positioning with continuity and homogeneity. Based on the method of collocation, this method predicts the corrections to be applied to the estimated position when a user loses the connection to the reference station which is transmitting corrections. Several tests with a low cost receiver u-blox have been made to check the effectiveness of the proposed method.

The following chapters describe the development of the simulator of observations, the simulator of corrections for obtaining a positioning with continuity and the paper published in the journal GPS Solutions. The first chapter in particular describes the state and characteristics of the different systems of positioning for existing satellites together with the ones that are in development. The second chapter explains in detail each of the terms of the equation of observation that are to be simulated and the implementation of the simulator of observations. The third chapter describes the proposed method for the development of the simulator of corrections and its implementation. Both simulators have been developed with MATLAB language. The fourth chapter includes the description of the functionalities of goGPS as well as the tests for the improvements introduced into the software. The fifth chapter shows the tests carried out to prove the optimum functioning of both simulators. The sixth chapter con-

tains the conclusions and the future tasks. In the appendices the manuals for goGPS as well as for the simulator of observations “G&G Simulator” have been included.

Lastly, this thesis has been possible thanks to a FPI grant within the investigation project “Development of Multifrequency algorithms” with reference AYA2008-02948 and to the investigation carried out within the project “Application of Satellite Radar Interferometry and Global Navigation Satellite Systems in deformation monitoring studies of the Cordillera Bética” with reference AYA2010-15501, both financed by the Ministry of Science and Innovation.

Capítulo 1

Escenario GNSS

Un sistema global de navegación por satélites (su acrónimo en inglés: GNSS) está formado por una constelación de satélites que orbitan alrededor de la Tierra y transmiten señales utilizadas para obtener la posición del usuario en cualquier parte de la superficie terrestre. En un futuro cercano habrá cuatro sistemas de posicionamiento por satélites con cobertura global y además enviarán señales con tres frecuencias distintas. Este panorama mejorará las capacidades de posicionamiento actuales, ya que la redundancia de datos será mayor permitiendo así mejores precisiones en el cálculo de la posición. Además, el desarrollo de sistemas de aumentación locales basados en satélites (SBAS, Satellite-Based Augmentation Systems) complementará los sistemas de posicionamiento global aportando correcciones que mejorarán más aún las precisiones del posicionamiento. En este capítulo se describen los sistemas GNSS y los sistemas SBAS que existen en la actualidad o están en fase de desarrollo.

1.1. El sistema Galileo

Galileo es el sistema de navegación global por satélites europeo, desarrollado conjuntamente por la Comisión Europea (EC) y la Agencia Espacial Europea (ESA) después de valorar la relevancia estratégica, económica, social y tecnológica de los sistemas de navegación. Entre sus principales características destacan, que ofrece un servicio de posicionamiento y navegación global de gran precisión, que es interoperable con GPS y GLONASS (sistemas

GNSS americano y ruso, respectivamente), y además que está bajo control civil.

Mediante las tres frecuencias estándar, Galileo está diseñado para ofrecer posicionamiento en tiempo real con una precisión de pocos metros. Garantiza una disponibilidad de servicio incluso en latitudes superiores a 75 grados Norte, y en circunstancias extremas informará a los usuarios si se ha producido algún fallo en algún satélite en pocos segundos, ideal para aplicaciones críticas como guiado de vehículos, aterrizaje de aviones o agricultura de precisión. Además el sistema Galileo dispone de un servicio global de búsqueda y rescate llamado SAR (Search and Rescue Service) basado en el sistema Cospas-Sarsat. Estos satélites están equipados con un transpondedor, capaz de transferir las señales de alerta de socorro de los transmisores de los usuarios a los centros coordinadores de salvamento regionales, que a su vez inician la operación de rescate y envían una señal de respuesta al usuario, informando que su situación ha sido detectada y que la ayuda está en camino. Esta característica se considera una gran mejora comparada con los sistemas existentes, ya que ninguno permite el envío de información por parte del usuario.

El sistema Galileo prestará cinco servicios diferentes (Benedicto and Ludwig, 2001):

- Servicio Abierto (OS),
- Servicio Comercial (CS),
- Servicio de Salvamento (SoL),
- Servicio Público regulado (PRS) and
- Servicio de Búsqueda y Rescate (SAR).

El OS está diseñado para el gran mercado, será accesible a todos los usuarios de forma gratuita, proporcionará un posicionamiento simple y datos de tiempo. Será interoperable con GPS y GLONASS y un usuario podrá obtener una posición con el mismo receptor con cualquier combinación de satélites. Mediante las dos frecuencias estándar, Galileo permitirá al usuario posicionamiento en tiempo real con una precisión de metros. El SoL mejora el rendimiento del OS mediante el envío de una alerta a los usuarios cuando se produce un error y se superan los márgenes establecidos (integridad). El CS proporciona acceso a dos señales

1. Escenario GNSS

adicionales que permiten una mayor tasa de transferencia de datos y mejoras en la precisión de la posición. Este par de señales están protegidas mediante el cifrado comercial y, previo pago, se podrán utilizar. El PRS ofrece posicionamiento y sincronización para usuarios específicos que requieren una alta continuidad del servicio (aplicaciones gubernamentales). El servicio SAR permitirá el envío de señales de alerta de socorro y también proporcionará un enlace de retorno para ayudar a coordinar las operaciones de rescate. El envío y la recepción de estas señales de alerta será casi en tiempo real y estará disponible desde cualquier lugar de la Tierra. Como se puede ver en la Tabla 1.1 todos los servicios estarán disponibles de manera global y el 99.8 % del tiempo, proporcionando una precisión a nivel de metros con observaciones de doble frecuencia y el CS y el PRS alcanzarán precisiones centimétricas mediante el uso de señales SBAS.

	Servicio Abierto (OS)	Servicio de Salvamento (SoL)	Servicio Comercial (CS)		Servicio Público Regulado (PRS)	
Cobertura	Global	Global	Global	Local	Global	Local
Precisión	h = 4 m v = 8 m (doble frec)	4 - 6 m (doble frec)	<1 m (doble frec)	<10 cm (localmente aumentado)	h = 6.5 m v = 12 m	1 m (localmente aumentado)
Disponibilidad	99.8 %	99.8 %	99.8 %		99-99.9 %	
Integridad	No	Si	Servicio de valor añadido		Si	

Tabla 1.1: Características de los cuatro servicios de navegación Galileo. Fuente: Butsch (2007).

En la evolución del programa Galileo se pueden distinguir dos fases principales (http://ec.europa.eu/growth/sectors/space/galileo/history/index_en.htm):

1. IOV (In-Orbit Validation): consiste en el análisis del sistema mediante pruebas de funcionamiento de los dos satélites experimentales (GIOVE-A y GIOVE-B) y una constelación reducida de cuatro satélites operativos y la infraestructura terrestre necesaria. Esta fase concluyó en febrero de 2014.
2. FOC (Full Operational Capability): consiste en el despliegue de la infraestructura res-

tante en tierra y en el espacio. Incluye una fase intermedia llamada IOC (Initial Operational capability) que estará formada por 18 satélites (14 satélites y los 4 satélites IOV). El sistema completo dispondrá de 30 satélites, centros de control localizados en Europa y una red compuesta de sensores y estaciones de radioenlace instaladas alrededor de la superficie terrestre.

Se han instalado dos Centros de Control Galileo (GCCs, Galileo Control Centers) en territorio europeo para controlar los satélites y gestionar su navegación. Además dispone de una red global de Estaciones de Sensores Galileo (GSSs, Galileo Sensor Stations) que envían los datos a los GCCs a través de una red de comunicaciones redundante. Los GCCs utilizan los datos de GSSs para obtener información de integridad y sincronizar el tiempo de la señal de todos los satélites con los relojes de las estaciones de tierra. La integridad es una medida de la precisión de la información proporcionada por el sistema de navegación, esto permite que los usuarios reciban las advertencias oportunas cuando el sistema no debe ser utilizado para la navegación. El intercambio de datos entre los GCCs y los satélites se realiza a través de estaciones de radioenlace.

El sistema Galileo estará formado por un total de 30 satélites (27 operativos + 3 de reserva), situados en tres planos circulares de órbita media terrestre, a 23.222 km de altitud sobre la superficie de la Tierra y con una inclinación de los planos orbitales de 56 grados respecto al ecuador. Desde muchos lugares, entre 6 y 8 satélites estarán siempre visibles, permitiendo al usuario conocer su posición con una precisión de pocos centímetros. Los primeros satélites experimentales GIOVE-A y GIOVE-B fueron lanzados en 2005 y 2008 respectivamente, y han servido para poner a prueba tanto las tecnologías críticas de Galileo como el funcionamiento de las frecuencias asignadas por la ITU (International Telecommunication Union). Posteriormente, se lanzaron cuatro satélites Galileo por pares en Octubre de 2011 y Octubre de 2012 respectivamente. Este primer cuarteto de satélites está en validación de órbita para demostrar que el sistema Galileo funciona como se planeó. El 22 de Agosto de 2014 se realizó el lanzamiento de un cohete Soyuz con los satélites quinto y sexto desde la base en Kourou, Guayana Francesa. Estos dos nuevos satélites eran los primeros FOC (Full Operational Capability) y a partir de 2015 se lanza-

rán entre seis y ocho por año. Desafortunadamente se produjo un fallo técnico al parecer en la última fase del cohete, llamada Fregat (un sistema concebido por rusos y europeos), que sitúa los satélites en su lugar definitivo. El fallo provocó que en lugar de quedarse en una órbita nominal circular con una inclinación de 56 grados en relación al ecuador y una altitud de unos 23.200 km, las sondas se quedaron en una órbita elíptica con una altitud máxima de 25.900 km y una mínima de 13.700 km, con una inclinación de unos 50 grados. Se han realizado maniobras sobre estos satélites 5 y 6 hasta colocarlos en su órbita correcta, consumiendo el 75 % del combustible. Los satélites todavía disponen de 15 kilogramos de combustible suficientes para 12 años de operación ya que la estabilidad de las órbitas de la constelación Galileo no requieren maniobras regulares sobre las órbitas de los satélites (<http://spacenews.com/42861galileo-satellite-left-in-bad-orbit-reaches-operating-position/>). Además, el 27 de marzo de 2015 se lanzaron los satélites 7 y 8, el 11 de septiembre se lanzaron los satélites 9 y 10 y el 17 de diciembre se lanzaron los satélites 11 y 12. A partir de 2016 se van a utilizar lanzaderas Ariane 5 capaces de colocar 4 satélites en órbita con un sólo lanzamiento. El estado de la constelación Galileo (<http://www.gsc-europa.eu/system-status/Constellation-Information>) muestra actualmente sólo tres satélites disponibles de los diez que hay en órbita. Esta situación retrasará más de lo previsto el funcionamiento total de la constelación Galileo y afianza la necesidad de disponer de un simulador que se acerque de manera fidedigna al futuro escenario que nos encontraremos cuando esté completamente operativo el sistema Galileo.

Todos los productos Galileo estarán en el Marco de Referencia Terrestre Galileo (GTRF) (Gendt, 2006). El GTRF está diseñado para ser compatible con el Marco de Referencia Terrestre Internacional (ITRF) y por lo tanto será una realización del Sistema de Referencia Terrestre Internacional (ITRS). Las coordenadas de una estación en GTRF serán compatibles con las coordenadas de una estación en ITRF con una tolerancia de 3 cm (con 95 % de nivel de confianza) para todas las estaciones que aparecen en ambas realizaciones. Por otra parte, Galileo hará uso de su propio sistema de tiempo (Galileo System Time (GST)) dirigido por el Tiempo Atómico Internacional (TAI). El desfase entre el GST y el TAI se mantendrá

dentro de los 50 ns (Prasad and Ruggieri, 2005). Las dos tecnologías de relojes atómicos de referencia para Galileo son el Maser Pasivo de Hidrógeno (PHMs) y la Frecuencia Estándar Atómica de Rubidio (RAFSs) y han sido validados a bordo de los dos satélites experimentales GIOVE-A y GIOVE-B. Cada uno de los 30 satélites del sistema Galileo tendrá dos relojes de cada tipo a bordo.

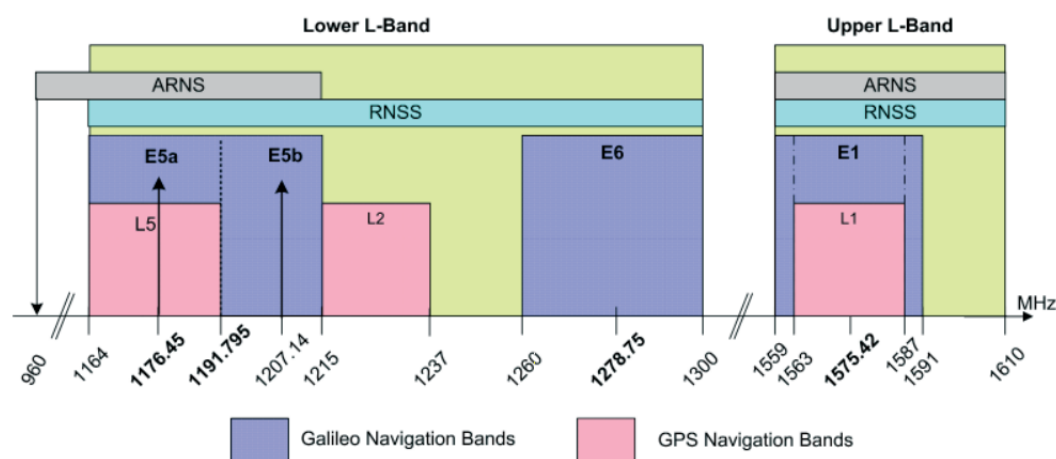


Figura 1.1: Plan de frecuencias: Sistemas GPS y Galileo

Galileo enviará tres frecuencias diferentes dentro de la banda L, llamadas E1, E5 y E6, moduladas con código abierto y con código cifrado para los servicios comercial y gubernamental (Galileo OS SIS ICD), Figura 1.1. Las señales Galileo se diferenciarán mediante técnicas de acceso múltiple por división de código (CDMA). Un total de 10 señales, E1A, E1B, E1C, E6A, E6B, E6C, E5a-I, E5a-Q, E5b-I y E5b-Q serán transmitidas para proporcionar los distintos servicios, Tabla 1.2. Todas las señales Galileo están por pares, excepto E1A y E6A. Los canales I y B corresponden a señales de datos y los canales Q y C a señales piloto. La combinación de las señales E5a y E5b dan lugar a E5a+b o E5, cuya frecuencia central es 1191.796 MHz. El OS de Galileo está definido por tres señales E1BC, E5a y E5b, con sus respectivos canales de datos y piloto. Las señales E1B y E1C estarán moduladas con Multiplexed Binary Offset Carrier (MBOC)(6,1,1/11) y las señales E5a y E5b serán moduladas con Alternative Binary Offset Carrier (AltBOC)(15,10) (Hofmann-Wellenhof et al., 2008). Las señales E5a y E5b pueden ser procesadas independientemente por el receptor del usuario, aunque estén separadas en dos señales moduladas en Quadrature Phase Shift Keying

1. Escenario GNSS

(QPSK) (Galileo OS SIS ICD). Las Figuras 1.2 y 1.3 muestran la modulación en E1 y E5. El uso de modulaciones de código avanzadas en Galileo, proporciona mejoras significativas frente al multipath comparado con el actual GPS (Simsky et al., 2008). Como muestra la Tabla 1.2, el servicio comercial de Galileo usará las señales E1BC, E6BC y E5b; el servicio SoL está definido para las señales E1BC, E5b y E5a; para el PRS se usarán las señales E1A y E6A y SAR la señal L6 para transmisión.

Señal		Frecuencia Central [MHz]	Tasa de Chip [Mchips/s]	Cifrado de código Pseudorango	Tasa de Datos por Símbolo [bit/s]	Cifrado de Datos	Servicio de Referencia	
Id	Nombre							
1	E5a-I	datos	1176.45	10	No	50 (25)	No	OS/SoL
2	E5a-Q	piloto	1176.45	10	No	Sin datos	Sin datos	OS/SoL
3	E5b-I	datos	1207.14	10	No	250 (125)	En parte	OS/SoL/CS
4	E5b-Q	piloto	1207.14	10	No	Sin datos	Sin datos	OS/SoL/CS
5	E6-A	datos	1278.75	5	Gubernamental	Por determinar	Si	PRS
6	E6-B	datos	1278.75	5	Comercial	1000 (500)	Si	CS
7	E6-C	piloto	1278.75	5	Comercial	Sin datos	Sin datos	CS
8	E2-L1-E1-A	datos	1575.42	-	Gubernamental	Por determinar	Si	PRS
9	E2-L1-E1-B	datos	1575.42	2	No	250 (125)	En parte	OS/SoL/CS
10	E2-L1-E1-C	piloto	1575.42	2	No	Sin datos	Sin datos	OS/SoL/CS
11	L6 downlink	datos	1544.10	-	-	-	-	SAR

Tabla 1.2: Características y distribución de las señales Galileo. Fuente: European Commission, 2003.

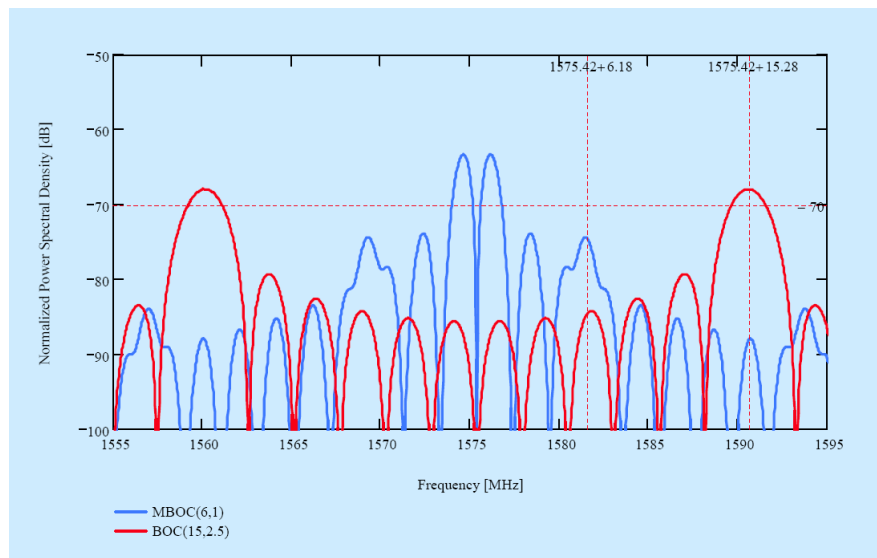


Figura 1.2: Modulación de la señal E1 Galileo. Fuente: Butsch (2007).

Por último comentar que el sistema Galileo transmitirá cuatro mensajes de navegación

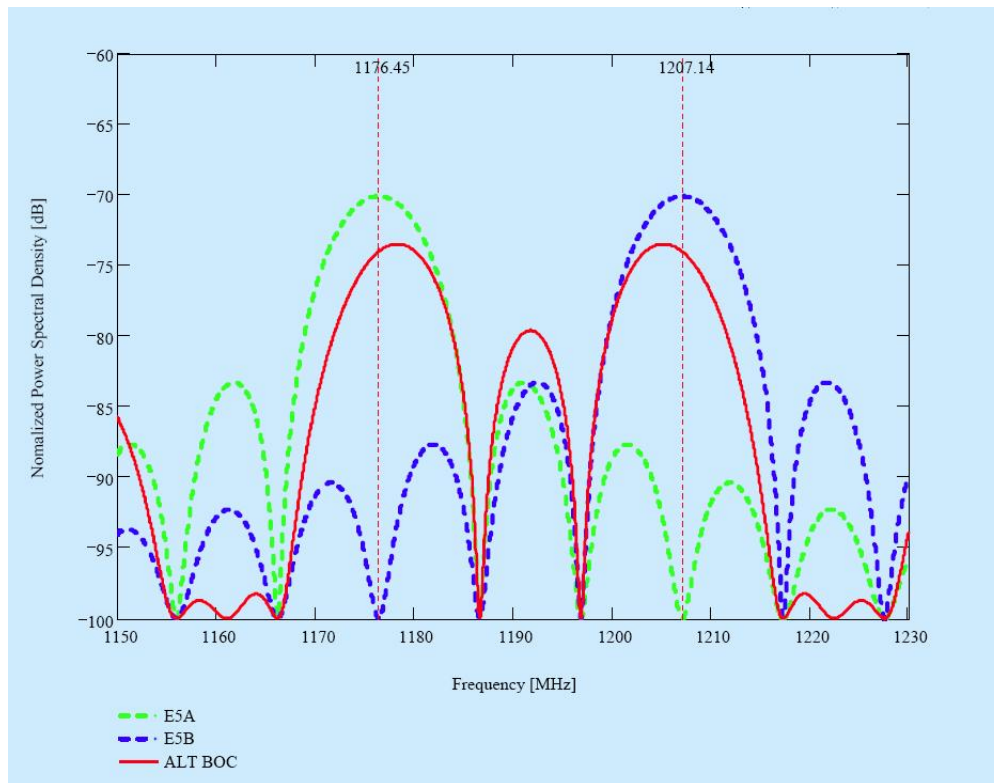


Figura 1.3: Modulación de la señal E5 Galileo. Fuente: Butsch (2007).

diferentes según el usuario final (Galileo OS SIS ICD). El mensaje de navegación Galileo de acceso Libre (F/NAV) está destinado a los usuarios del OS y el mensaje de integridad (I/NAV) será transmitido por el OS para los servicios CS y SoL. Los otros dos tipos de mensajes son el mensaje de navegación comercial Galileo (C/NAV) y el mensaje de navegación gubernamental (G/NAV), para usos comerciales y gubernamentales respectivamente.

Más información sobre el proyecto Galileo se puede encontrar en los sitios web http://ec.europa.eu/growth/sectors/space/galileo/index_en.htm, http://www.esa.int/Our_Activities/Navigation/The_future_-_Galileo/What_is_Galileo, y Hofmann-Wellenhof et al. (2008); Prasad and Ruggieri (2005) entre otros.

1.2. El sistema GPS Modernizado

GPS es el sistema de navegación por satélites desarrollado por el Departamento de Defensa de EE.UU. en la década de los 70, inicialmente con fines militares. En 1995 fue declarado totalmente operativo tanto para aplicaciones militares como civiles, reemplazando al sistema de navegación TRANSIT basado en tecnología Doppler. En 1998 se anunció el plan para la modernización del sistema GPS, este plan incluía la introducción de una segunda señal civil en L2, llamada L2C, y una tercera señal en L5, L5C (Shaw et al., 2000).

Actualmente, GPS cuenta con una constelación de 32 satélites operativos girando en torno a la Tierra en seis planos orbitales con una inclinación de 55° respecto al ecuador y una altitud sobre la superficie terrestre de unos 20.200 Km con un periodo muy cercano a 12 horas. Con la constelación completa, el segmento espacial proporciona cobertura global con entre 4 y 8 satélites visibles al mismo tiempo. El segmento de control está formado por 12 estaciones de monitorización, 4 antenas en tierra y una Estación de Control Maestra (MCS, Master Control Station). Las estaciones de monitorización realizan un seguimiento de todos los satélites y almacenan sus datos. Estos datos son procesados por la MSC para determinar las órbitas de los satélites y actualizar el mensaje de navegación. Finalmente, la información actualizada se transmite a cada satélite mediante las antenas en tierra.

Desde el principio, el GPS ha utilizado tres códigos pseudoaleatorios diferentes (PRN, Pseudo-Random Noise) modulados en dos frecuencias portadoras, L1 y L2. El código C/A (Coarse Acquisition code) está modulado en L1 y define el servicio de posicionamiento estándar (SPS) abierto para usuarios civiles. El código P (Precise code) está modulado en L1 y L2 y define el servicio de posicionamiento preciso (PPS). El código P cifrado, denotado por Y, está solamente disponible para usuarios autorizados. Estos códigos PRN son ligeramente distintos para cada satélite y permiten diferenciarlos mediante técnicas de acceso múltiple por división de código (CDMA). El mensaje de navegación es común para todos los satélites, tiene una estructura y longitud fijas. Este mensaje contiene información de la órbita y la salud del satélite, correcciones y otros datos. La Tabla 1.3 muestra la distribución de las señales GPS, para obtener más información sobre las señales L1 y L2 del sistema GPS se puede consultar IS-GPS-200H, disponible en <http://www.gps.gov/technical/icwg>.

Señal			Frecuencia Central [MHz]	Cifrado de código Pseudorango	Tasa de Datos por Símbolo [sps]
Id	Nombre				
1	L1 C/A	datos	1575.42	No	50
2	L1C	datos	1575.42	No	100
3	L1C	piloto	1575.42	No	Sin datos
4	L1-P(Y) Code	datos	1575.42	U. Autorizados	50
5	L1-M Code	datos	1575.42	Militar	-
6	L2 CM	datos	1227.60	No	50
7	L2 CL	piloto	1227.60	No	Sin datos
8	L2-P(Y) Code	datos	1227.60	U. Autorizados	50
9	L2-M Code	datos	1227.60	Militar	-
10	L5I	datos	1176.45	No	100
11	L5Q	piloto	1176.45	No	Sin datos

Tabla 1.3: Características y distribución de las señales GPS.

El continuo desarrollo tecnológico, el incremento de las necesidades de los usuarios y la competitividad del sistema europeo Galileo ha llevado a la creación de un programa de modernización del sistema GPS. El primer satélite del bloque IIR-M fue lanzado en 2005, desde entonces los usuarios disponen de una segunda señal civil modulada en L2, L2C, diseñada para fines comerciales. Además, el primer satélite con la frecuencia L5 perteneciente al bloque IIF fue lanzado en Mayo de 2010, y actualmente hay 10 satélites en órbita de los 12 programados para este bloque.

La constelación completa permitirá a los usuarios recibir las señales C/A, L2C y L5, y las señales cifradas P(Y) y códigos M en ambas frecuencias L1 y L2. El histórico de lanzamientos de satélites GPS y las señales enviadas están resumidos en la Tabla 1.4. Las portadoras de la banda L5 están moduladas con dos trenes de bits en fase y cuadratura: el canal de L5I y el canal piloto L5Q. Además, sobre L5 se transmiten dos códigos PRN: código en fase (denotado por I5-code) y código en cuadratura (denotado por Q5-code) (IS-GPS-705D). La señal L1C se añadirá en la siguiente generación de satélites GPS III, para incrementar la interoperabilidad entre diferentes sistemas de satélites. La nueva señal L1C estará formada por el canal de datos L1CD y el canal piloto L1CP y no reemplazará a la señal L1C/A (IS-GPS-800D).

GPS utiliza el sistema de referencia terrestre WGS-84 (World Geodetic System) desarrollado por el Departamento de Defensa de Estados Unidos. Desde su implementación inicial

1. Escenario GNSS

Bloque	Período de lanzamiento	Número de satélites	En Servicio actualmente	Señal
I	1978 - 1985	10	0	L1C/A, L1P, L2P
II	1989 - 1990	9	0	
IIA	1990 - 1997	19	2	
IIR	1997 - 2004	13	12	
IIR-M	2005 - 2009	8	7 + 1 sin uso	L2C, M-code
IIF	2010 - 2015	10	10	L5C

Tabla 1.4: *Historial de lanzamiento de satélites GPS. Fuente: www.usno.navy.mil.*

se ha ido modificando hasta definir el WGS84 (G16740) que se ajusta al ITRF2008 con una precisión de centímetros (<ftp://itrf.ensg.ign.fr/pub/itrf/WGS84.TXT>). La escala de tiempo GPST (GPS System time) está definida por el segmento terrestre de GPS a partir de los datos de los relojes atómicos de los satélites y de las estaciones de monitorización. Esta escala de tiempo no ajusta los *leap seconds* y está sincronizada con el UTC (Coordinated Universal Time) a nivel de nanosegundos.

Más información relacionada con el sistema GPS y su modernización se puede encontrar en Seeber (2003); Leick (2004); Misra and Enge (2006); Hofmann-Wellenhof et al. (2008), y también en el sitio web <http://www.gps.gov>. La información sobre el estado actual del sistema GPS se puede consultar en <http://www.usno.navy.mil/USNO/time/gps/current-gps-constellation>.

1.3. Otros sistemas de navegación por satélites

1.3.1. GLONASS

GLONASS fue desarrollado a principios de la década de los 80 inicialmente como un sistema militar controlado por el Ministerio de Defensa Ruso, sin embargo, en 1999 se declaró disponible para uso civil (Hofmann-Wellenhof et al., 2008). Actualmente GLONASS proporciona a un número ilimitado de usuarios posicionamiento en tres dimensiones, medidas de velocidad y tiempo, en cualquier parte del mundo o del espacio cercano, y con cualquier condición meteorológica (<http://www.glonass-iac.ru>). La constelación GLONASS estaba completamente desplegada en 1995. En 2001 se adoptó un Programa

Federal para su modernización y en 2003 el primer satélite modernizado (GLONASS-M) estaba operativo. Desde entonces y hasta 2015 han lanzado entre tres y seis satélites al año con algunos lanzamientos fallidos, hasta completar los 24 que hay operativos actualmente. La siguiente generación de satélites llamada GLONASS-K está siendo desplegada y cuenta ya con un par de satélites en órbita, un satélite K1 lanzado el 26 de febrero de 2011 y un satélite K2 puesto en órbita en el último lanzamiento del 1 diciembre de 2014.

Señal	Frecuencia portadora (MHz)
G1	1602.000
G2	1246.000
G3	1204.704

Tabla 1.5: Frecuencias fundamentales en GLONASS.

GLONASS proporciona señales de alta precisión para uso militar y una señal de precisión estándar abierta para uso civil. Desde que fue completamente operativo en 1996, los satélites GLONASS emiten la señal de precisión estándar modulada en la frecuencia portadora G1, y la señal de alta precisión en la portadora G1y G2 (Tabla 1.5). Sin embargo, con el primer satélite GLONASS-M, la señal de precisión estándar también se moduló en G2. Los satélites modernizados GLONASS-K proporcionan la tercera frecuencia, G3. GLONASS implementa el Acceso Múltiple por División en Frecuencia (FDMA) para diferenciar las señales de cada satélite. Con esta técnica, la frecuencia portadora se deriva de la frecuencia fundamental de la forma (en MHz):

$$\begin{aligned}
 f_{1k} &= 1602.000 + 0.5625k \\
 f_{2k} &= 1246.000 + 0.4375k \\
 f_{3k} &= 1204.704 + 0.4230k
 \end{aligned}
 \tag{1.1}$$

donde k son los diferentes canales en frecuencia (Hofmann-Wellenhof et al., 2008). Una tripleta de frecuencias distinta se asigna a cada satélite GLONASS, para así poder ser identificados por el receptor. Después de 2005, los satélites han estado transmitiendo en los canales de frecuencia $k = -7, -6, \dots, +5, +6$ donde los canales +5 y +6 estaban reservados para

usos técnicos. Sin embargo, el nuevo bloque GLONASS-K2 contará con cuatro nuevas señales CDMA adicionales a las señales originales FDMA, para ser interoperable con GPS y Galileo. Dos de ellas cifradas situadas en 1242 MHz (banda L2) y 1575.42 MHz (banda L1) para usos militares y las otras dos señales abiertas ubicadas en 1575.42 MHz (banda L1) y 1207.14 MHz (banda L3) para usos civiles. Bajo desarrollo se encuentra la siguiente generación de satélites, GLONASS-KM que además transmitirá en 1176.45 MHz (banda L5).

El tiempo GLONASS se genera en la base central de sincronización de tiempo GLONASS y las efemérides enviadas proporcionan la posición del centro de fase de la antena transmisora de un satélite dado en Parametri Zemli 1990 (PZ-90) en un marco de referencia centrado y fijado en la Tierra (ECEF). Con el plan de modernización, se cambió a un marco de referencia geodésico PZ-90 mejor alineado con el ITRF y el Sistema de Tiempo GLONASS (GLoTS) se ajustó mejor con el UTC para incrementar la interoperabilidad entre GLONASS, GPS y Galileo.

Si desea consultar información actualizada sobre el estado del sistema GLONASS se puede encontrar en <http://www.glonass-iac.ru>.

1.3.2. BeiDou

BeiDou-2/ COMPASS es un sistema de navegación por satélites desarrollado por la Academia de Tecnología Espacial China nacido con fines militares. Fue concebido como una expansión global del sistema BeiDou-1 que utilizaba solamente satélites en órbita geoestacionaria. Los primeros tres satélites experimentales de BeiDou-1, BeiDou 1A, 1B y 2A se lanzaron entre 2000 y 2003 (van Haaften, 2007) y están disponibles para uso civil desde 2004 (Chong, 2009).

BeiDou-2 está en construcción desde 2005 y el sistema completo tendrá 35 satélites, 5 satélites geoestacionarios (GEO), 3 satélites en órbita geosíncrona inclinada (IGSO) y 27 satélites en órbita media terrestre (MEO). Actualmente, el sistema cuenta con 16 satélites, de los cuales 15 están operativos, 5 satélites GEO, 5 satélites IGSO y 5 satélites MEO. Se espera que ofrezca cobertura global completa para 2020 (Chong, 2009). El servicio abierto

transmitirá en B1 fase, B1-BOC, B2 fase, B2-BOC y en la banda L5 mientras que el servicio autorizado lo hará en B1 cuadratura, B1-2, B2 cuadratura, B3 y B3-BOC (Tabla 1.6).

Señal	Frecuencia portadora (MHz)
B1	1561.098
B1-2	1589.742
B2	1207.140
B3	1268.520
B1-BOC	1575.420
B2-BOC	1207.140
B3-BOC	1268.520
L5	1176.450

Tabla 1.6: Señales y frecuencias en BeiDou.

El segmento de tierra está formado por una estación de control Master, dos estaciones de envío y 30 estaciones de monitorización. BeiDou utiliza el Sistema Geodésico China 2000 (CGS2000), que coincide con el ITRF a nivel de pocos centímetros de diferencia y el tiempo BeiDou (BDT) está sincronizado con el UTC.

El sitio web oficial del programa BeiDou-2 es: <http://www.beidou.gov.cn>.

1.4. Sistemas SBAS

Actualmente hay varios sistemas SBAS (Satellite Based Augmentation System) que ofrecen correcciones locales a los usuarios (Figura 1.4). Además otros países están desarrollando sus propios sistemas SBAS. Aquí se describe principalmente EGNOS, el sistema europeo y WAAS el sistema americano junto con los demás sistemas existentes o en desarrollo.

1.4.1. EGNOS

EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) es el servicio europeo que actualmente complementa los servicios proporcionados por el sistema GPS y que en el futuro también podrá complementar los servicios del sistema Galileo. EGNOS ha sido el primer proyecto europeo en proporcionar servicios GNSS, actualmente ofrece tres servicios

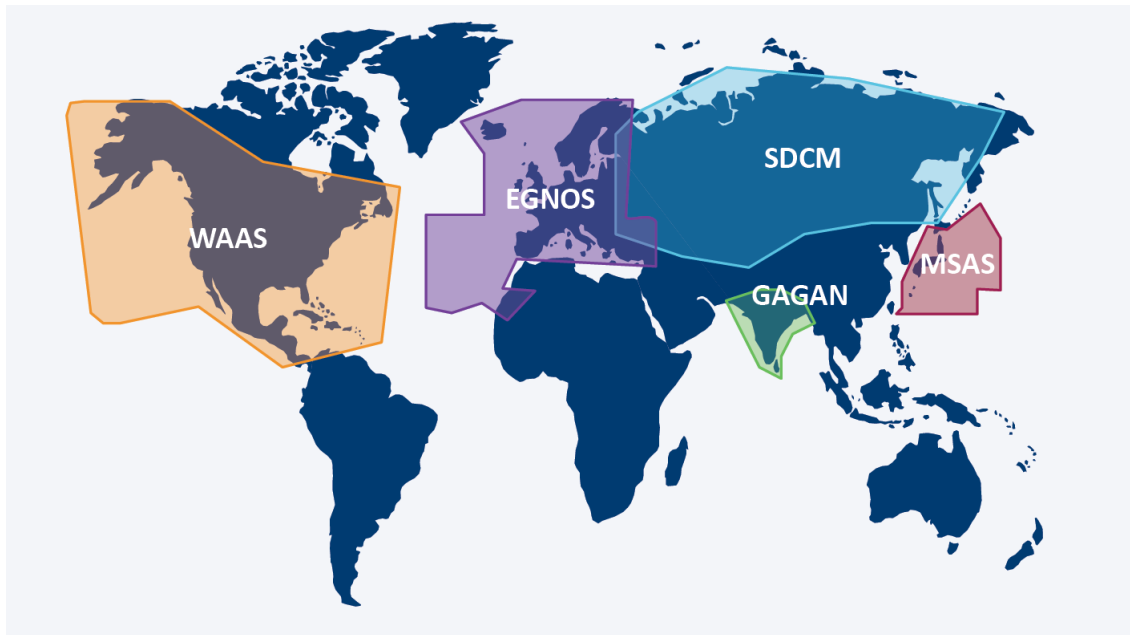


Figura 1.4: Sistemas SBAS. Fuente: EGNOS OS SDD.

diferentes en tiempo real:

- Un servicio abierto (OS): libre de coste, accesible mediante cualquier receptor compatible con EGNOS y sin necesidad de ninguna autorización especial,
- Un servicio de salvamento (SoL): incluye un mensaje de integridad que avisa al usuario de cualquier mal funcionamiento de la señal GPS en 6 segundos, y
- Un servicio comercial (CS): el servicio comercial terrestre de datos, llamado EGNOS Data Access Service (EDAS) difunde datos EGNOS en tiempo real generados por la infraestructura EGNOS a través de internet.

La señal EGNOS está disponible más del 99 % del tiempo y mejora la precisión obtenida con GPS hasta 1 y 2 metros (Ventura-Traveset and Flament, 2006). La primera señal experimental se transmitió en el año 2000 como parte del período de pruebas del sistema EGNOS, en 2005 se concluyó la fase de capacidad inicial operacional (IOC), el 1 de octubre de 2009 la Comunidad Europea declaró operativo el servicio abierto (OS) y desde el 2 de marzo de 2011 el servicio SoL está disponible para aviación. EGNOS constituye junto con Galileo las dos mayores iniciativas europeas en términos de navegación por satélites.

El segmento terrestre de EGNOS está formado por una red de estaciones RIMS (Ranging Integrity Monitoring Stations), cuatro MCC (Mission Control Centres), seis NLES (Navigation Land Earth Stations) y la red de área extensa EGNOS, que proporciona la red de comunicación para todos los componentes del sistema terrestre. Se están desarrollando dos instalaciones nuevas, que formarán parte del segmento terrestre para realizar operaciones en el sistema y proporcionar servicios, estas son PACF (Performance Assessment and Checkout Facility) y ASQF (Application Specific Qualification Facility) que serán operadas por el proveedor de servicios EGNOS (ESSP SAS) (EGNOS OS SDD).

Actualmente, la red de estaciones RIMS está formada por 39 estaciones distribuidas por la superficie terrestre. Su función principal es recoger datos de los satélites GPS y transmitirlos cada segundo a las instalaciones centrales de procesamiento (CPF, Central Processing Facilities) de cada MCC. Las CPF son un módulo de las MCC que utilizan los datos recibidos de la red de estaciones RIMS para: elaborar las correcciones de reloj para cada satélite GPS, corregir las efemérides para mejorar la posición orbital de los satélites y elaborar un modelo de error ionosférico sobre el área de servicio de EGNOS. Estas tres correcciones se envían al usuario para mejorar la precisión del posicionamiento. Además, las CPF estiman el error residuo esperado para los usuarios después de aplicar estas correcciones. Este error se caracteriza por dos parámetros: UDRE (User Differential Range Error), que es el residuo diferencial en la distancia después de aplicar las correcciones de reloj y efemérides para cada satélite GPS, y GIVE (Grid Ionospheric Vertical Error), que es una estimación del error residuo vertical después de aplicar las correcciones ionosféricas. Finalmente, las CPF incluyen un gran número de funciones de monitorización diseñadas para detectar anomalías tanto en el sistema GPS como en el sistema EGNOS y es capaz de avisar a los usuarios en un período de tiempo muy pequeño si un error ha excedido un cierto umbral. Los mensajes elaborados por las CPF se transmiten a las NLES (dos por cada satélite geostacionario por redundancia de la red) y estas los envían a los satélites geostacionarios para que el usuario pueda recibirlos. Las MCC disponen de una CCF (Central Control Facility) que funciona 24 horas los 7 días de la semana para asegurar el servicio de control y monitorización permanentemente.

1. Escenario GNSS

Nombre	Número PRN	Posición Órbital
INMARSAT 3F2 AOR-E	PRN 120	15.5 W
INMARSAT 4F2 EMEA	PRN 126	25.0 E
SES-5	PRN 130	5 E

Tabla 1.7: Satélites Geoestacionarios EGNOS. Fuente: (EGNOS OS SDD).

El segmento espacial está formado por tres satélites geoestacionarios (GEO) que envían información sobre las correcciones y la integridad para los satélites GPS en la banda de frecuencia L1 (Tabla 1.7). En 2015 los satélites utilizados por EGNOS son: INMARSAT 3F2 AOR-E (PRN 120) y 4F2 EMEA (PRN 126) actualmente en servicio y un tercer satélite llamado SES-5 (PRN 136) que está en pruebas. Esta configuración del segmento espacial proporciona un alto nivel de redundancia sobre el área de servicio en caso de que se produzca un fallo en el enlace del satélite GEO. Las operaciones realizadas sobre EGNOS se manejan de tal forma que en cualquier punto del área de servicio se vean al menos dos de los tres satélites GEO al mismo tiempo. Aunque sólo sea necesario tener a la vista uno de ellos para obtener el servicio EGNOS, tener dos a la vista asegura la continuidad de servicio en caso de producirse algún fallo en un satélite.

Mensaje	Contenido	Descripción
0	Sin uso (Modo test SBAS)	Utilizado sólo durante las pruebas del sistema
1	Máscara PRN	Indica el slot para los datos de los satélites GPS y GEO
2-5	Correcciones rápidas (CR)	Correcciones de pseudorange y precisión
6	Información de integridad	Bondad de la precisión de la información proporcionada
7	Factor de degradación de las CR	Información de degradación de las correcciones rápidas
9	Parámetros de órbita GEO	Información sobre la órbita de los satélites EGNOS
10	Parámetros de degradación	Información de la degradación de las correcciones
12	Parámetros de offset entre ENT/UTC	Parámetros para la sincronización de tiempo
17	Almanaque para satélites GEO	Almanaque GEO
18	Malla de puntos de la ionosfera	Indica la región geográfica de las correc. ionosféricas
24	Mixto: CR/TL	CR y correcciones del error del satélite de término largo
25	Correcciones de término largo (TL)	Correcciones para el reloj y la efeméride del satélite
26	Correcciones del retardo ionosférico	Retardo ionosférico vertical para la región geográfica
27	Mensaje de servicio EGNOS	Define la región geográfica del servicio
63	Mensaje nulo	Mensaje de relleno si no hay otro mensaje disponible

Tabla 1.8: Tipos de Mensaje definidos en el estándar SBAS. Fuente: RTCA MOPS DO 229D.

Los satélites EGNOS GEO transmiten señales con polarización circular derecha (RHCP, Right-Hand Circularly Polarised) en la banda L a 1575.42 MHz (L1). La señal enviada es una combinación de un código de navegación PRN con 1023-bits de la familia GPS y un segundo mensaje de datos de navegación a 250 bits por segundo con datos de las correcciones y su integridad elaborados por el segmento terrestre de EGNOS. El mensaje de datos de navegación está compuesto por varios Tipos de Mensajes (MT) definidos en el estándar SBAS. La Tabla 1.8 describe los distintos MTs utilizados por EGNOS, aunque un receptor del servicio abierto sólo puede usar un subconjunto de ellos. El formato de los mensajes, junto con información adicional de la lista de MTs se puede ver en RTCA MOPS DO 229D.

El tiempo de referencia utilizado por EGNOS para la sincronización de los relojes de las RIMS se llama EGNOS Network Time (ENT). La escala de tiempo ENT es una escala de tiempo atómica que depende de un grupo de relojes atómicos distribuidos en las RIMS. Los CPF calculan el ENT en tiempo real utilizando un modelo matemático con los datos de tiempo procesados recogidos por un subconjunto de relojes de las RIMS. El ENT está continuamente ajustado con el tiempo GPS (GPST) por el segmento de control terrestre de EGNOS y la consistencia relativa entre las dos escalas se mantiene a un nivel de decenas de nanosegundos. Todas las correcciones de los relojes de los satélites calculadas por el segmento terrestre se transmiten al usuario EGNOS en la escala de tiempo ENT, junto con el desfase entre la escala ENT y UTC en el mensaje de navegación EGNOS.

El marco de referencia terrestre EGNOS es el ETRF, que es una densificación europea del Marco de Referencia Terrestre Internacional (ITRF). El sistema ITRF es mantenido por el IERS (International Earth Rotation and Reference System Service).

Para más información sobre EGNOS se puede consultar la web <http://www.esa.int>.

1.4.2. WAAS

El sistema WAAS (Wide Area Augmentation System) es el SBAS estadounidense. El programa comenzó en 1992, llevado a cabo por la FAA (Federal Aviation Agency) y desarrollado especialmente para la aviación civil. El sistema se declaró operativo a finales de

2003 y actualmente, WAAS ofrece cobertura en Estados Unidos, Alaska, Canadá y Méjico.

El objetivo de WAAS es proporcionar mejoras en la precisión, la integridad, la disponibilidad y la continuidad del servicio de posicionamiento estándar de GPS (SPS) para la comunidad de aviación civil. La señal transmitida por los satélites WAAS envía información de correcciones y de integridad del sistema, y además proporciona medidas de pseudorango que pueden ser utilizadas para el posicionamiento como un satélite GPS extra. Para poder beneficiarse de la señal WAAS, los aviones deben equiparse con receptores certificados que se ajusten al estándar correspondiente (RTCA MOPS DO 229D).

El segmento espacial WAAS está compuesto por tres satélites geoestacionarios: INMARSAT 4F3 AMR (PRN 133), Galaxy 15 CRW (PRN 135) y Telesat Anik F1R CRE (PRN 138). El segmento terrestre consta de:

- 38 estaciones de referencia (WRS, Wide-area Reference Station), localizadas en América del Norte (Méjico, Canadá y EE.UU.) y Hawai: Las WRS recogen datos GPS.
- 3 estaciones máster (WMS, WAAS Master Station): los datos recogidos por las WRS se envían a la estación máster (WMS) mediante una red de comunicaciones terrestre y se genera el mensaje WAAS.
- 6 estaciones de enlace (GUS, Ground Uplink Station): envían el mensaje WAAS a los satélites geoestacionarios, para que estos a su vez lo reenvíen a los usuarios.
- 2 centros de control (OCC, Operational Control Centers): utilizados para monitorizar el sistema y llevar a cabo operaciones de corrección y mantenimiento periódicas.

Los satélites WAAS GEO transmiten señales similares a GPS en la banda L a 1575.42 MHz (L1). La señal enviada, modulada en BPSK, consta del código de navegación PRN y de los datos de navegación SBAS a 250 bits efectivos por segundo. Estos datos contienen información de las correcciones de las órbitas de los satélites, de los relojes, la estimación de la ionosfera y además datos de integridad para informar de la disponibilidad de los servicios de GPS y WAAS.

El WAAS, a través de sus estaciones maestras (WMS), mantiene su propia escala de tiempo, llamada Network Time WAAS (WNT), y está ajustada en tiempo real a la escala de

tiempo GPS. El marco de referencia utilizado es WGS-84, consistente con ITRF2000 a nivel de centímetros.

1.4.3. Otros sistemas SBAS

MSAS (MTSAT Satellite Augmentation System) es el sistema SBAS japonés, está compuesto por dos satélites GEO, seis estaciones de monitorización y dos estaciones máster. Se declaró operativo en septiembre de 2007 y proporciona información sobre la precisión, la integridad y la disponibilidad de GPS.

Por otro lado está GAGAN (GPS-Aided Geo Augmented Navigation) el sistema SBAS indio. Actualmente el segmento espacial cuenta con dos satélites en órbita geoestacionaria y un tercer satélite que se ha lanzado en noviembre de 2015. El segmento terrestre está compuesto por 15 estaciones de referencia, 2 centros de control máster y tres estaciones de enlace.

Otros países se encuentran en fase de desarrollo de sus propios sistemas SBAS. China está desarrollando SNAS (Satellite Navigation Augmentation System) y Rusia ya ha avanzado bastante en SDCM (System for Differential Corrections and Monitoring). Ahora dispone de tres satélites GEO, 23 estaciones de monitorización (19 en Rusia, 3 en la Antártida y una en Brasil) y un centro de procesado máster en Moscú.

1.5. Proyecto MGEX

El experimento multi-GNSS (MGEX) ha sido puesto en marcha por el IGS (International GNSS Service) para recopilar y analizar todas las señales GNSS disponibles. Esto incluye las señales de los sistemas BeiDou, Galileo, IRNSS (Indian Regional Navigation Satellite System) y QZSS (Quasi-Zenith Satellite System), así como de los satélites GPS y GLONASS modernizados y cualquier sistema SBAS de interés. Los centros de análisis estudiarán los nuevos satélites y señales para comparar el rendimiento y de esta forma se podrá seguir desarrollando software de procesado capaz de manejar múltiples datos de observación GNSS. Los productos disponibles de IGS se ampliarán para ofrecer los datos de

1. Escenario GNSS

efemérides precisas y los datos de los demás sesgos para todas las nuevas constelaciones. El IGS recoge, almacena y distribuye gratuitamente datos de observaciones GNSS de una red global de estaciones adscritas al MGEX. Actualmente dispone de los siguientes productos para la descarga: órbitas precisas, archivos de reloj, efemérides descargadas, DCBs (Differential Code Biases) y además proporciona datos en tiempo real de las estaciones MGEX. Más información sobre este experimento se puede encontrar en <http://igs.org/mgex>.

Capítulo 2

Simulador de observaciones GNSS

En la actualidad se pueden distinguir dos grupos de simuladores: simuladores hardware que generan las señales RF (Radio Frecuencia) de los sistemas GNSS y simuladores software que proporcionan las medidas de código y fase. Los simuladores hardware o emuladores de frecuencia tienen un coste elevado y permiten conectar directamente a su salida el receptor GNSS. Este tipo de simuladores está pensado para realizar pruebas de funcionamiento a los receptores GNSS, y son capaces de emular las señales moduladas enviadas por los satélites. En el mercado hay disponibles varios modelos de este tipo de simuladores como Spirent (<http://www.spirent.com>), posiblemente el líder del mercado en la simulación de GNSS; Spectracom (<http://spectracom.com>) que ha entrado recientemente en el mercado de la simulación de GNSS; Rohde & Schwarz (<http://www.rohde-schwarz.us>) es otro simulador relativamente reciente; IFEN (<http://www.ifen.com>) es una empresa alemana que también proporciona simuladores de GNSS. Por otro lado, los simuladores software no ofrecen la salida en RF para conectar los receptores GNSS, sino que generan un fichero con las observaciones de código y fase. Este tipo de simuladores están pensados para probar algoritmos y modelos implicados en el posicionamiento. El software de procesamiento de observaciones GNSS Bernese (Dach et al., 2007) dispone de una opción para la simulación de observaciones de código y fase sólo para las señales L1 y L2 del sistema GPS. Para la simulación de datos del sistema Galileo la ESA proporciona el software GSSF (<http://www.gssf.info>). La versión actual GSSF

v2.1 dispone del módulo SVS (Service Volume Simulator) que permite realizar análisis de visibilidad, cobertura, integridad, DOP (Dilution of Precision), pero el módulo de simulación de observaciones RDG (Raw Data Generator) no está disponible en la versión actual. Existen otros programas de procesamiento de datos GNSS como GIPSY-OASIS (Zumberge et al., 1997) y GAMIT-GLOBK (Herring et al., 2008) pero tampoco disponen de módulo para la simulación de datos GNSS.

Teniendo en cuenta que los emuladores de frecuencia tienen un elevado coste y están diseñados para comprobar el funcionamiento de los receptores GNSS y que los simuladores software como Bernese sólo simulan señales de dos frecuencias para la constelación GPS y el simulador GSSF v2.1 no dispone del módulo RDG, se genera la necesidad de diseñar un simulador de datos GNSS de código y fase para las tres frecuencias que están disponibles en algunos satélites de la constelación GPS y en un futuro próximo estarán también disponibles para el sistema Galileo. Por lo tanto, para poder realizar pruebas de los nuevos algoritmos que se están desarrollando para este entorno multi-constelación y triple frecuencia se ha diseñado este simulador de observaciones que pretende reproducir de manera fidedigna cada una de las partes de la ecuación de observación para obtener el valor de las observaciones GNSS de código y fase para cada satélite de las constelaciones GPS y Galileo. Para ello, se considera la ecuación de observación de las señales de código y fase definida por:

$$P_i(t) = \rho(t) + c(dt_r(t) - dt^s(t)) + k_{1i}I_1(t) + T(t) + M(t) + \nu_{P_i}(t) \quad (2.1)$$

$$L_i(t) = \rho(t) + c(dt_r(t) - dt^s(t)) - k_{1i}I_1(t) + T(t) + m(t) + \nu_{L_i}(t) + \lambda_i N_i \quad (2.2)$$

donde:

P_i es la observación de pseudodistancia o código en la frecuencia f_i , con $i = 1, 2, 3$,

L_i corresponde a la observación de fase expresada en unidades de distancia en la frecuencia f_i , con $i = 1, 2, 3$,

ρ representa la distancia geométrica entre receptor y satélite,

dt^s y dt_r son los términos asociados a los efectos del offset del oscilador del satélite y receptor respectivamente,

I_1 es el retardo de grupo ionosférico en la frecuencia f_1 ,

$k_{1i} = (f_1/f_i)^2$, con $i = 1, 2, 3$,

T representa el retardo troposférico,

M y m corresponden al efecto de multipath de las observaciones de código y fase respectivamente,

ν_{Pi} y ν_{Li} son los errores aleatorios o ruido de las observaciones de código y fase respectivamente para la frecuencia f_i ,

λ_i corresponde a la longitud de onda de la frecuencia f_i ,

N_i es la ambigüedad de fase inicial (por definición un número entero de ciclos) para la frecuencia f_i .

En las siguientes secciones se describe detalladamente como se han modelado cada uno de estos efectos para conseguir simular las observaciones de código y fase. Finalmente se muestra el diseño de la interfaz gráfica de usuario (GUI, Graphical User Interface) desarrollada en MATLAB para el simulador. En el capítulo 4 se muestran algunas simulaciones realizadas por el simulador de observaciones GNSS, y además en los anexos se adjunta el manual de usuario.

2.1. Cálculo de la posición del satélite

Existen distintos tipos de efemérides mediante las cuales se puede calcular la posición del satélite, estas son: efemérides transmitidas, rápidas, ultra-rápidas y precisas. Las efemérides transmitidas son enviadas en tiempo real por los satélites de los sistemas de posicionamiento y contienen información para obtener la posición del satélite y el offset del oscilador del satélite en cada instante. Este mensaje contiene los seis parámetros orbitales que definen el movimiento de Kepler, junto con sus variaciones temporales y coeficientes de corrección. En la Tabla 2.1 se muestran los parámetros orbitales enviados en las efemérides transmitidas y su descripción.

Para obtener la posición del satélite en la época de observación t es necesario realizar los

Parámetro	Descripción
t_{0e}	Época de referencia de la efeméride
M_0	Anomalía media en la época de referencia
Δn	Diferencia de movimiento medio
\sqrt{a}	Raíz cuadrada del semieje mayor de la órbita
e	Excentricidad
Ω_0	Longitud del nodo ascendente del plano orbital en la época semanal
i_0	Ángulo de inclinación en la época de referencia
ω_0	Argumento del perigeo
$\dot{\Omega}$	Variación de ascensión recta del nodo
\dot{i}	Variación del ángulo de inclinación
C_{uc}, C_{us}	Coefficientes de corrección del argumento de latitud
C_{rc}, C_{rs}	Coefficientes de corrección del radio de la órbita
C_{ic}, C_{is}	Coefficientes de corrección del ángulo de inclinación

Tabla 2.1: Parámetros orbitales. Fuente: Galileo OS SIS ICD.

siguientes cálculos:

$$\begin{aligned}
 M &= M_0 + \left[\sqrt{\frac{\mu}{a_3}} + \Delta n \right] (t - t_{0e}) \\
 M &= E - e \sin(E) \\
 \nu &= \tan^{-1} \left\{ \frac{\sin \nu}{\cos \nu} \right\} = \tan^{-1} \left\{ \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E / (1-e \cos E)}{(\cos E - e) / (1-e \cos E)} \right\} \\
 \Phi &= \nu + \Omega \\
 \delta u &= C_{us} \sin 2\Phi + C_{uc} \cos 2\Phi \\
 \delta r &= C_{rs} \sin 2\Phi + C_{rc} \cos 2\Phi \\
 \delta i &= C_{is} \sin 2\Phi + C_{ic} \cos 2\Phi \\
 u &= \Phi + \delta u \tag{2.3} \\
 r &= A(1 - e \cos E) + \delta r \\
 i &= i_0 + \delta i + i(t - t_{0e}) \\
 x' &= r \cos u \\
 y' &= r \sin u \\
 \Omega &= \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_e) (t - t_{0e}) - \omega_E t_{0e} \\
 x &= x' \cos(\Omega) - y' \cos(i) \sin(\Omega) \\
 y &= x' \sin(\Omega) - y' \cos(i) \cos(\Omega) \\
 z &= y' \sin(i)
 \end{aligned}$$

donde M es la anomalía media, E es la anomalía excéntrica, ν es la anomalía verdadera, Φ es el argumento de latitud, δu es la corrección al argumento de latitud, δr es la corrección al radio de la órbita, δi es la corrección del ángulo de inclinación, u es el argumento de latitud corregido, r es el radio de la órbita corregido, i es el ángulo de inclinación corregido, $[x', y']$ es la posición en el plano orbital, Ω es la longitud del nodo ascendente corregido y $[x, y, z]$ son las coordenadas de la posición del centro de fase de la antena del satélite en el instante t en un sistema de referencia ECEF (Earth-Centred Earth-Fixed). La ecuación de Kepler para el cálculo de la anomalía excéntrica, $M = E - e \sin(E)$, se puede resolver para el valor E iterando. La precisión obtenida en la posición del satélite está por debajo de los 100 centímetros (Galileo OS SIS ICD). El experimento MGEX tiene disponibles vía ftp las

efemérides transmitidas por los distintos sistemas de posicionamiento en un solo fichero. En el caso de nuestro simulador, este fichero se descarga automáticamente cuando el usuario selecciona las efemérides transmitidas para realizar la simulación.

Por otro lado, IGS (International GPS Service for Geodynamics) proporciona los otros tres tipos de efemérides para todos los satélites GNSS. Estos tres tipos de efemérides se diferencian en función de la precisión que ofrecen y del tiempo en el que están disponibles. La efemérides predichas o Ultra-Rápidas están disponibles casi en tiempo real y tienen una precisión de unos 5 centímetros, las rápidas tienen un retraso de 1 día aproximadamente y las efemérides precisas están disponibles un par de semanas después. La precisión de estas dos últimas está estimada en unos 2.5 centímetros, aunque las efemérides precisas además proporcionan información de los relojes de los satélites cada 30 segundos mientras que las rápidas los ofrecen cada 5 minutos. Desde la web del IGS se pueden descargar, entre otros productos, estas efemérides en formato SP3, además en la web del experimento MGEX también están disponibles estas efemérides para todos los satélites disponibles de las distintas constelaciones GNSS. Estos ficheros contienen normalmente la posición del satélite cada 15 minutos y otros datos como las correcciones de reloj descritos más adelante. Para calcular la posición del satélite y su velocidad en cada época se utiliza el método de interpolación de Lagrange. Dado un conjunto de $k + 1$ puntos: $(x_0, y_0), \dots, (x_k, y_k)$ donde todos los x_j se suponen distintos, el polinomio interpolador de Lagrange es la combinación lineal

$$L(x) = \sum_{j=0}^k y_j l_j(x) \quad (2.4)$$

de bases polinómicas de Lagrange

$$l_j(x) = \prod_{i=0, i \neq j}^k \frac{x - x_i}{x_j - x_i} = \frac{x - x_0}{x_j - x_0} \dots \frac{x - x_{j-1}}{x_j - x_{j-1}} \frac{x - x_{j+1}}{x_j - x_{j+1}} \dots \frac{x - x_k}{x_j - x_k} \quad (2.5)$$

2.2. Relojes de satélite y receptor

Los relojes de los satélites vienen parametrizados en el mensaje de navegación mediante: t_c , la época de referencia del reloj del satélite, y a_0 , a_1 y a_2 , los coeficientes de offset, deriva

y frecuencia de deriva del reloj del satélite respectivamente. Las precisiones que se alcanzan con estos coeficientes tienen una media de unos 5 nanosegundos y una desviación típica de 2.5 nanosegundos. El cálculo del error del reloj del satélite δ^s en una época t se obtiene (Hofmann-Wellenhof et al., 2008):

$$\delta^s = a_0 + a_1(t - t_c) + a_2(t - t_c)^2 \quad (2.6)$$

Además los usuarios disponen de varios productos IGS con datos de los relojes (CLK), tanto de los satélites como de las estaciones IGS. Al igual que ocurre con las efemérides precisas, los archivos CLK proporcionan distintas precisiones en función de la rapidez en la que están disponibles. La predicción de los errores de reloj del satélite Ultra-Rápidos está disponible casi en tiempo real y tiene unas precisiones en torno a 3 nanosegundos de media con una desviación típica de 1.5 nanosegundos. También existen los productos de reloj Ultra-Rápidos observados que están disponibles entre 3 y 9 horas después de la época de observación, aunque en este caso mejoran las precisiones hasta los 150 picosegundos con una desviación típica de 50 picosegundos. Ambos productos, Ultra-Rápidos predichos y Ultra-Rápidos observados proporcionan el error del reloj de los satélites cada 15 minutos. El siguiente producto en la escala de precisión de los relojes del satélite se denomina Rápido y están disponibles antes de los dos días siguientes al periodo de observación, además de mejorar el error hasta los 75 picosegundos con una desviación típica de 25 picosegundos, proporcionan el error del reloj de los satélites y de las estaciones cada 5 minutos. Los errores de reloj finales están disponibles en un par de semanas y en este caso sólo mejoran la desviación típica de las Rápidas hasta los 20 picosegundos, pero proporcionan el error del reloj de los satélites cada 30 segundos y el error del reloj de las estaciones cada 5 minutos.

El reloj del receptor es una incógnita más junto con las coordenadas del receptor que se calcula cuando se realiza un posicionamiento absoluto. En este caso se pretende simular y por tanto no se puede obtener el valor del reloj del receptor. Sin embargo en los archivos CLK además de la información de los relojes de los satélites también hay información de los relojes del receptor para algunas estaciones de IGS. Esta información se puede usar para simular el efecto del reloj. El reloj del receptor depende del tipo de receptor utilizado, por lo

tanto si el usuario quiere simular alguna de estas estaciones, se utilizará la información del reloj del receptor proporcionada por los archivos CLK. Si por el contrario se decide simular en otro lugar, se utilizará unos datos de reloj de un receptor por defecto.

Tanto el reloj del receptor como el reloj del satélite están afectados por el efecto relativista. El error que introduce este efecto en el reloj del satélite surge de la excentricidad de las órbitas. Cuando un satélite se encuentra en el perigeo, la velocidad del satélite es más alta y el potencial del campo gravitatorio es menor, esto provoca que el reloj del satélite funcione más lento. Cuando el satélite se encuentra en el apogeo, la velocidad del satélite es más baja y el potencial del campo gravitatorio es mayor, en este caso el reloj del satélite funciona más rápido. Para compensar este efecto se utiliza la siguiente ecuación (Hofmann-Wellenhof et al., 2008):

$$\delta^{rel} = F e \sqrt{a} \sin E \quad (2.7)$$

donde $F = -2\sqrt{\mu}/c^2$, e denota la excentricidad, a es el semieje mayor, E la anomalía excéntrica; μ es la constante de gravitación universal y c es la velocidad de la luz.

Por otra parte, el reloj del receptor situado sobre la superficie de la Tierra está rotando respecto al geocentro terrestre. La velocidad lineal asociada en el ecuador es aproximadamente de 0,5 km/s, aproximadamente una décima parte de la velocidad del satélite. Debido a la rotación de la Tierra (y por tanto a la rotación del reloj del receptor) mientras la señal se propaga desde el satélite hasta el receptor en la superficie de la Tierra surge el efecto relativista conocido como efecto Sagnac (Conley et al., 2006). El efecto Sagnac se puede modelar mediante (Su, 2001):

$$\delta^{rel} = \frac{1}{c} (\varrho_r - \varrho^s) \cdot (\omega_e \times \varrho_r) \quad (2.8)$$

donde c es la velocidad de la luz, ϱ_r y ϱ^s son los vectores de posición geocéntricos de receptor y satélite respectivamente, y ω_e es el vector de rotación de la tierra.

2.3. Cálculo de la distancia geométrica entre receptor y satélite

La distancia geométrica entre receptor y satélite ρ se calcula mediante un algoritmo iterativo. Primero se calcula la posición del satélite en el instante de recepción t_r , después se itera siguiendo los siguientes pasos:

1. Se calcula el tiempo de viaje de la señal tvs_i^s .
2. Se vuelve a calcular la posición del satélite en el instante $t_r - tvs_i^s$
3. Se rotan las coordenadas teniendo en cuenta la rotación de la Tierra
4. Se comparan las coordenadas del satélite de la iteración i e $i - 1$

El algoritmo se detiene cuando la diferencia entre las coordenadas de la iteración i e $i - 1$ es menor que el umbral definido (1 cm). Normalmente el algoritmo converge en 2 iteraciones. Conocida la posición del satélite, se calcula la distancia geométrica entre receptor y satélite mediante:

$$\rho = \sqrt{(X^s - X_r)^2 + (Y^s - Y_r)^2 + (Z^s - Z_r)^2} \quad (2.9)$$

donde (X^s, Y^s, Z^s) son las coordenadas del satélite y (X_r, Y_r, Z_r) son las coordenadas del receptor.

2.4. Efectos atmosféricos

En esta sección se resumen los distintos modelos implementados en el simulador de observaciones y se presenta la expresión final utilizada para su simulación. La deducción de estas expresiones puede verse en Herrera (2011).

2.4.1. Modelado de la ionosfera

La ionosfera es un medio dispersivo localizado en la región de la atmósfera comprendida entre 70 Km y 1,000 Km sobre la superficie terrestre. Dentro de esta región, los rayos ultravioletas del sol ionizan una porción de las moléculas de gas y liberan electrones. Estos electrones libres influyen en la propagación de ondas electromagnéticas, incluidas las señales de los sistemas de posicionamiento satelital. La velocidad de propagación de una onda en un medio se puede expresar en términos de índice de refracción del medio. El índice de refracción está definido como el cociente de la velocidad de propagación de la onda en el espacio libre entre la velocidad de propagación de la onda en el medio de estudio:

$$n = \frac{c}{v} \quad (2.10)$$

donde c es la velocidad de la luz, con valor 299 792 458 m/s. Al ser la ionosfera un medio dispersivo implica que la velocidad de propagación (o, equivalentemente, el índice de refracción) es función de la frecuencia de la onda. Es decir, la velocidad de propagación v_p de la señal portadora de fase difiere de la velocidad de grupo v_g asociada con la señal que porta la información. Siguiendo el desarrollo descrito en Hofmann-Wellenhof et al. (2008) se llega a la expresión que define el retardo introducido por el efecto ionosférico:

$$I_1 = \frac{1}{\cos z} \frac{40.3}{f_1^2} \text{TVEC} \quad (2.11)$$

donde z es el ángulo cenital del satélite, TVEC es el contenido total de electrones en dirección vertical y f_1 es la frecuencia portadora de la primera señal. Se puede decir que la influencia de la ionosfera para la pseudodistancia de código es $+I_1$ y para la fase $-I_1$ para la frecuencia f_1 , y para obtener el retardo introducido en las otras dos frecuencias se utiliza la expresión k_{1i} como se muestra en las ecuaciones (2.1) y (2.2).

En la Tabla 2.2 se muestran los órdenes de magnitud del efecto ionosférico. Se puede apreciar que la actividad solar influye notablemente, produciendo retardos, que se transforman en varias decenas de metros cuando la actividad solar es intensa. Existen varios fenómenos que tienen lugar dentro de la ionosfera que pueden afectar significativamente las estimaciones de posición con los sistemas GNSS, como se ha demostrado por Tiwari et al.

(2009) y Bergeot et al. (2011) para el caso de tormentas geomagnéticas. En particular, durante el día el campo eléctrico que fluye horizontalmente de Oeste a Este a lo largo del ecuador geomagnético a la altura de la región E, llamado electrojet ecuatorial, genera una deriva de los electrones a niveles elevados en la ionosfera en latitudes ecuatoriales. Los electrones se ven obligados a desplazarse hacia los polos a lo largo de las líneas del campo geomagnético, produciendo una depresión de la concentración de electrones en el ecuador geomagnético y dos crestas norte y sur a unos 15° de latitud geomagnética, conocidos como anomalía ecuatorial (EA). Este proceso es llamado “efecto fuente” (Rishbeth, 2000). Grandes sesgos verticales posteriores a la puesta del sol pueden provocar el resurgimiento del efecto fuente ecuatorial mediante la reducción de la ionización cerca del ecuador magnético y al mismo tiempo aumentar la ionización en latitudes más altas, generando irregularidades en el plasma. Estas irregularidades se manifiestan en forma de burbujas de plasma y centelleo en señales de radio frecuencia. Las perturbaciones ionosféricas producidas en el posicionamiento de precisión en la región de la anomalía ecuatorial se han estudiado en Moreno et al. (2011). Nuestro simulador tiene en cuenta las distintas magnitudes del efecto ionosférico permitiendo al usuario simular condiciones bajas, medias y altas.

Elevación (°)	Bajo (m)	Medio (m)	Alto (m)
15	3.9	18.0	180
30	2.0	10.0	100
45	1.4	7.0	70
90	1.0	5.0	50

Tabla 2.2: Valores indicativos del efecto ionosférico para diversos ángulos de elevación. *Bajo: período nocturno. Medio: período diurno, actividad solar normal. Alto: período diurno, actividad solar intensa.*

Para el cálculo de la refracción ionosférica se utilizan diversos modelos, entre los que destacan:

Modelo de Klobuchar

La refracción ionosférica se aproxima por el modelo de Klobuchar (1986) y se obtiene el retardo vertical en tiempo real para las medidas de código. Aunque el modelo es una aproximación, es de gran importancia ya que utiliza los coeficientes ionosféricos enviados dentro del mensaje de navegación. El efecto ionosférico calculado por el modelo de Klobuchar viene dado por:

$$\Delta T_v^{Iono} = A_1 + A_2 \cos\left(\frac{2\pi(t - A_3)}{A_4}\right) \quad (2.12)$$

donde

$$\begin{aligned} A_1 &= 5 \cdot 10^{-9} s = 5 \text{ ns} \\ A_2 &= \alpha_1 + \alpha_2 \varphi_{IP}^m + \alpha_3 \varphi_{IP}^{m^2} + \alpha_4 \varphi_{IP}^{m^3} \\ A_3 &= 14^h \text{ hora local} \\ A_4 &= \beta_1 + \beta_2 \varphi_{IP}^m + \beta_3 \varphi_{IP}^{m^2} + \beta_4 \varphi_{IP}^{m^3} \end{aligned} \quad (2.13)$$

Los valores A_1 y A_3 son constantes, los coeficientes $\alpha_i, \beta_i, i = 1, \dots, 4$, se envían a los satélites para luego poder ser descargados por los usuarios. El parámetro t en la expresión (2.12) es el tiempo local del punto de intersección entre la ionosfera y la línea receptor-satélite (IP), y se puede obtener mediante:

$$t = \frac{\lambda_{IP}}{15} + t_{UT} \quad (2.14)$$

donde λ_{IP} es la longitud geomagnética (positiva para el Este) en grados del punto IP y t_{UT} es la época de observación en tiempo universal (UT). Finalmente, φ_{IP}^m en la expresión (2.14) es la distancia esférica entre el polo geomagnético y el punto de la ionosfera (IP). Denotando las coordenadas del polo geomagnético por φ_P, λ_P y el punto en la ionosfera por $\varphi_{IP}, \lambda_{IP}$, el valor de φ_{IP}^m se obtiene:

$$\cos \varphi_{IP}^m = \sin \varphi_{IP} \sin \varphi_P + \cos \varphi_{IP} \cos \varphi_P \cos(\lambda_{IP} - \lambda_P) \quad (2.15)$$

Calculando el valor de z' como:

$$\sin z' = \frac{R_e}{R_e + h_m} \sin z_0 \quad (2.16)$$

donde R_e es el radio de la Tierra, h_m es el valor medio de la altura de la ionosfera y z_0 es el ángulo cenital entre receptor y satélite. El valor típico de h_m está entre 300 km y 400 km, esta altura sólo es sensible para los satélites con baja elevación. Para obtener el retardo ionosférico en la dirección satélite-receptor se aplica:

$$\Delta T_v = \frac{\Delta T_v^{Iono}}{\cos z'} \quad (2.17)$$

Se obtiene como resultado el retardo en segundos que introduce el efecto ionosférico. Para obtener el valor de I_1 expresado en metros en las ecuaciones (2.1) y (2.2) basta con multiplicar el retardo en segundos por la velocidad de la luz. Este modelo, reduce la influencia de la refracción ionosférica en al menos un 50 % (ARINC Engineering Services, 2006a), y es el modelo recomendado para la corrección de observaciones GPS.

Modelo de NeQuick

El Laboratorio de Aeronomía y Radiopropagación (ARPL) del Centro Internacional Abdus Salam de Física Teórica de Trieste (Italia) y el Instituto de Geofísica, Astrofísica y Meteorología de la Universidad de Graz (Austria) han desarrollado el modelo de NeQuick, un modelo de densidad de electrones para la ionosfera, tridimensional y dependiente del tiempo. El modelo permite el cálculo de la concentración de electrones en cualquier lugar de la ionosfera y el perfil vertical o inclinado de densidad electrónica. Con este modelo el TEC se puede calcular fácilmente a lo largo de la dirección satélite-receptor tal como requieren los sistemas de GNSS.

La Unión Internacional de Telecomunicación, sector de Radiocomunicación (ITU-R) adoptó en 2001 el modelo NeQuick como método adecuado para el modelado del TEC en las observaciones Galileo. NeQuick es un modelo ionosférico, tridimensional y dependiente del tiempo, de concentración de electrones capaz de dar la distribución de la densidad de electrones en la parte inferior y superior de la ionosfera. Los parámetros de entrada del modelo son posición del receptor (latitud, longitud y altura), tiempo (mes y tiempo universal),

y flujo solar (expresado en F10.7 o R12); la salida es la concentración de electrones (TVEC o STEC-contenido total de electrones en la dirección satélite receptor-) para un lugar y un tiempo dado. El código NeQuick FORTRAN 77 fue aceptado por la ITU-R para el cálculo del modelo y está disponible en <http://www.itu.int>. Este paquete incluye una descripción de la implementación y las subrutinas necesarias para calcular TVEC y STEC.

Los receptores Galileo utilizan el modelo de NeQuick G, adaptado para enviar los coeficientes a_0 , a_1 y a_2 en el mensaje de navegación. El flujo solar (expresado en F10.7 o R12) se ha reemplazado por el parámetro de ionización efectiva Az , que se calcula a partir de los coeficientes enviados como:

$$Az = a_0 + a_1\mu + a_2\mu^2 \quad (2.18)$$

donde μ es la inclinación magnética modificada (MODIP) obtenida de la inclinación magnética verdadera I y la latitud φ del receptor por:

$$\tan \mu = \frac{I}{\sqrt{\cos \varphi}} \quad (2.19)$$

La inclinación magnética I es 0° en el ecuador magnético y 90° en los polos magnéticos. Los receptores que permitan el uso de datos adicionales de información del campo magnético terrestre y los doce ficheros de mapas ITU-R uno por cada mes del calendario, calcularán la inclinación magnética I utilizando estos datos adicionales.

Los pasos a seguir por un receptor Galileo monofrecuencia para el cálculo del efecto ionosférico son (Arbesser-Rastburg, 2006):

1. Se calcula Az utilizando los coeficientes a_0 , a_1 y a_2 (del mensaje de navegación) y MODIP del modelo de NeQuick (que depende de la posición estimada del receptor),
2. Se calcula la densidad de electrones para un punto a lo largo de la línea satélite-receptor, utilizando el modelo de NeQuick con Az en lugar de F10.7 o R12,
3. Los pasos 1 y 2 se repiten para varios puntos discretos a lo largo de la línea satélite-receptor. El número de puntos y la distancia entre ellos dependerá de la altura y de la

2. Simulador de observaciones GNSS

relación entre el error de integración y el coste computacional en tiempo y potencia requeridos.

4. Se integran todos los valores de densidad de electrones a lo largo de la línea para obtener STEC.

5. Se obtiene el valor en metros del retardo ionosférico para L1 mediante el STEC (en TECUs):

$$I_f = \frac{40.3 \cdot 10^{16}}{f^2} \text{ STEC} \quad (2.20)$$

donde f es la frecuencia en Hz. El contenido total de electrones se expresa en unidades TEC (TECU), siendo:

$$1 \text{ TECU} = 10^{16} \text{ electrones por m}^2 \quad (2.21)$$

Este modelo, reduce la influencia de la refracción ionosférica en al menos un 75 % (Gaglione, 2014) y además tiene en cuenta la anomalía ecuatorial. Para profundizar más en los modelos anteriores, se puede consultar Hofmann-Wellenhof et al. (2008), Di Giovanni and Radicella (1990) y la documentación del software NeQuick_ITUR disponible en <http://www.itu.int/oth/R0A04000018/en>.

Combinación lineal

Por otro lado, existe la posibilidad de eliminar la influencia de la refracción ionosférica mediante el uso de dos señales con frecuencias diferentes. El objetivo es encontrar una combinación lineal que cancele el efecto de la refracción ionosférica. La combinación lineal para el código es:

$$P_{iono-free} = P_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2} P_2 \quad (2.22)$$

donde P_1 y P_2 son las pseudodistancias obtenidas para el código de cada una de las portadoras, y f_1 y f_2 son las frecuencias de cada una de las portadoras. Se puede derivar una expresión similar para la fase,

$$L_{iono-free} = L_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2} L_2 \quad (2.23)$$

donde L_1 y L_2 son las medidas de fase en unidades métricas de cada una de las portadoras, y f_1 y f_2 son las frecuencias de cada una de las portadoras. Esta combinación lineal es conocida como *ionospheric-free* (Hofmann-Wellenhof et al., 2008). Otros autores han desarrollado otras combinaciones lineales libres del efecto ionosférico en un entorno triple frecuencia, como en de Lacy et al. (2008a) o en Zhang (2005).

Modelos empíricos

Por último, hay que comentar la existencia de los archivos IONEX (the IONosphere map EXchange format). Estos archivos contienen un mapa de valores TEC en función de la latitud, la longitud y el tiempo universal en formato IONEX. Dicho formato fue desarrollado por el Instituto Astronómico de la Universidad de Berna (Suiza) (Schaer et al., 1998). Los ficheros correspondientes contienen una cabecera en la que se definen: el número de estaciones y satélites que contribuyen al cálculo de valor TEC, la época de inicio y fin de los mapas de TEC, y a continuación se da una cuadrícula con los valores de TEC en unidades de 0.1 TECU, con un paso en latitud de 2.5° y de 5° en longitud.

```

1
2001      3      9      1      0      0
87.5-180.0 180.0   5.0 450.0
193 195 196 196 197 197 198 197 197 197 196 195 194 193 192 190
188 187 185 183 181 179 177 175 174 172 170 168 167 165 164 162
161 160 159 158 157 156 156 155 155 154 154 154 154 154 154 155
155 156 156 157 158 160 161 162 164 166 167 169 171 173 175 177
179 181 183 185 187 189 191 192 193
85.0-180.0 180.0   5.0 450.0
208 211 213 215 216 217 218 218 217 216 215 213 210 208 205 201
197 194 190 186 182 178 174 170 166 163 160 157 155 153 150 149
147 145 144 143 141 140 139 138 137 136 136 135 135 134 134 134
134 135 136 137 138 140 142 145 148 151 154 158 162 166 170 174
178 182 187 191 195 198 202 205 208
START OF TEC MAP
EPOCH OF CURRENT MAP
LAT/LON1/LON2/DLON/H
LAT/LON1/LON2/DLON/H
```

Figura 2.1: Parte del archivo IONEX: Definición de dos mapas de valores TEC.

En la Figura 2.1 se muestra parte de este fichero. Se puede observar que en la primera línea comienza el primer mapa de TEC, en la línea siguiente aparece la época para la cual estén calculados los valores de TEC, y una línea más abajo se muestra el valor de latitud del primer mapa, y además los valores de longitud y su paso en la cuadrícula. Esto quiere decir, que el primer valor de TEC de la malla corresponde a un lugar cuyo valor de latitud es 87.5°

2. Simulador de observaciones GNSS

y de longitud -180° , y que los valores siguientes van desde de -180° hasta 180° en pasos de 5° para las correspondientes longitudes. En el siguiente mapa se produce un salto en latitud de -2.5° , y de nuevo se tienen los valores de longitud desde -180° hasta 180° . Los mapas sucesivos tienen una estructura idéntica, salvo que el valor de latitud va variando desde 87.5° hasta -87.5° , de esta manera, se obtiene la malla global de valores de TEC en una cuadrícula de $2.5^\circ \times 5^\circ$ en latitud y longitud, respectivamente.

Existen varios procedimientos para calcular el retardo introducido por la refracción ionosférica mediante estos mapas de TEC:

- Tomar simplemente el valor de TEC más cercano
- Interpolarse linealmente entre dos valores de TEC consecutivos
- Interpolarse linealmente entre dos mapas de TEC consecutivos rotados

Además de estos procedimientos, se puede realizar una interpolación bilineal. Para este caso una simple cuadrícula de 4 puntos es suficiente, ya que la malla del archivo IONEX es densa:

$$E(\lambda_0 + p\Delta\lambda, \beta_0 + q\Delta\beta) = (1-p)(1-q)E_{0,0} + p(1-q)E_{1,0} + q(1-p)E_{0,1} + pqE_{1,1}, \quad (2.24)$$

donde $0 \leq p < 1$ y $0 \leq q < 1$. $\Delta\lambda$ y $\Delta\beta$ indican el ancho de la malla en longitud y latitud respectivamente (Figura 2.2). Cuando el valor de TEC vertical es conocido, el valor del efecto ionosférico se obtiene mediante la ecuación (2.11).

Teniendo en cuenta que el modelo de Klobuchar es el utilizado por defecto para el procesamiento de datos GPS y el modelo NeQuick es el método más adecuado para el procesamiento de datos Galileo, será el método de interpolación bilineal de un modelo de ionosfera global en formato IONEX el utilizado preferentemente en el simulador para reproducir el efecto ionosférico, aunque el usuario si lo desea podrá usar los otros dos modelos. La preferencia de usar el formato IONEX pretende evitar una situación poco realista: utilizar para simular los mismos modelos que se utilizan para procesar. La función $\frac{1}{\cos z}$ se utiliza para proyectar el efecto ionosférico en la dirección receptor-satélite, cuando sea necesario.

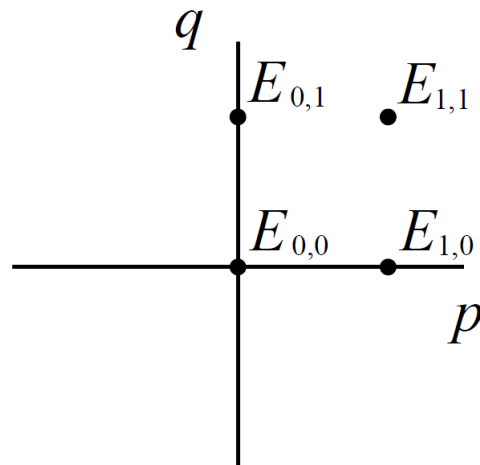


Figura 2.2: Interpolación bilineal utilizando los 4 valores de TEC $E_{i,j}$ más cercanos.

2.4.2. Modelado de la troposfera

La troposfera se encuentra en la parte baja de la atmósfera y es un medio no dispersivo para frecuencias de hasta 15 GHz. En este medio, las velocidades de fase y grupo asociadas con la portadora y la señal de información se retrasan igualmente respecto a la propagación en el espacio libre. Este retraso es una función del índice de refracción de la troposfera, que depende de la temperatura local, la presión y la humedad relativa. La distancia equivalente que produce este retardo, puede variar desde los 2.4 m para un satélite que se encuentre en el cenit y un usuario a nivel del mar, hasta los 25 m para un satélite con un ángulo de elevación de aproximadamente 5° (Hofmann-Wellenhof et al., 2008). La desventaja es que no se puede eliminar la refracción troposférica mediante combinaciones lineales de observaciones con distintas frecuencias.

El retardo troposférico está definido por:

$$\Delta^{Trop} = \int (n - 1) ds_0 \quad (2.25)$$

Usualmente, en vez de utilizar el índice de refracción n , se utiliza la refractividad

$$N^{Trop} = 10^6(n - 1) \quad (2.26)$$

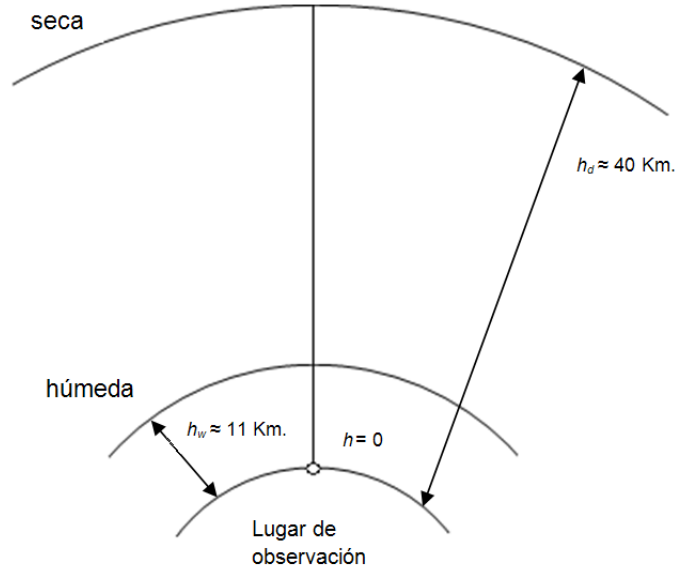


Figura 2.3: Espesor de las capas de la troposfera.

Si se introduce este valor en (2.25), se obtiene:

$$\Delta^{Trop} = 10^{-6} \int N^{Trop} ds_0 \quad (2.27)$$

el valor de N^{Trop} se puede separar en dos componentes, una seca y otra húmeda (Figura 2.3),

$$N^{Trop} = N_d^{Trop} + N_w^{Trop} \quad (2.28)$$

donde la parte seca N_d^{Trop} se obtiene a partir de la atmósfera seca (hidrostática), y la parte húmeda N_w^{Trop} del vapor de agua. Cada una de las partes, se define como:

$$\Delta_d^{Trop} = 10^{-6} \int N_d^{Trop} ds_0 \quad (2.29)$$

$$\Delta_w^{Trop} = 10^{-6} \int N_w^{Trop} ds_0 \quad (2.30)$$

y el retardo total:

$$\Delta^{Trop} = \Delta_d^{Trop} + \Delta_w^{Trop} = 10^{-6} \int N_d^{Trop} ds_0 + 10^{-6} \int N_w^{Trop} ds_0 \quad (2.31)$$

el 90 % de la refracción troposférica proviene de la componente seca, y el 10 % restante lo aporta la componente húmeda. En la práctica, estas integrales se modelan utilizando métodos

numéricos. La componente seca en la superficie terrestre al nivel del mar (indicado por el subíndice 0) se modela como:

$$N_{d,0}^{Trop} = c_1 \frac{p}{T}, \quad c_1 = 77.64 \text{ K mb}^{-1} \quad (2.32)$$

donde p es la presión atmosférica en milibares (mb) y T es la temperatura en Kelvin (K). La componente húmeda en la superficie terrestre al nivel del mar es:

$$N_{w,0}^{Trop} = c_2 \frac{e}{T} + c_3 \frac{e}{T^2}, \quad c_2 = -12.96 \text{ K mb}^{-1}, \quad c_3 = 3.718 \cdot 10^5 \text{ K}^2 \text{ mb}^{-1} \quad (2.33)$$

donde e es la presión parcial de vapor de agua en mb y T es la temperatura en K. Los coeficientes c_1, c_2 y c_3 están determinados empíricamente y no describen completamente todas las localizaciones. Se puede mejorar si se toman datos meteorológicos del lugar de observación. En los siguientes párrafos se describen varios modelos de troposfera existentes.

Modelo de Hopfield

Utilizando datos reales que cubren toda la superficie terrestre, Hopfield (1969) encontró una representación empírica para las componentes seca y húmeda de la refracción troposférica:

$$\Delta_d^{Trop}(E) = \frac{10^{-6}}{5} \frac{77.64}{\text{sen} \sqrt{E^2 + 6.25}} \frac{p}{T} [40\,136 + 148.72(T - 273.16)] \quad (2.34)$$

$$\Delta_w^{Trop}(E) = \frac{10^{-6}}{5} \frac{(-12.96T + 3.718 \cdot 10^5)}{\text{sen} \sqrt{E^2 + 2.25}} \frac{e}{T^2} 11\,000 \quad (2.35)$$

evaluando estas expresiones con los valores medidos de presión (p), temperatura (T), presión parcial del vapor de agua (e) en el lugar de observación y calculando el ángulo de elevación E , se obtiene el retardo troposférico total en metros.

Modelo de Saastamoinen

La refracción también se puede deducir a partir de las leyes de los gases. El modelo de Saastamoinen (Saastamoinen, 1973) se basa en este enfoque, donde de nuevo se han introducido algunas aproximaciones. El modelo de Saastamoinen para el retardo troposférico, expresado en metros, es

$$\Delta^{Trop} = \frac{0.002277}{\cos z} \left[p + \left(\frac{1\,255}{T} + 0.05 \right) e - B \tan^2 z \right] + \delta R \quad (2.36)$$

2. Simulador de observaciones GNSS

donde, como antes, z denota el ángulo cenital del satélite, p la presión atmosférica en milibares, T la temperatura en Kelvin, y e la presión parcial del vapor de agua en milibares. Los términos de corrección B , δR se interpolan de las Tablas 2.3 y 2.4. Una evaluación numérica utilizando los parámetros de una atmósfera estándar al nivel del mar ($p=1\ 013.25$ milibares, $T=273.16$ Kelvin, y $e=0$ milibares) obtiene un resultado para el retardo cenital troposférico de 2.3 m. aproximadamente.

Altura [km]	B [mb]
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

Tabla 2.3: Valores del término de corrección B para el modelo de Saastamoinen.

Es importante resaltar que los modelos de Hopfield y Saastamoinen cambian los valores de troposfera cuando cambian las condiciones meteorológicas (p , T y e). Cuando en el lugar de observación se toman datos meteorológicos los valores de la troposfera cambian a lo largo del día. La presión del vapor de agua e , es difícil de medir por lo que normalmente no se toman datos, si no que se propagan los valores correspondientes al nivel del mar al lugar de observación en función de la altura de la estación. Para ello se utilizan las siguientes expresiones:

$$P = P_r(1 - 0.0000226 (h - h_r))^{5.225} \quad (2.37)$$

$$T = T_r - 0.0065 (h - h_r) \quad (2.38)$$

$$H = H_r e^{-0.0006396(h-h_r)} \quad (2.39)$$

Ángulo Cenital	Altura de la estación sobre el nivel del mar [km]							
	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

Tabla 2.4: Valores del término de corrección δR [m] para el modelo de Saastamoinen.

donde h_r es la altitud de referencia del modelo de atmósfera estándar, en este caso el nivel del mar; h es la altitud de la estación; P_r, T_r, H_r representan la presión, temperatura y humedad relativa a la altitud de referencia; P, T, H la presión, temperatura y humedad a la altura h . La presión siempre medida en milibares, la temperatura en grados Kelvin, la humedad en % y la altura en metros. La presión parcial del vapor de agua se obtiene de (Rothacher, 1992):

$$e = \frac{H}{100} e^{C_1 + C_2 T + C_3 T^2} \quad (2.40)$$

siendo $C_1 = -37.2465$, $C_2 = 0.213166 K^{-1}$ y $C_3 = -0.000256908 K^{-2}$. Los valores de referencia son: $h_r = 0$ m, $P_r = 1013.25$ mbar, $T_r = 291.15$ K, $H_r = 50$ %.

Los modelos anteriores dan un único valor de troposfera a lo largo del día y a lo largo del año, que cambia únicamente en función de la elevación del satélite. Para solucionar esta

deficiencia se introduce el modelo global de presión y temperatura.

Modelo Global de Presión y Temperatura

El modelo empírico GPT (Global Pressure and Temperature) (Boehm et al., 2007), que se basa en armónicos esféricos de hasta grado y orden nueve, proporciona la presión y la temperatura para cualquier lugar en la superficie terrestre. Los parámetros de entrada del modelo GPT son: las coordenadas del usuario y el día del año, por tanto, también permite al modelo variaciones anuales de los parámetros.

La determinación del modelo empírico GPT se basa en 3 años de datos meteorológicos. Se utiliza una malla global de $15^\circ \times 15^\circ$ de valores medios mensuales, de presión y temperatura, proporcionada por ECMWF (European Centre for Medium-Range Weather Forecast, Centro Europeo de Predicción Meteorológica a Medio Plazo). Entonces, por cada punto de la malla hay 36 valores medios mensuales (uno por cada mes de los tres años) de presión y temperatura al nivel medio de mar (MSL, Mean Sea Level). Para estas dos series, los valores medios, a_0 , y las amplitudes anuales, A , se estiman con el desfase fijo del 28 de enero (Niell, 1996), donde doy es el día del año:

$$a = a_0 + A \cdot \cos\left(\frac{doy - 28}{365.25} 2\pi\right) \quad (2.41)$$

Los residuos para este modelo son mayores de 20hPa para la presión y 10°C para la temperatura en altas latitudes; los residuos son significativamente menores en latitudes más cercanas al ecuador, consistente con la variabilidad meteorológica. En el siguiente paso, cada una de la cuatro mallas (valores medios al MSL y amplitudes anuales de presión y temperatura) se desarrolla en armónicos esféricos hasta grado y orden nueve, observándose la malla de valores medios, a_0).

$$a_0 = \sum_{n=0}^9 \sum_{m=0}^n P_{nm}(\sin \varphi) \cdot [A_{nm} \cos(m\lambda) + B_{nm} \sin(m\lambda)] \quad (2.42)$$

donde los P_{nm} son los polinomios de Legendre (Heiskanen and Moritz, 1967), ϕ y λ son latitud y longitud, y A_{nm} y B_{nm} son los coeficientes para grado n y orden m que se determinan mediante ajuste de mínimos cuadrados.

GPT utiliza (2.42) para obtener el valor medio, a_0 , y una ecuación similar para la amplitud, A . Estos valores se introducen en (2.41) junto con doy para obtener la presión o la temperatura al MSL. Los valores constantes de referencia de presión y temperatura (medias anuales) se pueden derivar de la ecuación (2.41) si $(28 + 365.25/4)$ se utiliza como doy .

Una vez calculados los valores de presión y temperatura al MSL, se introducen en las expresiones (2.37) y (2.38) para obtener la presión y la temperatura en cualquier lugar. GPT permite también el uso de la altura elipsoidal como entrada, ya que no siempre se dispone de la altura ortométrica del punto de observación. Para realizar la transformación de altura elipsoidal en ortométrica se debe utilizar el modelo de geoide que mejor se ajuste a la zona del usuario.

Función de Mapeado Global

Las funciones de mapeado de la troposfera se utilizan en el análisis de observaciones GPS para proyectar, a priori, los retardos producidos por el ángulo de elevación entre el receptor y el satélite, en las componentes hidrostática y húmeda. Esta función, al igual que GPT, se basa en datos del modelo numérico del ECMWF. Los coeficientes de GMF (Global Mapping Function) se obtienen de un desarrollo de los parámetros de la Vienna Mapping Function (VMF1) (Boehm et al., 2007) en armónicos esféricos en una red global. El retardo en la dirección de observación está relacionado con el ángulo cenital que existe entre receptor y satélite, mediante una función de mapeado. Esta función modela el retardo, con suficiente precisión para elevaciones de hasta 3° , con una fracción continua de tres términos en seno de E (Niell, 1996):

$$mf(E) = \frac{1 + \frac{a}{1 + \frac{b}{1+c}}}{\sin(E) + \frac{a}{\sin(E) + \frac{b}{\sin(E)+c}}} \quad (2.43)$$

donde E es la elevación del satélite, y los parámetros a , b y c son diferentes para la componente hidrostática y húmeda de la atmósfera.

Para determinar estos coeficientes se utiliza, como en la sección anterior, una malla de $15^\circ \times 15^\circ$ de valores medios mensuales, de presión, temperatura y humedad, proporcionada por ECMWF. Los coeficientes a_h (componente hidrostática) y a_w (componente húmeda) se determinaron con datos del período comprendido entre septiembre de 1999 y agosto de 2002

aplicando la misma estrategia que utiliza VMF1. Tomando las ecuaciones empíricas para b y c (de VMF1) los parámetros a se obtienen con un simple trazado de rayos con un ángulo de elevación inicial de 3.3° .

Por lo tanto, para cada uno de los 312 puntos de la red, se obtienen 36 valores mensuales para los parámetros a tanto hidrostático como húmedo. Los coeficientes hidrostáticos se reducen al nivel del mar aplicando la corrección en altura dada por Niell (1996). Los valores medios, a_0 , y las amplitudes anuales A de la función sinusoidal (2.41), se ajustan para series temporales de los parámetros a en cada punto de la red, con la fase referida al 28 de enero, para ser consistentes con NMF (Niell Mapping Function). La desviación estándar de los valores mensuales en un punto de la red con respecto a la ecuación (2.41) se incrementa para latitudes lejanas al ecuador, con un valor máximo de 8 mm en Siberia. Para la componente húmeda, la desviación estándar es más pequeña con valores máximos de 3 mm en el ecuador.

Entonces, la malla global de valores medios a_0 y la de amplitudes A para ambos coeficientes, hidrostático y húmedo, de la fracción (2.43) se desarrolla en coeficientes de armónicos esféricos de hasta grado y orden 9 de acuerdo con la ecuación (2.42) en un ajuste de mínimos cuadrados. Los residuos de la malla global de valores a_0 y A de armónicos esféricos tienen orden submilimétrico (en términos de altura de estación). Los coeficientes hidrostático y húmedo a para cualquier lugar y día del año, se pueden calcular mediante la ecuación (2.41).

Archivos ZPD

Entre los productos que ofrece el IGS se encuentran los archivos ZPD (Topospheric Zenith Path Delay). Estos archivos proporcionan un control preciso para el modelado de la troposfera, combinando la parte hidrostática y la presión del vapor de agua o parte húmeda. Es importante tener en cuenta que si los análisis de las señales GNSS en dobles diferencias no se basan en un área suficientemente grande, es imposible obtener resultados significativos para modelar la parte húmeda de la troposfera. Por tanto sólo es posible estimar con precisión las diferencias entre pequeñas áreas o regiones y la estación de referencia para esta parte húmeda. La Figura 2.4 muestra parte de un archivo ZPD que corresponde a la

estación SFER (San Fernando, Cádiz, España), en él aparece la posición de la estación y la estimación del retardo troposférico total (TROTOT) en milímetros cada cinco minutos.

```
+TROP/STA_COORDINATES
*SITE PT SOLN T STA_X_____ STA_Y_____ STA_Z_____ SYSTEM REMARK
SFER A 1 P 5105518.901 -555145.687 3769803.525 ITRF08 USN
-TROP/STA_COORDINATES

+TROP/SOLUTION
*SITE EPOCH_____ TROTOT STDEV TGNTOT STDEV TGETOT STDEV
SFER 15:280:00000 2438.5 1.8 -0.528 0.267 1.024 0.306
SFER 15:280:00300 2438.8 1.6 -0.515 0.255 1.024 0.296
SFER 15:280:00600 2439.0 1.6 -0.502 0.254 1.023 0.296
SFER 15:280:00900 2439.3 1.6 -0.472 0.243 1.017 0.290
SFER 15:280:01200 2439.2 1.6 -0.442 0.244 1.010 0.293
SFER 15:280:01500 2439.1 1.6 -0.399 0.233 0.997 0.288
SFER 15:280:01800 2439.0 1.6 -0.357 0.235 0.983 0.292
SFER 15:280:02100 2438.9 1.6 -0.323 0.224 0.951 0.286
SFER 15:280:02400 2439.0 1.6 -0.289 0.226 0.918 0.291
SFER 15:280:02700 2439.0 1.6 -0.259 0.215 0.872 0.285
SFER 15:280:03000 2438.7 1.6 -0.229 0.218 0.825 0.288
```

Figura 2.4: Parte del archivo ZPD: estación SFER (San Fernando, Cádiz, España).

Evaluar la precisión de la solución del retardo troposférico es incluso más difícil que evaluar la precisión del posicionamiento. La versión final de estos archivos combinados de troposfera están disponibles en un plazo inferior a cuatro semanas y cada archivo tiene una duración de dos horas. Además también se puede descargar una versión Ultra-Rápida de los archivos ZPD disponible a las tres horas y en este caso, cada archivo tiene una duración de 1 hora. Varios Centros de Análisis del IGS generan estos archivos ZPD a partir de los datos proporcionados por las estaciones IGS distribuidas globalmente y que se encuentran activas. En concreto, 394 estaciones de un total de 497 a 18 de julio de 2015. Las precisiones estimadas para el retardo troposférico son de unos 6 milímetros para el caso de los ficheros Ultra-Rápidos y de 4 milímetros para la solución final.

2.5. Multipath

El efecto queda bien descrito por su nombre: la señal emitida por el satélite llega al receptor por más de un camino. El multipath se produce principalmente por superficies reflectantes cerca del receptor. En la Figura 2.5, se puede observar como la señal enviada por el satélite llega al receptor por tres caminos diferentes, uno directo y dos indirectos. Debido a esto, las

2. Simulador de observaciones GNSS

señales recibidas tienen un cierto desfase, que es proporcional a la longitud de los caminos recorridos. No existe un modelo general del efecto multipath porque depende de la situación geométrica de cada caso en particular. Sin embargo, la influencia del multipath se puede estimar utilizando la combinación de medidas de código y fase para las distintas frecuencias. El principio se basa en el hecho de que, tanto la troposfera como los errores producidos por el reloj influyen en la misma medida en el código y la fase. Pero esto no ocurre con la refracción ionosférica y el multipath, ya que estos dependen de la frecuencia. Aplicando la combinación *iono-free* para el código y la fase, y construyendo las diferencias, todos los efectos mencionados excepto el multipath disminuyen considerablemente, pudiendo cancelarse en algunos casos (Hofmann-Wellenhof et al., 2008).

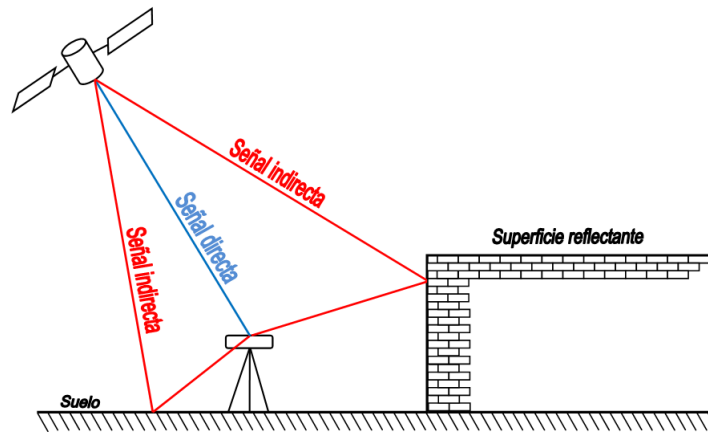


Figura 2.5: Efecto Multipath

En términos geométricos, es evidente que las señales recibidas de satélites con baja elevación son más susceptibles de generar multipath que las recibidas de satélites con alta elevación. Además, el multipath afecta más a las medidas de código que a las de fase. Comparando época a época, el multipath puede afectar las pseudodistancias calculadas mediante el código en 10-20 m (Wells et al., 1987). Bajo ciertas condiciones extremas, el error provocado por el multipath puede llegar a valores de unos 100 m en entornos urbanos (Nee, 1992), e incluso puede provocar la pérdida de señal.

El efecto multipath sobre la portadora de fase en posicionamiento relativo para líneas de base cortas, generalmente, no debe ser mayor a 1 cm (con buena geometría de los satélites

y un período de observación razonablemente largo). Cuando se realizan medidas en estático, con intervalos de observación largos, los períodos intermitentes de multipath no son un problema. Esto puede ocurrir, por ejemplo, si la antena del receptor está situada cerca de una autopista y hay tráfico de vehículos grandes, tales como camiones metálicos. Para el caso de medidas estáticas rápidas (es decir, con períodos de observación cortos) sí supone un problema, y es aconsejable alargar el tiempo de observación, cuando pueda hacerse.

2.5.1. Características del multipath

Periodicidad del efecto multipath

El efecto multipath, típicamente, tiene características senoidales. El tamaño del error depende de cuatro factores principalmente: superficies reflectantes en el entorno, geometría satélite-antena, el tipo de antena, y el tipo de receptor. Las superficies reflectantes producen un efecto multipath potente (es decir de gran amplitud), los objetos cercanos producen multipath de período largo y los más alejados provocan errores con longitudes de onda cortas. El ángulo de elevación del satélite es un factor geométrico clave: las oscilaciones producidas por el efecto multipath tienen períodos más cortos para bajas elevaciones del satélite que para altas elevaciones.

Existen numerosos estudios del efecto multipath llevados a cabo por diversos autores, por ejemplo, Larson et al. (2007) y Ogaja and Satirapod dividen la periodicidad del efecto multipath en varios grupos. Sin embargo, ambos autores coinciden que el efecto multipath con período de 20 segundos (0.05 Hz) es el más interesante, ya que tiene un período cercano a las ondas sísmicas de superficie. Por lo tanto, es necesario eliminar este tipo de multipath para no ocasionar errores en los estudios sísmicos.

Para la detección de este efecto multipath de período corto hay que analizar series de datos muestreadas a un segundo. Almacenar datos a un segundo supone un gran volumen de información, pero el precio de las unidades de almacenamiento cada vez es más bajo, por esta razón, el número de estaciones permanentes que operan a 1 Hz cada vez es mayor, permitiendo así el estudio del efecto multipath.

Tiempo de repetición de la constelación GPS y Galileo

Una característica bien conocida por los usuarios de GPS es que la constelación se repite: los mismos satélites aparecen en el mismo lugar en el cielo con un período de tiempo ligeramente menor a un día (de aquí en adelante PTMD). Existe una regla práctica que aproxima el valor de este PTMD a 4 minutos (240 segundos). Una regla más exacta utiliza el día sideral (235.9 segundos menor que un día solar). En este día sideral, un satélite completaría exactamente dos órbitas y la Tierra una revolución, volviendo todo a la misma geometría.

En un estudio realizado por Agnew and Larson (2007) se muestra que el valor del PTMD es distinto para cada satélite, y concluyen que la mejor forma de corregir el multipath es procesando los datos de cada satélite por separado, en vez de trabajar con series de datos de posiciones. Otro estudio realizado también por Larson et al. (2007) utiliza dos métodos para determinar el PTMD óptimo de desplazamiento en las series temporales: utilizando la correlación cruzada o minimizando la diferencia en RMS para un rango de desplazamientos.

Esta repetición de la constelación GPS se puede explotar para detectar el multipath. En el siguiente apartado se explica como aprovechar esta característica. No ocurre lo mismo con las órbitas de los satélites Galileo, ya que el período de repetición orbital es de 10 días, completándose un total de 17 revoluciones, es decir una órbita completa cada 14 horas aproximadamente. Por lo tanto no se puede aprovechar el período de repetición orbital de Galileo para detectar el multipath.

2.5.2. Estudio de la presencia de multipath a partir del análisis de los residuos

En nuestro modelo los residuos representan la suma del error debido al multipath y el causado por la electrónica del receptor. El análisis de los residuos nos puede dar información tanto de las características de multipath, como de las propiedades estocásticas de ruido del receptor. Para estimar el ruido del receptor es necesario eliminar la componente de multipath. Esto es posible ya que el multipath es un efecto sistemático, y además está relacionado con el lugar y la configuración de satélites para cada época de observación. Como ya se comentó

anteriormente, la configuración de satélites se repite cada día con un adelanto de unos cuatro minutos, por tanto es posible eliminar los efectos del multipath restando los residuos de dos días consecutivos 1 y 2, cuando la configuración de satélites es la misma (Baiocchi et al., 2007):

$$\begin{aligned}v_1 &= MP + u_1 \\v_2 &= MP + u_2\end{aligned}\tag{2.44}$$

$$v_2 - v_1 = MP + u_2 - MP - u_1 = u_2 - u_1 = \Delta u$$

donde v_i , con $i = 1, 2$ son los residuos de dos días consecutivos, MP es el efecto multipath y u_i , con $i = 1, 2$ son los errores del ruido del receptor en dos días consecutivos.

Si se suman los residuos, de dos días consecutivos con la misma configuración de satélites, el efecto multipath se duplica y es más sencillo de detectar, ya que:

$$v_2 + v_1 = MP + u_2 + MP + u_1 = 2MP + u_2 + u_1\tag{2.45}$$

Esta estrategia se va a utilizar para obtener patrones de multipath que después serán implementados en el simulador.

2.5.3. Técnicas de análisis espectral para la detección del multipath

Existen varias técnicas para el análisis espectral, aquí se van a describir las más interesantes para la detección del multipath. Si el lector está interesado en profundizar en estas y otras técnicas, puede consultar Proakis and Manolakis (2007) y Oppenheim et al. (1999).

- Espectrograma (STFT)

En la práctica, las propiedades de la señal, amplitud frecuencia y fases, cambian con el tiempo. Una Transformada Discreta de Fourier (DFT) no es suficiente para representar este tipo de señales, porque se pierde información en el tiempo. La Short-Time Fourier Transform (STFT) soluciona este problema de pérdida de información tomando ventanas de tiempo de la señal de estudio. Entonces se realizan transformadas de Fourier de cada ventana manteniendo así la información temporal. La STFT de una señal $x[n]$ está definida Oppenheim et al. (1999):

$$X[n, \lambda] = \sum_{m=-\infty}^{\infty} x[n+m]w[m]e^{-j\lambda m} \quad (2.46)$$

donde $w[m]$ es la secuencia de una ventana. En esta representación de Fourier dependiente del tiempo, la secuencia unidimensional $x[n]$, se convierte en una bidimensional, la variable de tiempo n , que es discreta, y la frecuencia variable λ , que es continua (en la ecuación se utiliza corchete y paréntesis para indicar esta característica). Nótese que la STFT es periódica en λ con período 2π . La ecuación (2.46) se puede interpretar como la transformada de Fourier de una señal desplazada $x[n+m]$ vista a través de la ventana $w[m]$. Siendo $X[n, \lambda]$ la transformada discreta de Fourier de $x[n+m]w[m]$, la STFT es invertible si la ventana utilizada tiene al menos una muestra distinta de cero. Utilizando la ecuación de síntesis de la transformada de Fourier se tiene:

$$x[n+m]w[m] = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} X[n, \lambda]e^{j\lambda m}d\lambda, \quad -\infty < m < \infty \quad (2.47)$$

de donde

$$x[n] = \frac{1}{2\pi w[0]} \int_0^{2\pi} X[n, \lambda]d\lambda, \quad \text{si } w[0] \neq 0 \quad (2.48)$$

■ Análisis espectral usando la estimación de la secuencia de autocorrelación

Este enfoque se basa en que la densidad espectral de potencia es la transformada de Fourier de la función de autocorrelación. Por tanto, primero realiza una estimación de la función de autocorrelación de la secuencia para después aplicar la transformada de Fourier a esta estimación Oppenheim et al. (1999).

Se toman un número finito de valores de la secuencia aleatoria $x[n]$:

$$v[n] = \begin{cases} x[n] & \text{para } 0 \leq n \leq Q-1, \\ 0 & \text{en otro caso} \end{cases} \quad (2.49)$$

Considerando la estimación de la secuencia de autocorrelación como:

$$\hat{\phi}_{xx}[m] = \frac{1}{Q}c_{vv}[m], \quad (2.50)$$

siendo $c_{vv}[-m] = c_{vv}[m]$, la correlación aperiódica de un segmento de $x[n]$ enventanado con la ventana rectangular.

$$c_{vv}[m] = \sum_{n=0}^{Q-1} v[n]v[n+m] = \begin{cases} \sum_{n=0}^{Q-|m|-1} x[n]x[n+|m|], & |m| \leq Q-1, \\ 0 & \text{en otro caso} \end{cases} \quad (2.51)$$

Ahora, se puede definir la estimación del espectro de potencia como:

$$S(\omega) = \sum_{m=-(M-1)}^{M-1} \hat{\phi}_{xx}[m]w_c[m]e^{-j\omega m}, \quad (2.52)$$

donde $w_c[m]$ es una ventana simétrica de longitud $(2M-1)$ aplicada a la función estimada de autocorrelación.

■ Análisis Wavelets

Este análisis utiliza una serie de funciones madre, en lugar de funciones senoidales como hace la transformada de Fourier. La traducción del término wavelets al castellano es “onditas”, cada familia tiene una forma de onda distinta a las demás, Figura 2.6. Mediante dilataciones y translaciones de la función madre elegida $\Phi(x)$, se define una base ortogonal, la base wavelet:

$$\Phi_{(s,l)}(x) = 2^{-\frac{s}{2}}\Phi(2^{-s}x - l) \quad (2.53)$$

las variables s y l son valores enteros que escalan y dilatan la función madre Φ para generar las wavelets. El índice de escala s indica el ancho de la onda y el índice de localización l da su posición. Nótese que las funciones madre son dilatadas por potencia de dos, y desplazadas por un valor entero (Graps, 1995). Para obtener las distintas resoluciones, el análisis wavelet utiliza una ecuación de escala:

$$W(x) = \sum_{k=-1}^{N-2} (-1)^k c_{k+1} \Phi(2x+k) \quad (2.54)$$

donde $W(x)$ es la función de escalado para la función madre, y c_k son los *coeficientes wavelets*. Los coeficientes wavelets deben satisfacer el constreñimiento lineal y cuadrático de la forma:

$$\sum_{k=-0}^{N-1} c_k = 2, \quad \sum_{k=-0}^{N-1} c_k c_{k+2l} = 2\delta_{l,0} \quad (2.55)$$

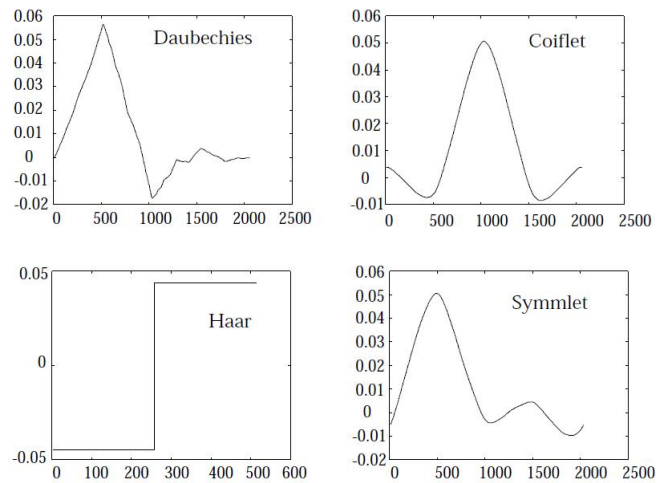


Figura 2.6: Algunas familias de wavelets.

donde δ es la función delta y l es el índice de localización.

Una característica importante es que ofrecen la posibilidad de definir distintos coeficientes para adaptarse a un problema dado. Por ejemplo, existen familias wavelets con un buen comportamiento en representaciones polinomiales como Daubechies (Daubechies, 1988).

Los coeficientes $\{c_0, \dots, c_n\}$ pueden verse como un filtro. El filtro o los coeficientes se colocan en una matriz de transformación que se aplica a los datos. La matriz se aplica mediante un algoritmo jerárquico, también llamado *algoritmo piramidal*. Así, se obtienen las señales de aproximación o tendencia y detalle, Figura 2.7. La señal de aproximación o tendencia contiene señales de baja frecuencia, y las de detalle tienen señales de frecuencias más altas que la de aproximación.

Para obtener patrones de señal con efecto multipath se realizó un experimento descrito detalladamente en Herrera (2011) y se aplicaron estas técnicas de análisis espectral para extraer los patrones de multipath que después se han incluido en el simulador. Resumiendo, el experimento realizado tenía como objetivo recoger señales afectadas por el efecto multipath, para ello se eligió una zona propensa a producir reflexiones de las señales GNSS como muestra la Figura 2.8 (a) y (b). Después de la recogida de observaciones se analizaron los residuos de posicionamiento como se ha descrito anteriormente, y se aplicaron las técnicas de análisis espectral para detectar los satélites afectados por el efecto multipath. Una vez

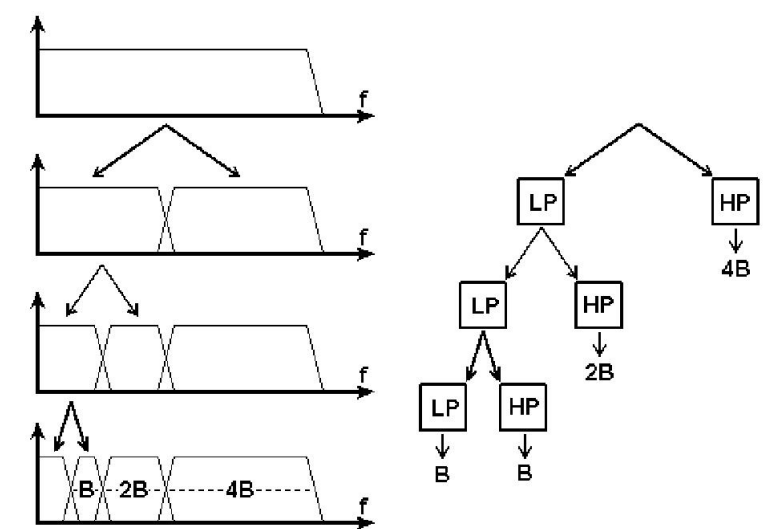


Figura 2.7: Esquema jerárquico wavelets.

detectado el satélite se aplicó el análisis wavelets para extraer la señal multipath contenida en la frecuencia de interés D4 (0.0625-0.125 Hz) como muestra la Figura 2.9 (b). Además en la Figura 2.9 (a) se muestran las componentes de aproximación A4 (0-0.0625 Hz) y detalle D1 (0.5-1 Hz), D2 (0.25-0.5 Hz) y D3 (0.125-0.25 Hz).

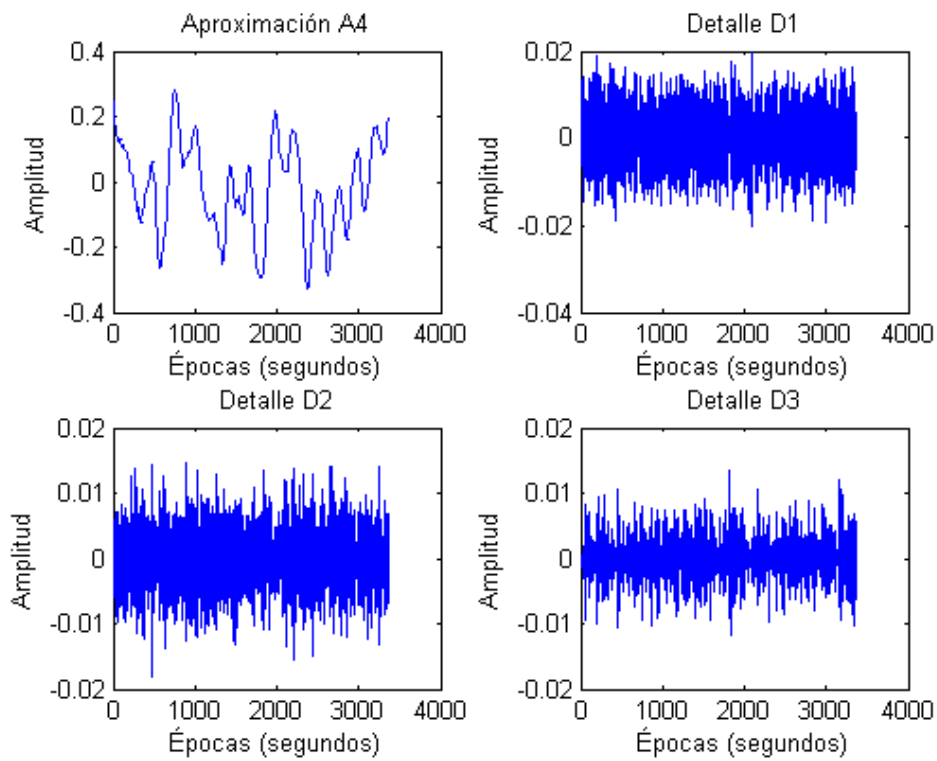


(a) Foto 1: Lugar del experimento

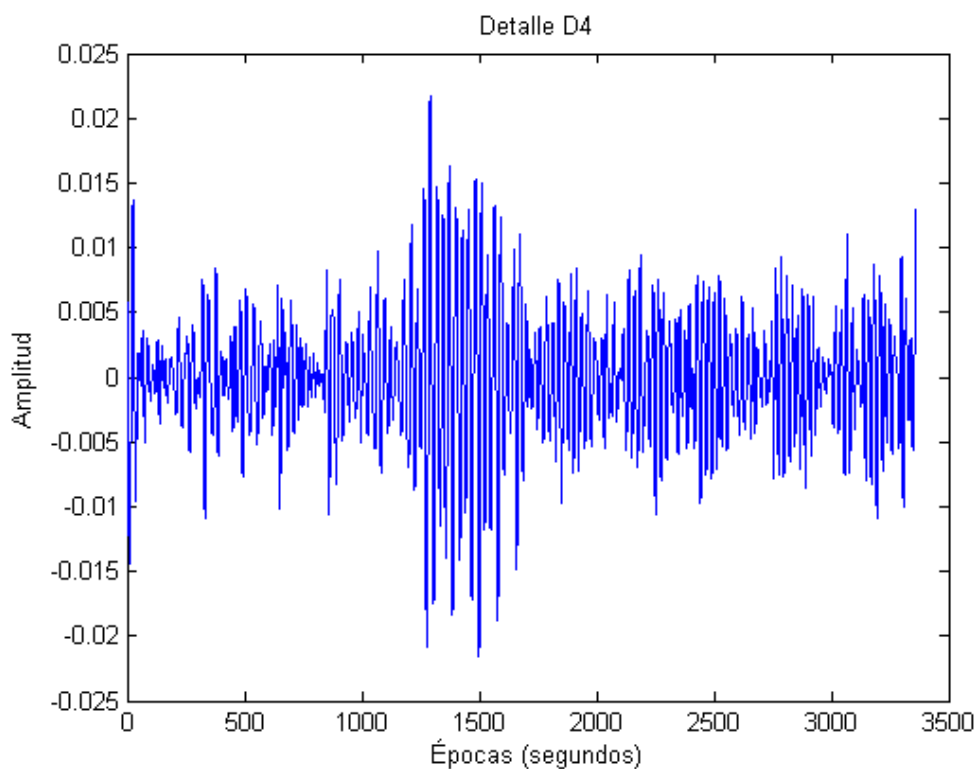
(b) Foto 2: Lugar del experimento

Figura 2.8: Lugar del experimento realizado junto al edificio B-5 de la Universidad de Jaén.

2. Simulador de observaciones GNSS



(a) Componentes de aproximación A4 y detalle D1, D2 y D3



(b) Componente de detalle D4

Figura 2.9: Análisis wavelets para la extracción de patrones del efecto multipath

2.6. Ambigüedad de fase inicial

En el instante inicial en que el receptor comienza a seguir la fase recibida del satélite, sólo es capaz de conocer una parte de la observación de fase, ya que se desconoce el número entero de ciclos entre receptor y satélite. A partir de ese momento se inicializa un contador para almacenar el número completo de ciclos recibidos desde el inicio, pero el número entero de ciclos inicial sigue siendo desconocido. Esta incógnita se conoce como ambigüedad de fase inicial y permanece constante siempre que no se reinicie el contador, lo que puede ocurrir cuando se pierde la conexión, cuando hay problemas con la electrónica del receptor (sucede con receptores de bajo coste) o cuando hay un cambio brusco del efecto ionosférico en un período corto de tiempo. En cualquiera de estas situaciones aparece un salto de ciclo que hay que corregir o introducir una nueva incógnita de ambigüedad. Cuando se realiza un posicionamiento con fases, además de la posición del receptor y su offset de reloj, la ambigüedad de fase inicial también es una incógnita. Hay una extensa literatura sobre los métodos para la resolución de ambigüedades cuando se realiza posicionamiento, por ejemplo Teunissen (1997) o de Lacy et al. (2002). En este caso, como se pretende simular los códigos y fases que recibe un receptor de posición conocida, se ha optado por permitir al usuario que defina el valor de la ambigüedad de fase inicial aleatoriamente mediante una semilla para permitir la repetición de las simulaciones. Algunos receptores suavizan las observaciones de código con las observaciones de fase y realizan una primera estimación de la ambigüedad de fase inicial trabajando con las observaciones de código en ciclos (LeicaGS20, 2004). Para estos casos, también se permite al usuario elegir una ambigüedad de fase inicial igual a cero.

2.7. Saltos de ciclo

Cuando se enciende un receptor, se observa la diferencia de fase entre la señal transmitida por el satélite y la réplica generada en el receptor y se inicializa un contador del número entero de ciclos. Durante la medida, si la diferencia de fase anterior cambia de 2π a 0, se incrementa el contador con un ciclo. Por lo tanto, en una época determinada la fase observada acumulada $\Delta\varphi$ es la suma de la diferencia de fase φ y el contador entero n . Sin embargo, la

ambigüedad inicial N entre el satélite y el receptor es desconocida, pero permanece constante si no se producen saltos de ciclo. Cuando se produce alguna pérdida de señal, el contador entero se reinicializa, y causa un salto en la fase acumulada instantánea de un número entero de ciclos. Este salto se denomina salto de ciclo, y por supuesto, afecta sólo a las medidas de fase.

Existen varias fuentes que provocan saltos de ciclo. La más frecuente (particularmente para medidas en movimiento basadas en la portadora de fase) es la obstrucción de la señal del satélite producida por árboles, edificios, montañas. La segunda fuente que produce saltos de ciclo es la baja intensidad de la señal (S/N) debido a malas condiciones ionosféricas, multipath, o bajas elevaciones de los satélites. La tercera se produce por un fallo en el software del receptor, que carga una réplica de señal incorrecta. En raras ocasiones también se producen saltos de ciclo por un mal funcionamiento del oscilador de satélite (Hofmann-Wellenhof et al., 2008). La detección y corrección de saltos de ciclo es una parte importante del procesado de datos GNSS. Se han desarrollado varios métodos para la detección y corrección de saltos de ciclo basados en observaciones de doble frecuencia diferenciadas Bisnath and Langley (2000), Kim and Langley (2001) y Lee et al. (2003). El posicionamiento absoluto de precisión (PPP, Precise Point Positioning) se ha convertido en una herramienta muy potente para la estimación de la posición de un receptor, este procesado de datos no utiliza observaciones diferenciadas, por lo tanto se han desarrollado técnicas para la detección de saltos de ciclo con observaciones no diferenciadas, la primera de ellas llamada Turbo Edit (Blewitt, 1990). En de Lacy et al. (2008b) se estudia el problema de los saltos de ciclo en receptores GNSS mediante la teoría Bayesiana. Además se han desarrollado métodos para detectar saltos de ciclo basados en el futuro escenario triple frecuencia como en Dai et al. (2008) y Dai et al. (2009).

El simulador de observaciones GNSS permite al usuario definir el número de saltos a introducir y el tamaño máximo del salto en cada una de las tres frecuencias. La posición del salto dentro del intervalo de simulación y su tamaño, se configuran mediante una semilla aleatoria. Los datos concretos del tamaño del salto y su posición dentro del intervalo simulado se almacenan en los datos de salida del simulador de observaciones GNSS. De

esta manera, el usuario puede comprobar la efectividad de los algoritmos de detección y reparación de saltos de ciclo.

2.8. Ruido de las observaciones

El ruido de las observaciones afecta tanto al código como a la fase, pero con distinta magnitud. Para las medidas de código la magnitud es aproximadamente el 1 % de la longitud de onda (“chip”), o mejor. Es decir, este ruido tiene un valor máximo de 3 metros para la señal GPS C1 (C/A-code) y sobre unos 30 centímetros para los códigos P. Sin embargo, el nivel de ruido para la fase es de pocos milímetros, aproximadamente el 1 % de la longitud de onda de la señal portadora (Seeber, 2003). Un análisis comparativo del nivel de ruido para las observaciones de código y fase se ha realizado por Cai et al. (2015). Este análisis muestra los niveles de ruido de las señales emitidas por diversos sistemas GNSS. Las observaciones de código del sistema Galileo poseen el nivel de ruido más bajo, siendo este de 8 centímetros para la frecuencia E1, justo la mitad que para las observaciones de código GPS. Para el caso de las observaciones de fase el nivel de ruido para la señal GPS está en torno a un milímetro, mientras que el sistema Galileo el nivel de ruido se incrementa hasta 1.4 milímetros (estos datos corresponden a los nuevos satélites GPS del bloque IIF y los datos Galileo corresponden al bloque IOV).

Este ruido depende de la potencia de la señal que varía con en el ángulo de elevación entre receptor y satélite. El ruido de las observaciones es un ruido blanco, o en otras palabras, es un proceso estocástico que se caracteriza por el hecho de que sus valores en dos épocas diferentes no guardan correlación estadística. Como consecuencia de ello, su densidad espectral de potencia es una constante, es decir su gráfica es plana. Esto significa que la señal contiene todas las frecuencias y todas ellas muestran la misma potencia. Como la densidad espectral de potencia es plana, la señal no está limitada en banda y su potencia es teóricamente infinita. En la práctica se considera que el ruido es blanco si su densidad espectral de potencia es constante en la banda de frecuencia de interés.

2. Simulador de observaciones GNSS

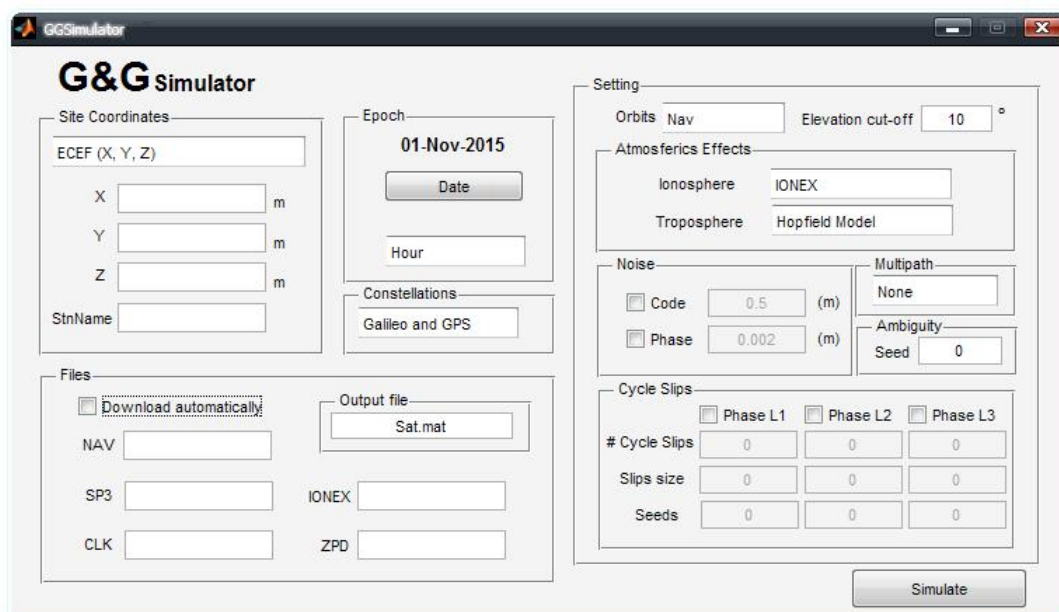


Figura 2.10: Simulador de observaciones.

2.9. Interfaz gráfica de usuario

La función del simulador de observaciones es ofrecer como salida las observaciones de código y fase para satélites GPS y Galileo en las tres frecuencias que estarán disponibles gratuitamente cuando finalice la modernización de GPS y esté completa la constelación Galileo. La ventana del simulador de observaciones se muestra en la Figura 2.10. En el anexo B se encuentra el manual de “G&G Simulator”. Ahora se describen los datos de entrada del simulador y las opciones de configuración.

2.9.1. Datos de entrada

Los datos de entrada que proporciona el usuario para la simulación de observaciones son:

- Coordenadas

El usuario puede elegir como introducir la posición cuyas observaciones va a simular, bien en coordenadas cartesianas geocéntricas (X, Y, Z) o bien en coordenadas geodésicas (Lat, Lon, h). Además el usuario puede elegir entre un conjunto estaciones IGS o introducir

él mismo las coordenadas. En el primer caso, el servicio ftp de IGS dispone de productos que contienen la información necesaria para la simulación de las observaciones y en el segundo, el usuario debe proporcionar los ficheros necesarios para la simulación. Este último caso puede ser de interés por ejemplo cuando se disponen de archivos ZPD o de ionosfera estimados por el usuario.

- Época

El usuario puede definir cualquier época para la simulación de observaciones. Teniendo en cuenta que la finalidad del simulador es poder probar algoritmos en un ámbito multifrecuencia y multiconstelación, es más importante poder reproducir efectos atmosféricos altos, medios o bajos, comportamiento de los relojes próximos a la realidad, presencia de multipath y características de las frecuencias que la época exacta de simulación. Por tanto, si elige una época pasada se podrán utilizar los productos IGS correspondientes a dicha época o los modelos y productos que el usuario considere oportunos. Para épocas futuras el programa utilizará la información correspondiente al mismo día y mes introducido por el usuario pero en el año más próximo con información disponible o los modelos y productos que el usuario considere adecuados.

- Constelaciones

Esta opción permite simular satélites de la constelación GPS, de la constelación Galileo o de ambas constelaciones utilizando los ficheros de efemérides disponibles en MGEX o IGS.

2.9.2. Opciones de configuración

Teniendo en cuenta la finalidad del simulador, las opciones de configuración permiten al usuario realizar distintos tipos de simulaciones con gran variedad de posibilidades, aquí se describen cada una de las opciones disponibles.

- Cálculo de la posición del satélite

El cálculo de la posición del satélite se puede realizar mediante las efemérides transmitidas por los satélites o ficheros .nav, o bien mediante efemérides precisas proporcionadas por el servicio ftp de IGS en formato SP3. El simulador descarga los ficheros necesarios del servicio ftp automáticamente o si lo desea, el usuario puede introducirlos. Para el caso de las efemérides transmitidas, se han implementado las ecuaciones del movimiento orbital de Kepler descritas en la sección 2.1, junto con el método iterativo que tiene en cuenta el efecto relativista y la rotación de la Tierra o efecto Sagnac. Por el contrario, si se utilizan las efemérides precisas, el software calcula la posición del satélite utilizando el método de interpolación de Lagrange, ya que estas efemérides proporcionan la posición del satélite cada 15 minutos y es necesario interpolar para obtener la posición del satélite cada segundo.

- Efectos atmosféricos

Para el cálculo del efecto ionosférico, se han implementado los modelos de Klobuchar y NeQuick descritos en la sección 2.4.1 junto con el método de interpolación bilineal aplicado al modelo de ionosfera global en formato IONEX. Los archivos IONEX proporcionan información global sobre el contenido total de electrones libres TEC, por tanto se pueden utilizar para simular las observaciones de un receptor posicionado en cualquier lugar. Para el cálculo del efecto troposférico se pueden usar los archivos ZPD o bien los modelos de Hopfield y Saastamoinen. Sin embargo, los archivos ZPD descritos en la sección 2.4.2 proporcionan sólo información local para algunas estaciones y por ello no se pueden utilizar para simular un receptor posicionado en cualquier lugar. El usuario puede introducir sus propios archivos ZPD siempre que estén en el formato adecuado.

- Ruido

Para modelar el ruido se ha utilizado una distribución normal con media definida por el usuario. Se puede definir tanto la media del ruido para el código como para la fase, ya que el ruido no afecta a ambos con la misma magnitud. El usuario puede introducir los valores de ruido de código y fase teniendo en cuenta los valores descritos en 2.8.

- Multipath

El simulador ofrece tres opciones para la simulación del efecto multipath. La primera no añade multipath a las observaciones simuladas. La segunda opción permite añadir un patrón de multipath obtenido en un experimento realizado en la Universidad de Jaén aplicando las técnicas explicadas en la sección 2.5.3. La tercera y última opción consiste en añadir a la observación una señal con las características descritas en la sección 2.5.1, es decir, una señal senoidal con un periodo en torno a 20 segundos.

- Ambigüedad de fase inicial

El usuario puede introducir la ambigüedad de fase inicial mediante una semilla para permitir la repetición de la simulación. Si el valor de la semilla se configura a cero, la ambigüedad de fase inicial será cero, en otro caso se utiliza el valor aleatorio que genera la semilla.

- Saltos de ciclo

Esta opción permite al usuario introducir saltos de ciclo en las observaciones de fase simuladas para cada una de las tres frecuencias. Se puede configurar tanto el número de saltos a introducir como su tamaño. La posición del salto dentro de la hora de observación simulada se define mediante valores aleatorios controlados por una semilla para permitir la repetibilidad de la simulación. Estos valores se almacenan en el fichero de salida que proporciona el simulador. Así será posible probar los algoritmos para la detección y corrección de saltos de ciclo incluso con tres frecuencias.

- Fichero de salida

Una vez configurados los parámetros del simulador, se puede realizar la simulación. Durante la simulación, se muestran al usuario los satélites que están a la vista desde las coordenadas introducidas para que pueda elegir el satélite que desea simular. Una vez finalizada la simulación, los datos de las observaciones de código y fase para las tres frecuencias se almacenan en un fichero .mat. Además en ese fichero se almacenan datos referentes a la simulación como las coordenadas de la simulación, las épocas simuladas, la posiciones del

2. Simulador de observaciones GNSS

satélite en ese periodo, los datos del retardo troposférico e ionosférico, junto con información de los saltos de ciclo, del multipath y del ruido si se han configurado.

Para terminar, la Figura 2.11 muestra el diagrama de flujo del simulador que resume el funcionamiento del programa. Se puede apreciar que es un diagrama muy secuencial, ya que el simulador calcula cada una de las partes que intervienen en la ecuación de observación para obtener el resultado final de las observaciones de código y fase para tres frecuencias. Además, la Figura 2.12 contiene la ventana de comandos MATLAB con la información que muestra el programa durante cada simulación.

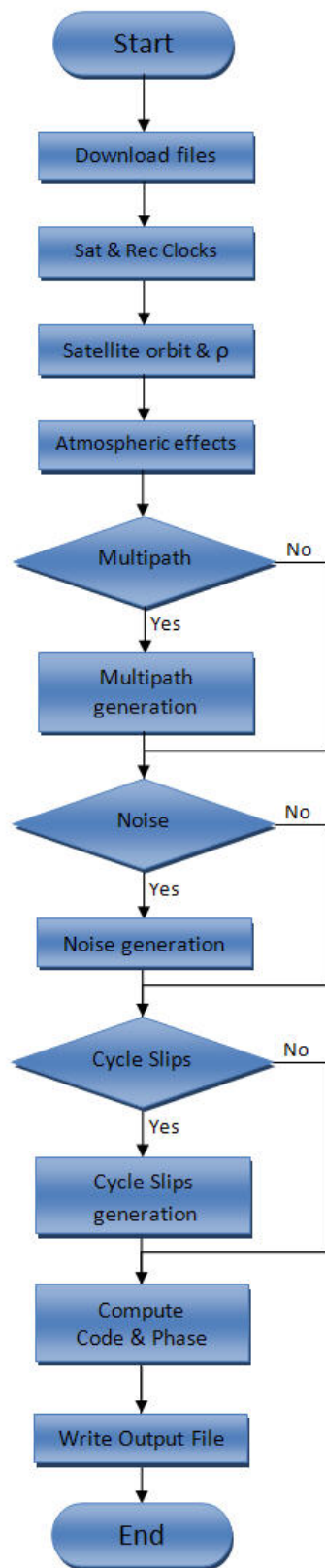


Figura 2.11: Diagrama de flujo del simulador de observaciones.

2. Simulador de observaciones GNSS

```
Command Window
29-Aug-2015 13:17:11 > Start ...

--> IGSDownload <--
-----

--> Download from International GNSS Service (IGS)
--> Connecting to remote host ... OK
--> Changing directory ... OK
--> Download:
- igs18493.sp3.Z ... OK Here
--> Changing directory ... OK
--> Download:
- igs18493.clk.Z ... OK Here
--> Changing directory ... OK
--> Download:
- brdm1680.15p.Z ... OK Here
--> Changing directory ... OK
--> Download:
- codg1680.15i.Z ... OK Here
--> Changing directory ... OK
--> Download:
- auck1680.15zpd.gz ... OK Here

--> Decompression
- igs18493.sp3.Z --> igs18493.sp3 ... OK
- igs18493.clk.Z --> igs18493.clk ... OK
- brdm1680.15p.Z --> brdm1680.15p ... OK
- codg1680.15i.Z --> codg1680.15i ... OK
- auck1680.15zpd.gz --> auck1680.15zpd ... OK

29-Aug-2015 13:17:30 > Reading Navigation Message C:\Archivos de programa\MATLAB\R2010b\work\Tesis\Programa\Down:
29-Aug-2015 13:17:33 > Computing Satellite availables ...
SatList_inview =

'G02' 'G03' 'G05' 'G06' 'G07' 'G09' 'G10' 'G17' 'G23' 'G30' 'E11'

Select one satellite to simulate: G05
29-Aug-2015 13:17:34 > Computing Satellite Coordinates from NAV message ...
29-Aug-2015 13:18:46 > Computing Ionosphere Effect ...
29-Aug-2015 13:18:46 > Computing Troposphere Effect ...
29-Aug-2015 13:18:47 > Computing Satellites and Receiver Clocks ...
29-Aug-2015 13:18:47 > Computing Observation Noise ...
29-Aug-2015 13:18:48 > Computing Code and Phase ...
29-Aug-2015 13:18:48 > Finish. Total execution time: 96.29
```

Figura 2.12: Ejemplo de ventana de comandos de MATLAB de una simulación.

Capítulo 3

Simulador de correcciones para el desarrollo de un método de posicionamiento con continuidad

Este método tiene como objetivo mejorar el posicionamiento en aquellos casos en que un receptor trabaja conectado a una estación permanente y en un determinado momento pierde la conexión. En este instante a la posición estimada con posicionamiento absoluto se le añade una corrección estimada mediante el método de colocación, evitando una disminución drástica de la precisión de la posición estimada.

El simulador de correcciones mejora el posicionamiento obtenido con receptores de bajo coste, como u-blox AEK-4T, calculando la corrección a aplicar en las épocas con pérdida de datos de la estación de referencia. La idea principal se basa en estimar la posición de un receptor usando las observaciones de una estación permanente cercana. Cuando se producen pérdidas de conexión con la estación permanente se calcula la nueva posición aplicando posicionamiento absoluto junto con las correcciones obtenidas con el simulador de correcciones. Este simulador desarrollado en MATLAB utiliza el método de colocación para predecir las correcciones a aplicar al posicionamiento absoluto para obtener precisiones cercanas al posicionamiento relativo. Este método trabaja con observaciones de pseudodistancia y combina distintas técnicas de posicionamiento: absoluto mediante mínimos cuadrados, absoluto con

filtro de Kalman y relativo junto con filtro de Kalman. En este capítulo, en primer lugar revisaremos estas técnicas de posicionamiento y el método de colocación, necesarios para el desarrollo de este simulador de correcciones. A continuación, se presenta la implementación del método en sí.

3.1. Revisión de los métodos de posicionamiento usados en el simulador de correcciones

Principalmente se pueden diferenciar dos tipos de posicionamiento GNSS: absoluto y relativo. El posicionamiento absoluto utiliza en el cálculo de la posición del usuario los datos entre un único receptor GNSS y los satélites visibles durante la sesión de observación. La solución consiste en la intersección de todas las distancias satélite-receptor disponibles en el periodo de observación. El posicionamiento relativo utiliza las observaciones de estaciones que se encuentran a una cierta distancia para estimar la posición de una estación respecto a otra de coordenadas conocidas utilizando las dobles diferencias de observaciones. Un caso particular, es aquel en el que la estación de coordenadas conocidas es una estación permanente.

3.1.1. Posicionamiento absoluto con mínimos cuadrados (Least Squares Adjustment: LSA)

En nuestro caso, este tipo de posicionamiento se realiza con las observaciones de código o pseudodistancia, la ecuación de código en una época t se puede escribir de la siguiente manera:

$$P_r^s(t) = \rho_r^s(t) + c(dt_r(t) - dt^s(t)) + I_r^s(t) + T_r^s(t) + \nu_r^s(t) \quad (3.1)$$

donde c es la velocidad de la luz en el vacío, dt_r and dt^s son los offset de los relojes del receptor y satélite, respectivamente, $T_r^s(t)$ es el retardo troposférico, $I_r^s(t)$ es el retardo ionosférico, ν_r^s es el ruido de la observación de código y ρ_r^s es la distancia geométrica entre las posiciones del satélite y el receptor en coordenadas cartesianas geocéntricas. La posición del

3. Simulador de correcciones para el desarrollo de un método de posicionamiento con continuidad

satélite (X^s, Y^s, Z^s) se conoce a partir de las efemérides, el offset del oscilador del satélite (dt^s) también se conoce a partir de las efemérides y los retardos atmosféricos I_r^s y T_r^s se estiman a partir de modelos estándar. El mensaje enviado por EGNOS aporta además información más precisa para el cálculo de las órbitas, de los osciladores de los satélites y del retardo ionosférico. Por tanto, puede utilizarse para mejorar el posicionamiento absoluto, en concreto se obtienen precisiones dentro de 1-2 metros. Las incógnitas son: las coordenadas de la posición del receptor (X_r, Y_r, Z_r) y el offset del oscilador del receptor $\delta_r(t)$. Para poder linealizar la ecuación (3.1) es necesario conocer unos valores aproximados de la posición del receptor $(\tilde{X}_{r0}, \tilde{Y}_{r0}, \tilde{Z}_{r0})$ y en este caso las incógnitas son las correcciones a las posiciones aproximadas $(\Delta\tilde{X}_r, \Delta\tilde{Y}_r, \Delta\tilde{Z}_r)$ y el offset del oscilador del receptor $\delta_r(t)$. Un método de la estimación de las coordenadas aproximadas es el método de Bancroft (Bancroft, 1985).

En cada época se deben recibir datos GNSS de al menos 4 satélites, ya que hay cuatro incógnitas. Linealizando la ecuación (3.1), expresándola en forma matricial queda:

$$\ell = \mathbf{A} \mathbf{x}, \quad (3.2)$$

donde

$\ell = \begin{bmatrix} \ell^1 \\ \ell^2 \\ \vdots \\ \ell^s \end{bmatrix}$ es el vector de observaciones para los s satélites, en este caso pseudodistancias,

$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} a_{X_r}^1 & a_{Y_r}^1 & a_{Z_r}^1 & c \\ a_{X_r}^2 & a_{Y_r}^2 & a_{Z_r}^2 & c \\ \vdots & & & \vdots \\ a_{X_r}^s & a_{Y_r}^s & a_{Z_r}^s & c \end{bmatrix}$ es la matriz de diseño y

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \Delta \tilde{X}_r \\ \Delta \tilde{Y}_r \\ \Delta \tilde{Z}_r \\ \delta_r(t) \end{bmatrix}, \text{ es el vector de incógnitas}$$

con

$$a_{X_r}^s = -\frac{X^s(t) - \tilde{X}_{r0}}{\rho_r^s(t)},$$

$$a_{Y_r}^s = -\frac{Y^s(t) - \tilde{Y}_{r0}}{\rho_r^s(t)},$$

$$a_{Z_r}^s = -\frac{Z^s(t) - \tilde{Z}_{r0}}{\rho_r^s(t)} \text{ y}$$

$\rho_r^s(t)$ es la distancia geométrica aproximada.

Estas incógnitas se estiman aplicando la aproximación mínimo cuadrática, mediante la expresión (Hofmann-Wellenhof et al., 2008):

$$\hat{\mathbf{x}} = (\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{P} \ell \quad (3.3)$$

donde la matriz de pesos $\mathbf{P} = \mathbf{Q}_\ell^{-1}$, siendo \mathbf{Q}_ℓ la matriz cofactor relacionada con la matriz de covarianza de las observaciones mediante $\Sigma_\ell = \sigma_0^2 \mathbf{Q}_\ell$, siendo σ_0^2 la varianza a priori de peso unidad, normalmente se supone igual a uno. En la mayoría de los casos se supone \mathbf{Q}_ℓ igual a la identidad, es decir se suponen pseudodistancias independientes y de la misma precisión. En aquellos casos en que el receptor suaviza los códigos con las fases se puede utilizar una matriz cofactor distinta de la identidad (Bona, 2000).

3.1.2. Posicionamiento absoluto con filtro de Kalman (Kalman Filter: KF)

El filtro de Kalman es un algoritmo recursivo que proporciona un método de estimación paramétrico óptimo para sistemas lineales dinámicos. Se utiliza en el procesado de datos para la navegación en tiempo real porque no se basa solamente en la estimación de la posición a partir de las observaciones, si no que utiliza información sobre como evoluciona el sistema en el tiempo (es decir, la información de épocas pasadas contribuye a la estimación de las incógnitas en la época actual). En cada época el filtro de Kalman actualiza la estimación combinando las nuevas observaciones con la información estimada en épocas previas. Se

3. Simulador de correcciones para el desarrollo de un método de posicionamiento con continuidad

puede aplicar el filtro de Kalman a las posiciones estimadas con mínimos cuadrados en cada época para obtener otro tipo de posicionamiento absoluto.

El objetivo del filtro de Kalman es predecir la trayectoria de un cuerpo en movimiento en tiempo real, actualizando la estimación hecha en la época precedente a partir de las nuevas observaciones en la época considerada y la dinámica del sistema que se supone conocida.

Por un lado se tiene el modelo dinámico:

$$\begin{cases} X_{t+1} = T_{t+1}X_t + \varepsilon_{t+1} \\ X_0 = \bar{X}_0 + \varepsilon_0 \end{cases} \quad (3.4)$$

donde X_{t+1} representa el estado del sistema; T es la matriz de transición y ε_{t+1} es el error del modelo del estado del sistema; \bar{X}_0 representa el estado inicial.

La descripción estocástica del error del modelo viene dada por su media y su covarianza, es decir

$$E\{\varepsilon_t \varepsilon_t^+\} = \delta_{tt'} C_t^e \text{ con } \delta_{tt'} = \begin{cases} 0 & \text{si } t \neq t' \\ 1 & \text{si } t = t' \end{cases}$$

$$E\{\varepsilon_t\} = 0$$

Por otro lado, la ecuación de observación se puede escribir como:

$$Y_t = H_t X_t + \nu_t \quad (3.5)$$

donde Y_t representa nuestras observaciones; H_t es la matriz de diseño y ν_t es el ruido de las observaciones.

El modelo estocástico en este caso viene dado por:

$$E\{\nu_t \nu_t^+\} = \delta_{tt'} C_t^\nu \text{ con } \delta_{tt'} = \begin{cases} 0 & \text{si } t \neq t' \\ 1 & \text{si } t = t' \end{cases}$$

$$E\{\nu_t\} = 0$$

Se considera que el proceso de observación no tiene relación con la ecuación del sistema y por tanto $E\{\varepsilon_t \nu_t^+\} = 0$.

3.1. Revisión de los métodos de posicionamiento usados en el simulador de correcciones

Se tiene también otra información en la época t :

$$X_{t|t} = X_t + e_t$$

donde $X_{t|t}$ es la estimación del estado en la época t usando toda la información disponible hasta la época t ; e_t representa el error de esta estimación.

En este caso la descripción estocástica del error de estimación se puede escribir como:

$$E\{e_t e_{t'}^+\} = C_{tt'}^e; \text{ si } t = t' \quad E\{e_t e_t^+\} = C_t^e$$

$$E\{e_t\} = 0$$

Es importante resaltar que ε_{t+1} y ν_{t+1} son estocasticamente independientes del error de estimación e_t , en la época t , es decir

$$E\{e_t \nu_{t'}^+\} = 0 \text{ y } E\{e_t \varepsilon_{t'}^+\} = 0 \text{ con } t' > t$$

Todo esto se puede resumir, diciendo que la información disponible en la época $t + 1$ es la siguiente

$$\begin{cases} X_{t|t} &= X_t + e_t \\ X_{t+1} &= T_{t+1}X_t + \varepsilon_{t+1} \\ Y_{t+1} &= H_{t+1}X_{t+1} + \nu_{t+1} \end{cases} \quad (3.6)$$

Lo que se quiere es establecer un procedimiento para estimar X_{t+1} actualizando las estimaciones previas $X_{t|t}$ y por tanto el sistema anterior puede ser escrito como:

$$\begin{cases} X_{t+1} &= T_{t+1}X_{t|t} + \xi_{t+1} \\ Y_{t+1} &= H_{t+1}X_{t+1} + \nu_{t+1} \end{cases} \quad (3.7)$$

donde ξ_{t+1} es el error de la estimación del estado del sistema en la época $t + 1$, usando la dinámica del sistema y las observaciones hasta la época t . Puede escribirse como:

$$\xi_{t+1} = X_{t+1} - X_{t+1|t}$$

y estocasticamente puede ser descrito como:

$$E\{\xi_{t+1} \xi_{t+1}^+\} = C_{t+1}^e + T_{t+1}C_t^e T_{t+1}^+ = K_{t+1}$$

3. Simulador de correcciones para el desarrollo de un método de posicionamiento con continuidad

$$E\{\xi_{t+1}\} = 0$$

Minimizando, en el sentido de los mínimos cuadrados, la función objetivo

$$\Phi = \xi_{t+1}^+ K_{t+1}^{-1} \xi_{t+1} + \nu_{t+1}^+ C_\nu^{-1} \nu_{t+1} \quad (3.8)$$

donde $C_\nu = C_{t+1}^\nu$ para simplificar la notación, se obtiene el algoritmo recursivo del filtro de Kalman a partir de un valor inicial (Sansò, 2006):

$$\begin{aligned} X_{0|0} &= \bar{X}_0 \\ C_0^e &= C_0^\varepsilon \end{aligned} \quad (3.9)$$

Iterando:

$$\begin{aligned} K_{t+1} &= C_{t+1}^\varepsilon + T_{t+1} C_t^e T_{t+1}^+ \\ G_{t+1} &= K_{t+1} H_{t+1}^+ [C_{t+1}^\nu + H_{t+1} K_{t+1} H_{t+1}^+]^{-1} \\ X_{t+1|t+1} &= G_{t+1} Y_{t+1} + (I - G_{t+1} H_{t+1}) T_{t+1} X_{t|t} \\ C_{t+1}^e &= (I - G_{t+1} H_{t+1}) K_{t+1} \end{aligned} \quad (3.10)$$

Un ejemplo de aplicación del filtro de Kalman es aquel en el que tenemos un movimiento con aceleración constante. Este puede ser expresado como:

$$\begin{aligned} X_{t+1} &= X_t + v_t \\ v_{t+1} &= v_t + a_t \\ a_{t+1} &= a_t + \varepsilon_{t+1} \end{aligned} \quad (3.11)$$

donde X_t , v_t y a_t representan la posición, velocidad y aceleración en la época t respectivamente y ε_{t+1} es el error del modelo.

En notación matricial:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_{t+1} = \mathbf{T}\mathbf{X}_t + \varepsilon_{t+1} \\ \mathbf{X}_0 = \bar{\mathbf{X}}_0 + \varepsilon_0 \end{cases} \quad (3.12)$$

$$\text{donde } \mathbf{X}_t = \begin{pmatrix} X_t \\ v_t \\ a_t \end{pmatrix}; \mathbf{T} = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

3.1. Revisión de los métodos de posicionamiento usados en el simulador de correcciones

Si se supone que nuestras observaciones son las posiciones estimadas mediante satélites GNSS, entonces la ecuación de observación es

$$Y_t = X_t + \nu_t \quad (3.13)$$

que en notación matricial se puede escribir como:

$$\mathbf{Y}_t = \mathbf{H}\mathbf{X}_t + \nu_t \text{ con } \mathbf{H} = (1, 0, 0) \quad (3.14)$$

En el caso de un movimiento bidimensional con aceleración constante, generalizando (3.11) tendríamos como variable de estado:

$$\mathbf{X}_t = \begin{bmatrix} x_{1,t} \\ x_{2,t} \\ v_{1,t} \\ v_{2,t} \\ a_{1,t} \\ a_{2,t} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

la matriz de transición \mathbf{T}

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

y la matriz de diseño \mathbf{H}

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Considerando las correspondientes matrices de covarianza, basta aplicar las expresiones (3.10) para obtener las posiciones estimadas con el filtro de Kalman.

3.1.3. Posicionamiento relativo con filtro de Kalman

En este caso, la ecuación de observación que describe la pseudodistancia obtenida combinando las observaciones del receptor y de la estación permanente, con respecto al satélite pivot p (el mejor posicionado en términos de elevación) y cada satélite s , se define como:

$$P_{rm}^{ps}(t) = \rho_{rm}^{ps}(t) + I_{rm}^{ps}(t) + T_{rm}^{ps}(t) + \nu_{rm}^{ps}(t) \quad (3.18)$$

donde ρ_{rm}^{ps} es la combinación de las distancias geométricas entre los receptores r , m y los satélites p , s . $\nu_{rm}^{ps}(t)$ son las dobles diferencias del ruido de las observaciones de código doblemente diferenciadas. I_{rm}^{ps} y T_{rm}^{ps} son las dobles diferencias de los efectos ionosférico y troposférico respectivamente. Estos efectos atmosféricos se pueden considerar prácticamente cero si la distancia entre receptor y estación permanente no es mayor de 10 Km. Por lo tanto, si la distancia entre la estación permanente y el receptor es suficientemente pequeña, la ecuación (3.18) se puede simplificar como:

$$P_{rm}^{ps}(t) = \rho_{rm}^{ps}(t) + \nu_{rm}^{ps}(t) \quad (3.19)$$

Dado que estamos ante un problema no lineal, procedemos a linealizar esta ecuación. Se definen las siguientes variables:

- $X^s(t), Y^s(t), Z^s(t)$ son las coordenadas del satélite s en la época t .
- X_m, Y_m, Z_m son las coordenadas fijas de la estación permanente (no dependientes del tiempo).
- $X_r(t), Y_r(t), Z_r(t)$ son las coordenadas incógnita del receptor.
- $\tilde{X}_r(t), \tilde{Y}_r(t), \tilde{Z}_r(t)$ son las coordenadas aproximadas del receptor. En nuestro caso particular, el vector de estado sigue un modelo dinámico con aceleración constante, de esta manera la matriz de transición \mathbf{T} tiene la forma:

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{T}} & 0 \\ 0 & \mathbf{I} \end{bmatrix}, \text{ con } \bar{\mathbf{T}} = \begin{bmatrix} \mathbf{T}_n & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{T}_n & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{T}_n \end{bmatrix}, \text{ y } \mathbf{T}_n = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & \dots & \dots & 0 \\ 0 & 1 & 1 & \ddots & & \vdots \\ \vdots & \ddots & 1 & 1 & \ddots & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \ddots & \ddots & 0 \\ \vdots & & & \ddots & \ddots & 1 \\ 0 & \dots & \dots & \dots & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

donde $n = 2$ para el modelo de aceleración constante. Este modelo se aplica a las coordenadas aproximadas del receptor de manera que se tiene:

$$\tilde{X}_r(t) = X_r(t|t-1) = T\tilde{X}_r(t-1) = TX(t-1|t-1),$$

$$\tilde{Y}_r(t) = Y_r(t|t-1) = T\tilde{Y}_r(t-1) = TY(t-1|t-1),$$

$\tilde{Z}_r(t) = Z_r(t|t-1) = T\tilde{Z}_r(t-1) = TZ(t-1|t-1)$, siendo estas las coordenadas aproximadas por la linealización que representan las coordenadas predichas en $t-1$ sobre el modelo dinámico.

- $\tilde{\rho}_r^s(t)$ es la distancia entre el receptor y el satélite s , utilizando las coordenadas aproximadas del receptor.

La ecuación linealizada queda (Realini, 2009):

$$P_{rm}^{ps}(t) + a_{x_r}^{ps}\tilde{X}_r(t) + a_{y_r}^{ps}\tilde{Y}_r(t) + a_{z_r}^{ps}\tilde{Z}_r(t) - \tilde{\rho}_{rm}^{ps}(t) = a_{x_r}^{ps}X_r(t) + a_{y_r}^{ps}Y_r(t) + a_{z_r}^{ps}Z_r(t) + \nu_{rm}^{ps}(t) \quad (3.20)$$

donde

$$a_{x_r}^{ps} = \left[\frac{\tilde{X}_r(t) - X^p(t)}{\tilde{\rho}_r^p(t)} - \frac{\tilde{X}_r(t) - X^s(t)}{\tilde{\rho}_r^s(t)} \right],$$

$$a_{y_r}^{ps} = \left[\frac{\tilde{Y}_r(t) - Y^p(t)}{\tilde{\rho}_r^p(t)} - \frac{\tilde{Y}_r(t) - Y^s(t)}{\tilde{\rho}_r^s(t)} \right] \text{ y}$$

$$a_{z_r}^{ps} = \left[\frac{\tilde{Z}_r(t) - Z^p(t)}{\tilde{\rho}_r^p(t)} - \frac{\tilde{Z}_r(t) - Z^s(t)}{\tilde{\rho}_r^s(t)} \right].$$

El vector de observaciones para el código se expresa como:

$$\mathbf{Y}_t^{(\text{code})} = \begin{pmatrix} \vdots \\ P_{rm}^{ps}(t) + a_{x_r}^{ps}\tilde{X}_r(t) + a_{y_r}^{ps}\tilde{Y}_r(t) + a_{z_r}^{ps}\tilde{Z}_r(t) - \tilde{\rho}_{rm}^{ps}(t) \\ \vdots \end{pmatrix} \quad (3.21)$$

$\forall s \neq p$, donde s representa los satélites visibles. La matriz de transformación H relacionada

3. Simulador de correcciones para el desarrollo de un método de posicionamiento con continuidad

con las dobles diferencias de código es:

$$\mathbf{H}_t^{(\text{code})} = \begin{pmatrix} \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{x_r}^{ps}(t) & 0 & a_{y_r}^{ps}(t) & 0 & a_{z_r}^{ps}(t) & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{pmatrix} \quad (3.22)$$

y la correspondiente matriz de covarianza es

$$\mathbf{C}_t^{\nu(\text{code})} = \sigma_{\nu_{rm}^{ps}}^2 \begin{pmatrix} 1 & 0.5 & \cdots & 0.5 \\ 0 & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 0.5 \\ 0.5 & \cdots & 0.5 & 1 \end{pmatrix} \quad (3.23)$$

suponiendo que todas las observaciones de código son independientes y tienen la misma precisión. Como nuestro método se va a aplicar preferiblemente con receptores de bajo coste, hay que resaltar que en este caso las observaciones de pseudodistancia se pesan con un método basado en la elevación y en la potencia de la señal portadora/ruido (C/N_0) (Realini, 2009).

3.2. Revisión del método de colocación

En general, para aplicar el método de colocación se supone que las observaciones corresponden a un proceso aleatorio en el tiempo y que dichas observaciones están compuestas por señal más ruido (Barzaghi, 1989), es decir:

$$Y_0(t_i) = s(t_i) + \nu(t_i) \quad \text{con } i = 1, 2, \dots, N \quad (3.24)$$

Las observaciones tienen las siguientes propiedades estocásticas:

- La señal y el ruido tienen media cero $E[s(t_i)] = E[\nu(t_i)] = 0 \quad \forall t_i$
- La función de covarianza de la señal se expresa como $E[s(t_i)s(t_j)] = \mathbf{C}_{ss}(t_i, t_j)$
- La función de covarianza del ruido es

$$E[\nu(t_i)\nu(t_j)] = \mathbf{C}_{\nu\nu}(t_i, t_j) = \sigma_{\nu}^2 \delta_{ij} \quad \text{con } \delta_{ij} = \begin{cases} 1 & \text{si } i = j \\ 0 & \text{si } i \neq j \end{cases}$$

- La señal y el ruido están incorreladas, es decir $E[s(t_i)\nu(t_j)] = 0$

Queremos estimar la señal en t_0 mediante una combinación lineal de las observaciones, es decir estamos buscando:

$$\widehat{s}(t_0) = \sum_{i=1}^N \lambda_i y_{0i} = \lambda^T \mathbf{Y}_0 \quad (3.25)$$

Para determinar λ , se aplica el principio de Wiener-Kolmogorov:

$$E \{ [s(t_0) - \widehat{s}(t_0)]^2 \} = \min_{\lambda} \quad (3.26)$$

concretamente, se debe minimizar el error cuadrático medio. Como resultado de esta minimización se obtiene (Sansò et al., 1987):

$$\widehat{s}(t_0) = \mathbf{C}_{\mathbf{SS}_0}^T (\mathbf{C}_{\mathbf{SS}} + \mathbf{C}_{\nu\nu})^{-1} \mathbf{Y}_0 = \mathbf{C}_{\mathbf{SS}_0}^T \mathbf{C}^{-1} \mathbf{Y}_0 \quad (3.27)$$

donde \mathbf{C} es la función de covarianza empírica (Sansò and Schuh, 1987; Barzaghi and Sansò, 1983) y

$$\mathbf{C}_{\mathbf{SS}_0} = \begin{pmatrix} C_S(t_1, t_0) \\ C_S(t_2, t_0) \\ \vdots \\ C_S(t_N, t_0) \end{pmatrix}, \quad (3.28)$$

$$\mathbf{C}_{\mathbf{SS}} = \begin{pmatrix} C_S(t_1, t_1) & C_S(t_1, t_2) & \cdots & C_S(t_1, t_N) \\ C_S(t_2, t_1) & C_S(t_2, t_2) & \cdots & C_S(t_2, t_N) \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ C_S(t_N, t_1) & C_S(t_N, t_2) & \cdots & C_S(t_N, t_N) \end{pmatrix} \quad (3.29)$$

y

$$\mathbf{C}_{\nu\nu} = \begin{pmatrix} \sigma_\nu^2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \sigma_\nu^2 & \cdots & 0 \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & \sigma_\nu^2 \end{pmatrix} = \sigma_\nu^2 \mathbf{I}_N \quad (3.30)$$

En el caso particular en que t_0 no corresponda a un instante de observación, nos encontraremos ante una situación que se conoce como predicción, que es en concreto lo que ocurrirá en nuestro simulador de correcciones.

la siguiente sección se muestra como se ha implementado este método en el simulador de correcciones utilizando un ejemplo con datos reales donde se aprecia todo el proceso de una forma más visual.

3.3. Implementación del simulador de correcciones

El simulador de correcciones utiliza los tres tipos de posicionamiento descritos en este capítulo:

$$\mathbf{P}_{DD}(t) = \begin{pmatrix} E_{DD}(t) \\ N_{DD}(t) \\ U_{DD}(t) \end{pmatrix} \quad (3.32)$$

$$\mathbf{P}_{SAE}(t) = \begin{pmatrix} E_{SAE}(t) \\ N_{SAE}(t) \\ U_{SAE}(t) \end{pmatrix} \quad (3.33)$$

$$\mathbf{P}_{SA}(t) = \begin{pmatrix} E_{SA}(t) \\ N_{SA}(t) \\ U_{SA}(t) \end{pmatrix} \quad (3.34)$$

donde $\mathbf{P}_{DD}(t)$ es la posición estimada con las dobles diferencias de observaciones GNSS de código en la época t , $\mathbf{P}_{SAE}(t)$ es la posición estimada mediante posicionamiento absoluto y filtro de Kalman con observaciones de código y correcciones EGNOS en la época t y $\mathbf{P}_{SA}(t)$ es la posición estimada mediante posicionamiento absoluto y filtro de Kalman con observaciones de código en la época t . La parte correspondiente al filtro de Kalman se ha implementado utilizando varios módulos de software goGPS (Realini, 2009). Todos los posicionamientos están expresados en un sistema de referencia local. Debido a la baja precisión de la componente altimétrica en los receptores GPS de bajo coste, este método se utilizará solamente con las componentes planimétricas (E, N).

Para cada época se consideran dos variables:

$$\mathbf{r}_1(t) = \mathbf{P}_{DD}(t) - \mathbf{P}_{SAE}(t) \quad (3.35)$$

3. Simulador de correcciones para el desarrollo de un método de posicionamiento con continuidad

$$\mathbf{r}_2(t) = \mathbf{P}_{DD}(t) - \mathbf{P}_{SA}(t) \quad (3.36)$$

Por lo tanto, proyectando \mathbf{r}_1 y \mathbf{r}_2 en el sistema de referencia local y omitiendo la componente altimétrica, en cada época t se pueden considerar cuatro variables: $r_{1E}(t)$, $r_{1N}(t)$, $r_{2E}(t)$ y $r_{2N}(t)$. El método de colocación se aplicará sobre estas cuatro variables. La Figura 3.1 muestra un ejemplo de las variables de la componente Norte, N_{DD} , N_{SAE} y N_{SA} , tomando N_{DD} como referencia. Se aprecia como el posicionamiento absoluto aplicando correcciones EGNOS presenta una diferencia respecto al posicionamiento relativo inferior a medio metro, mientras que el posicionamiento absoluto sin correcciones EGNOS presenta más de un metro de diferencia. Esto da una idea de la disminución de calidad sufrida al pasar de un método de posicionamiento a otro. El método que se presenta pretende suavizar esta disminución. La Figura 3.2 muestra el comportamiento típico de r_{1E} . Para las demás componentes r_{1N} , r_{2E} y r_{2N} se obtienen figuras similares. Tal y como se desprende de esta figura, las observaciones no tienen media cero. Como hemos visto anteriormente, necesitamos que nuestro proceso tenga media nula para poder aplicar el método de colocación. Por ello se elimina la tendencia correspondiente mediante un polinomio de grado 3. Entonces, se calcula la función de covarianza empírica \mathbf{C} y se ajusta con una función de covarianza modelo $ae^{-bx} \cos(cx)$. La Figura 3.3 muestra un ejemplo de la función de covarianza empírica y la función de covarianza modelo para la componente Este de r_{1E} . Se han obtenido resultados similares para las otras componentes r_{1N} , r_{2E} y r_{2N} .

Una vez conocida la función de covarianza, el método de colocación se puede utilizar para predecir las correcciones a aplicar al posicionamiento absoluto, con o sin correcciones EGNOS, para así mejorar este posicionamiento absoluto mediante la ecuación (3.27). Una vez hecho esto, se añade la tendencia (eliminada anteriormente) para obtener los valores predichos correspondientes a (3.35) o (3.36), denotados como $\hat{\mathbf{r}}_1$ o $\hat{\mathbf{r}}_2$. De este modo la posición predicha vendrá dada por:

$$\hat{\mathbf{P}}_{\mathbf{r}_1}(t+1|\Delta t) = \mathbf{P}_{SAE}(t+1) + \hat{\mathbf{r}}_1(t+1|\Delta t) \quad (3.37)$$

o

$$\hat{\mathbf{P}}_{\mathbf{r}_2}(t+1|\Delta t) = \mathbf{P}_{SA}(t+1) + \hat{\mathbf{r}}_2(t+1|\Delta t) \quad (3.38)$$

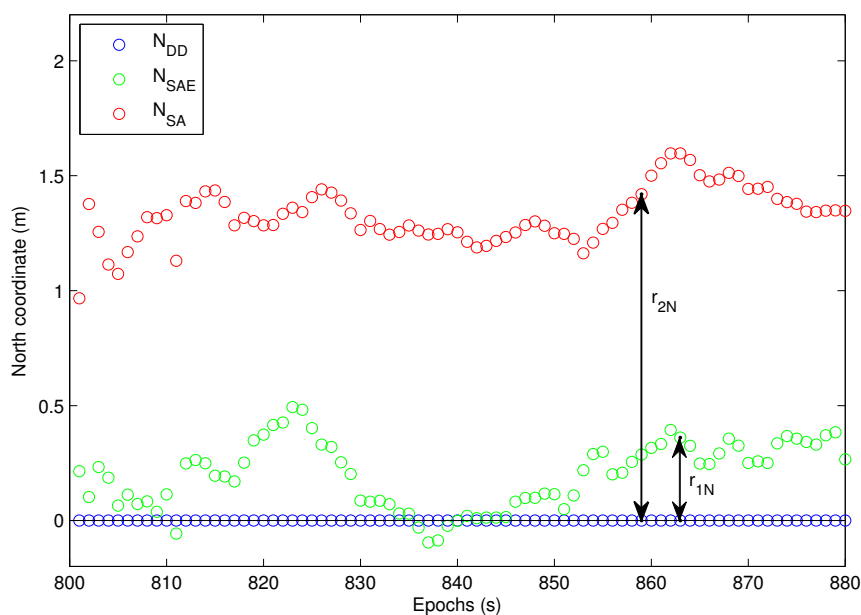


Figura 3.1: Diferencias de posición en metros entre N_{SAE} y N_{SA} con respecto a N_{DD} .

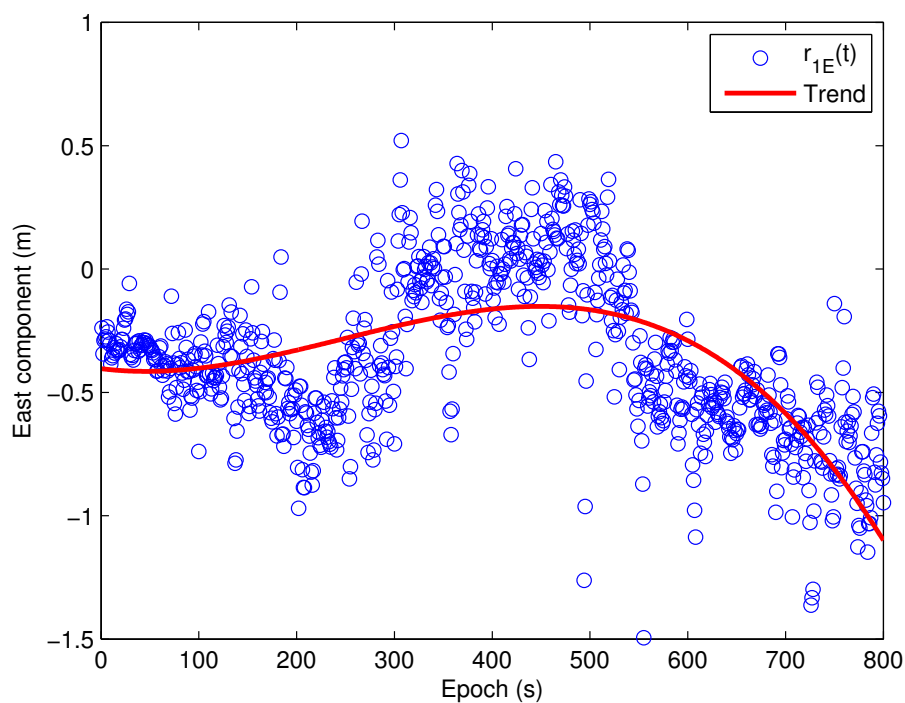


Figura 3.2: Comportamiento típico de r_{1E} .

3. Simulador de correcciones para el desarrollo de un método de posicionamiento con continuidad

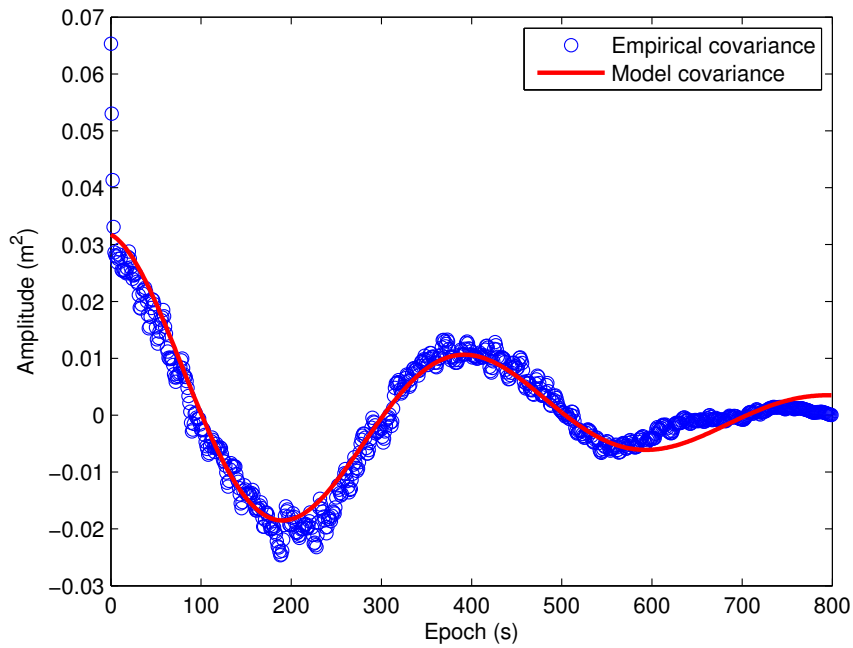


Figura 3.3: Función de covarianza empírica y función de covarianza modelo para la componente r_{1E} .

donde $\hat{r}_1(t + 1|\Delta t)$ y $\hat{r}_2(t + 1|\Delta t)$ representan la corrección calculada con un determinado número de épocas previas a $t + 1$ incluido en Δt . La Figura 3.4 muestra el diagrama de flujo del método propuesto.

En el siguiente capítulo se describen y se muestran los resultados de dos casos prácticos donde se ha aplicado este método de predicción, además se analiza el número de épocas previas a utilizar en la predicción para conseguir el mejor resultado.

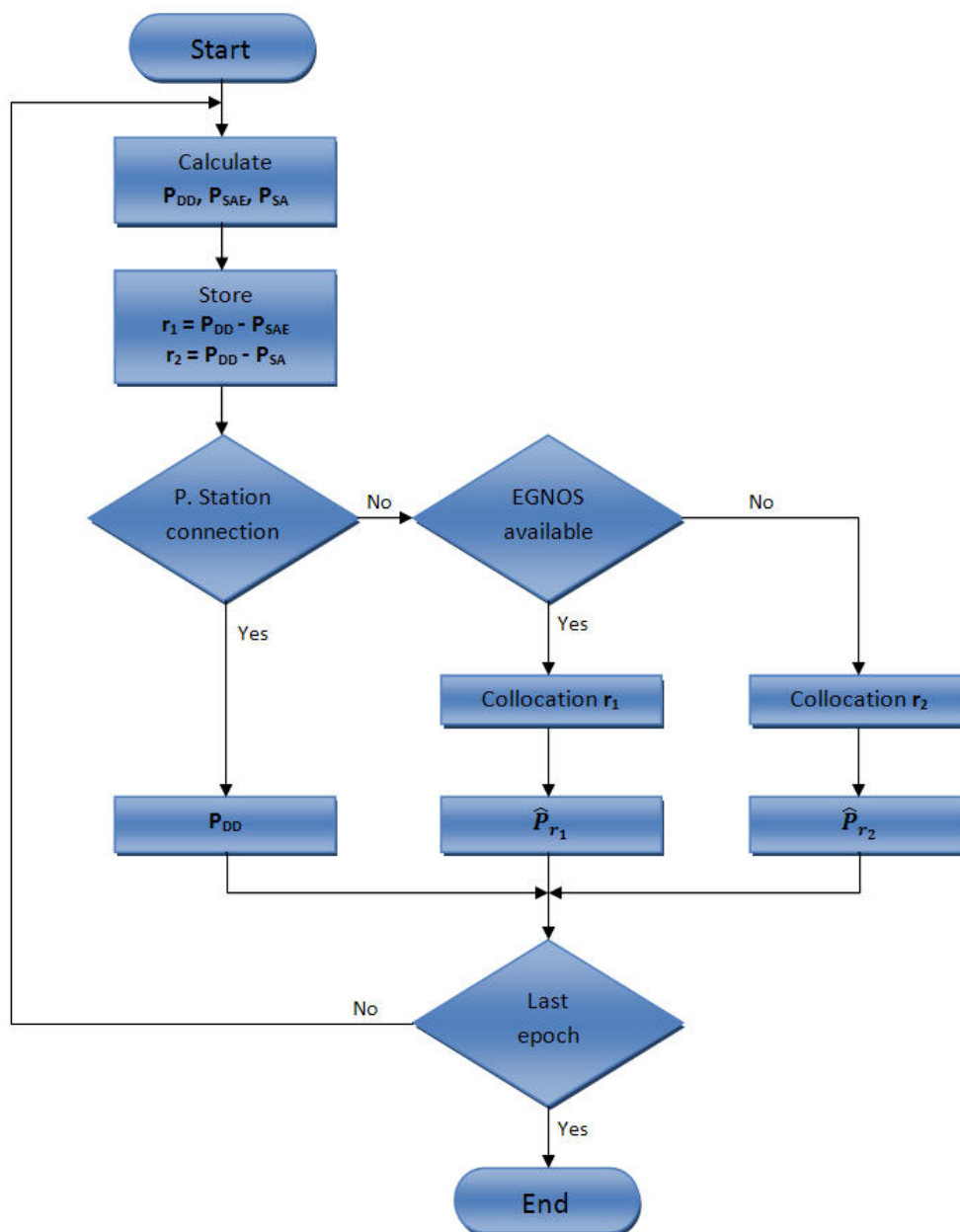


Figura 3.4: Diagrama de flujo del método propuesto.

Capítulo 4

Casos Prácticos

En este capítulo se presentan las pruebas realizadas con el simulador de observaciones. Para ello se han escogido dos estaciones IGS con datos disponibles para realizar la comparativa entre los datos de código y fase obtenidos mediante el simulador y los datos reales obtenidos por cada una de las estaciones. Además, los resultados obtenidos se comparan también con los simulados por el software Bernese para el caso de los satélites GPS, ya que la última versión del software Bernese no permite aún simular observaciones de la constelación Galileo. Como la finalidad del simulador de observaciones es poderlo usar para el desarrollo de algoritmos cuyo fin es el estudio de saltos de ciclo, estudio de la ionosfera y desarrollo de nuevas combinaciones lineales a partir de las nuevas frecuencias, también se incluyen algunos ejemplos para ilustrar que nuestro simulador puede ser usado en estos casos. En la segunda parte de este capítulo se muestran las pruebas realizadas con el simulador de correcciones para obtener un posicionamiento en tiempo real con continuidad. En este caso se han llevado a cabo dos pruebas para comprobar la eficacia del método propuesto, la primera sesión de observación se realizó a pie y con horizonte despejado para evitar las pérdidas de observaciones y la segunda, una prueba más realista, se realizó en un vehículo en un entorno urbano donde se suelen producir pérdidas con la estación permanente de referencia.

4.1. Pruebas del simulador de observaciones

Las dos estaciones IGS con datos disponibles elegidas para la prueba son San Fernando (España) y Auckland (Nueva Zelanda), con siglas SFER y AUCK respectivamente. Las simulaciones también se han realizado con el software Bernese utilizando los mismos datos de entrada y la misma configuración para poder comparar los resultados del simulador en igualdad de condiciones. El análisis compara los resultados obtenidos por nuestro simulador de observaciones, G&G Simulator, y por Bernese con los datos reales medidos por los receptores de dichas estaciones IGS. Para simular las observaciones de la constelación Galileo se ha elegido la estación IGS de DLF1 (Delft, Holanda). El receptor de esta estación visualiza los tres satélites Galileo operativos simultáneamente. En este caso no se pueden comparar los resultados obtenidos con nuestro simulador y el software Bernese ya que este último no soporta la constelación Galileo, por ello se van a comparar los resultados obtenidos con los datos reales recogidos por el receptor de la estación. A continuación se muestra la configuración aplicada en cada una de las simulaciones junto con los resultados obtenidos en cada caso.

4.1.1. Estación SFER

La estación IGS SFER dispone de un receptor Leica GR25 y una antena LEIAR20. Este tipo de receptor suaviza las observaciones de código con las fases. Aquí se muestran los datos configurados para la simulación, tanto para el simulador de observaciones como para el software Bernese:

- Coordenadas $[X, Y, Z]$ de la estación [m]: [5105518.913, -555145.702, 3769803.510]
- Fecha: 17/06/2015
- Constelación: GPS
- Efemérides: Transmitidas
- Máscara de elevación: 10°

4. Casos Prácticos

- Ionosfera: Archivo IONEX
- Troposfera: Saastamoinen
- Saltos de ciclo: no
- Ambigüedad de fase inicial: 0
- Multipath: no
- Ruido: no

Los datos de las efemérides transmitidas se descargan automáticamente del ftp de MGEX (Multi-GNSS Experiment). Las Figuras 4.1 y 4.2 muestran los resultados obtenidos para las frecuencias L1 y L2 respectivamente, para tres satélites GPS visibles por encima de la máscara de elevación desde las coordenadas de SFER ordenados de mayor a menor elevación.

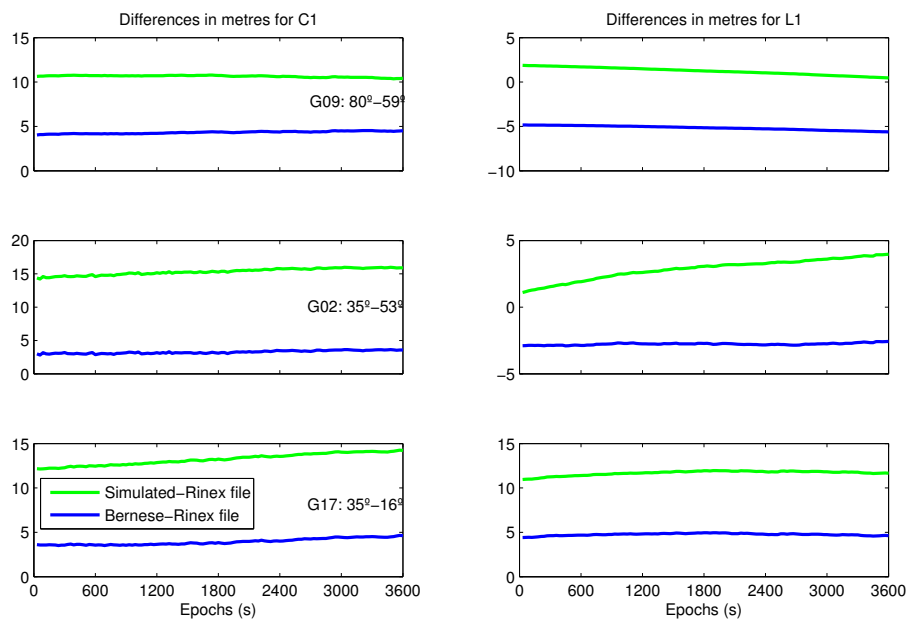


Figura 4.1: Comparativa de los resultados obtenidos para la frecuencia L1 con el simulador de observaciones y Bernese con los datos reales recogidos por la estación SFER, para 17 de junio de 2015 entre las 00:00:00 y las 01:00:00, con observaciones cada 30 segundos.

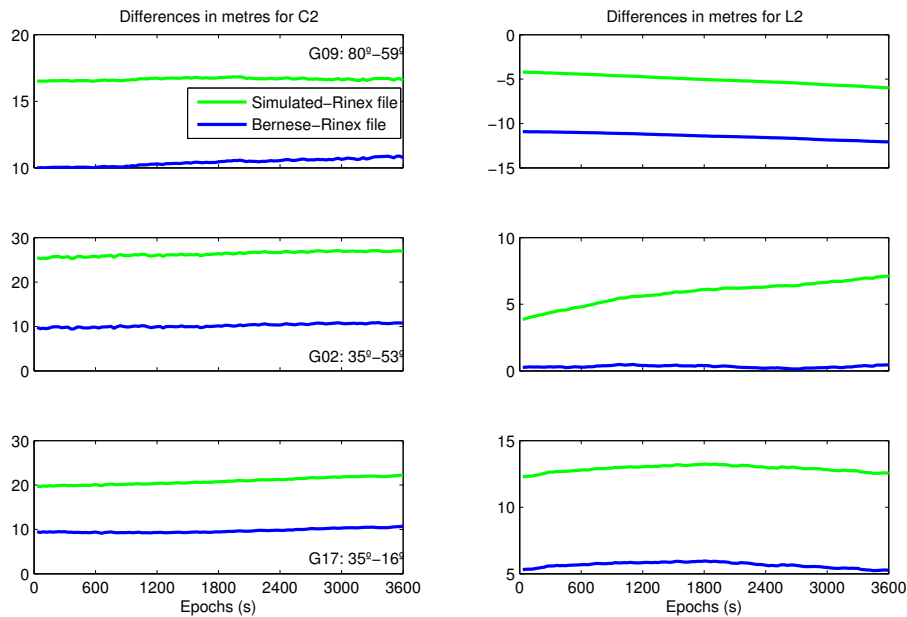


Figura 4.2: Comparativa de los resultados obtenidos para la frecuencia L2 con el simulador de observaciones y Bernese con los datos reales recogidos por la estación SFER, para 17 de junio de 2015 entre las 00:00:00 y las 01:00:00, con observaciones cada 30 segundos.

Esta figura muestra como el resultado para las fases generalmente se aproxima más a los datos reales cuando utilizamos nuestro simulador de observaciones. La diferencia entre las observaciones de fase y las generadas por nuestro simulador de observaciones es típicamente inferior a 2 metros para L1 y 5 metros para L2, mientras que el simulador de Bernese está normalmente por encima de 5 metros. Sin embargo, los resultados para el código se comportan mejor utilizando Bernese, entre 5 y 10 metros respecto a nuestro simulador. Hay que tener en cuenta que el receptor Leica GR25 suaviza las observaciones de código con las observaciones de fase, esta podría ser la razón por la que las observaciones de código simuladas por Bernese se comportan mejor.

4.1.2. Estación AUCK

En este caso, la estación IGS AUCK dispone de un receptor TRIMBLE NETR9 y una antena TRM55971.00, aquí se muestran los datos configurados para la simulación, tanto para el simulador de observaciones como para el software Bernese:

- Coordenadas $[X, Y, Z]$ de la estación [m]: [-5105681.403, -461564.010, -3782181.176]
- Fecha: 17/06/2015
- Constelación: GPS
- Efemérides: Transmitidas
- Máscara de elevación: 10°
- Ionosfera: Archivo IONEX
- Troposfera: Saastamoinen
- Saltos de ciclo: no
- Ambigüedad de fase inicial: 0
- Multipath: no
- Ruido: no

Los datos de las efemérides transmitidas, igual que en el caso anterior, se descargan automáticamente del ftp de MGEX (Multi-GNSS Experiment). Las Figuras 4.3 y 4.4 muestran los resultados obtenidos para la frecuencia L1 y L2 respectivamente, para tres satélites GPS visibles por encima de la máscara de elevación desde las coordenadas de AUCK ordenados de mayor a menor elevación.

4.1. Pruebas del simulador de observaciones

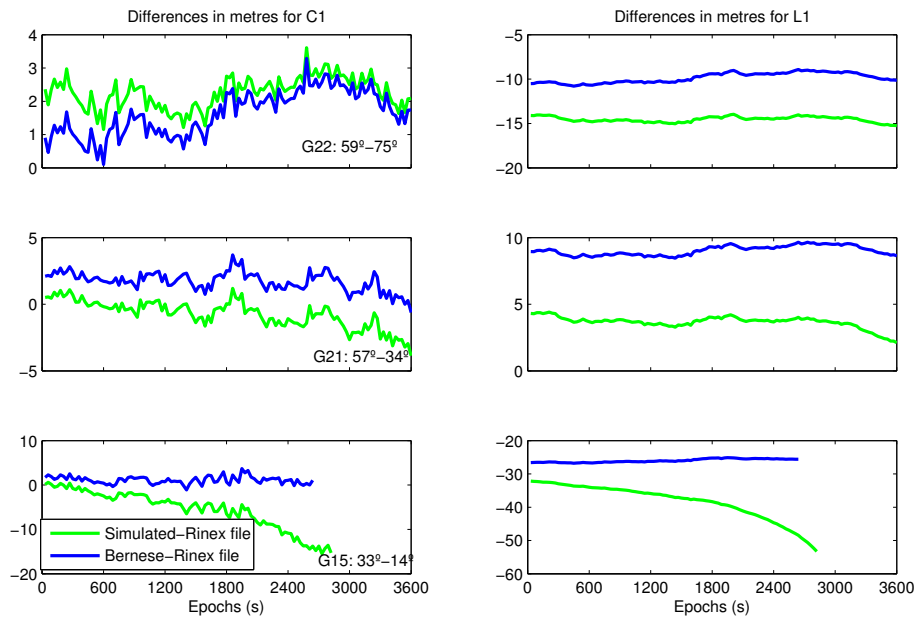


Figura 4.3: Comparativa de los resultados obtenidos para la frecuencia L1 con el simulador de observaciones y Bernese con los datos reales recogidos por la estación AUCK, para 17 de junio de 2015 entre las 00:00:00 y las 01:00:00, con observaciones cada 30 segundos.

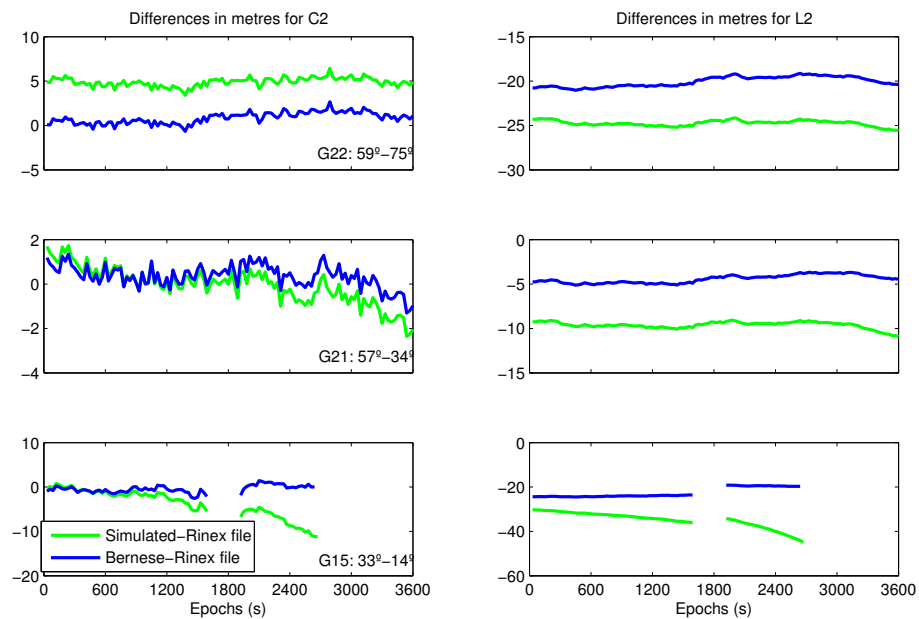


Figura 4.4: Comparativa de los resultados obtenidos para la frecuencia L2 con el simulador de observaciones y Bernese con los datos reales recogidos por la estación AUCK, para 17 de junio de 2015 entre las 00:00:00 y las 01:00:00, con observaciones cada 30 segundos.

En esta simulación los resultados entre ambos simuladores son más parecidos. Las observaciones de código se comportan mejor con nuestro simulador de observaciones, sin embargo las observaciones de fases muestran diferencias mayores con los datos reales tanto en el caso de Bernese como en el de nuestro simulador. El motivo podría ser haber usado un valor de ambigüedad inicial igual a cero en un receptor que no suaviza códigos y fases y que por tanto no realiza una primera estimación de la ambigüedad y no las introduce en las observaciones. Hay que decir también que tanto el modelado de la ionosfera como el de la troposfera como el uso de efemérides transmitidas deja siempre una parte residual que es en general del orden de pocos metros. Las discontinuidades corresponden a un satélite con baja elevación que está desapareciendo del horizonte del observador. Nótese que las observaciones de fase tanto de nuestro simulador de observaciones como del software Bernese obtienen en general peores resultados que en la simulación anterior.

4.1.3. Estación DLF1

La estación IGS DLF1 dispone de un receptor TRIMBLE NETR9 y una antena LEIAR25.R3, aquí se muestran los datos configurados para la simulación:

- Coordenadas $[X, Y, Z]$ de la estación [m]: [3924697.780, 301125.130, 5001905.290]
- Fecha: 06/09/2015
- Constelación: Galileo
- Efemérides: Transmitidas
- Máscara de elevación: 10°
- Ionosfera: Archivo IONEX
- Troposfera: Saastamoinen
- Saltos de ciclo: no
- Ambigüedad de fase inicial: 0
- Multipath: no
- Ruido: no

Los datos de las efemérides transmitidas, igual que en el caso anterior, se descargan automáticamente del ftp de MGEX (Multi-GNSS Experiment). Las Figuras 4.5, 4.6 y 4.7 muestran los resultados obtenidos para las señales E1, E5a y E5b respectivamente, para los 3 satélites Galileo visibles por encima de la máscara de elevación desde la estación de DLF1 ordenados de mayor a menor elevación. En este caso no se realiza la comparativa con Bernese ya que no permite simular datos Galileo.

De nuevo en un receptor que no suaviza los códigos con las observaciones de fase y no hace por tanto una primera estimación de la ambigüedad de fase inicial, se aprecia que la diferencia entre datos observados y simulados es menor en el caso de los códigos. Las diferencias entran dentro de unos órdenes de magnitud razonables, teniendo en cuenta los

4. Casos Prácticos

valores dados a los efectos de ionosfera, troposfera y productos de navegación presentados en el capítulo 2. Los valores más grandes corresponden a un satélite bajo en el horizonte.

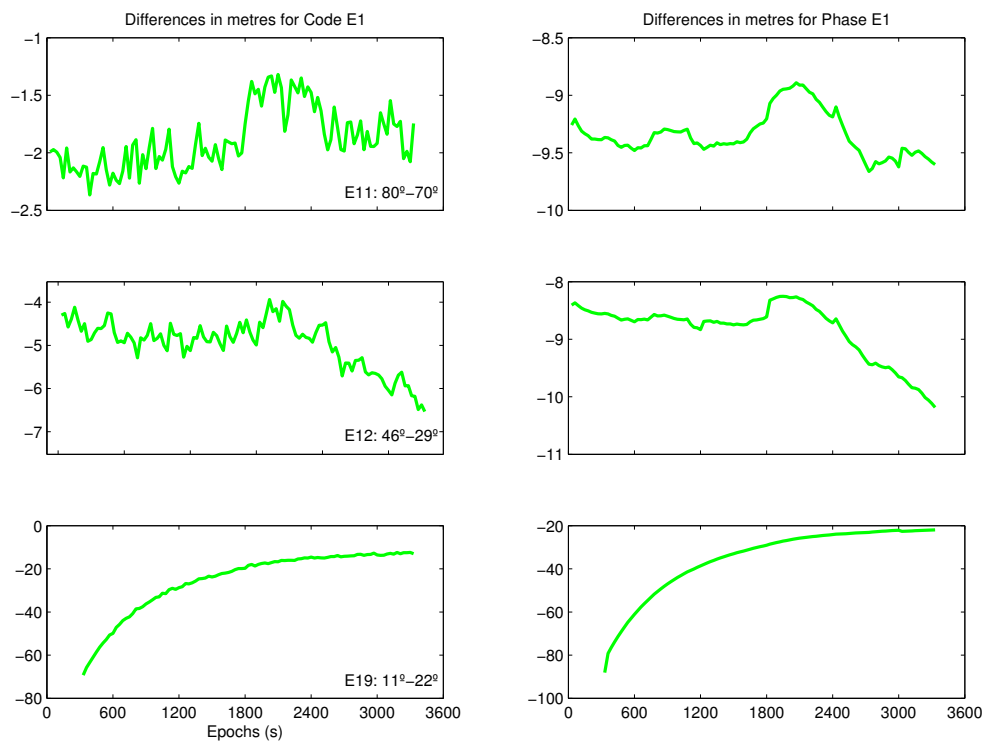


Figura 4.5: Comparativa de los resultados obtenidos para la señal E1 con el simulador de observaciones respecto a los datos reales recogidos por la estación DLF1, para el día 6 de septiembre de 2015 entre las 09:00:00 y las 10:00:00, con observaciones cada 30 segundos.

4.1. Pruebas del simulador de observaciones

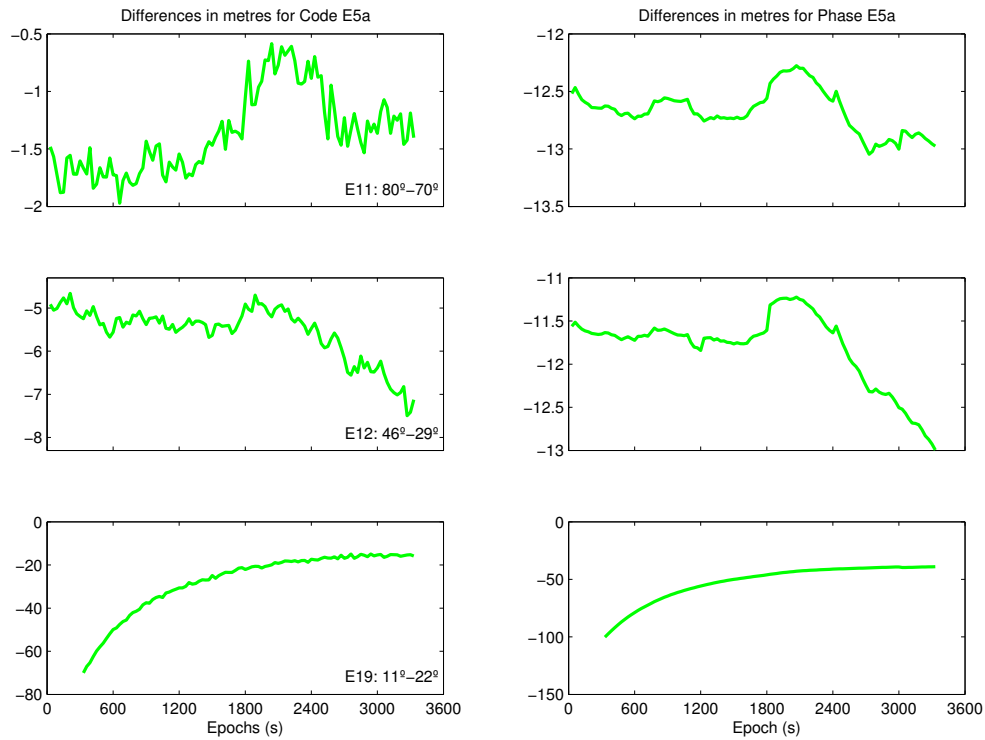


Figura 4.6: Comparativa de los resultados obtenidos para la señal E5a con el simulador de observaciones respecto a los datos reales recogidos por la estación DLF1, para el día 6 de septiembre de 2015 entre las 09:00:00 y las 10:00:00, con observaciones cada 30 segundos.

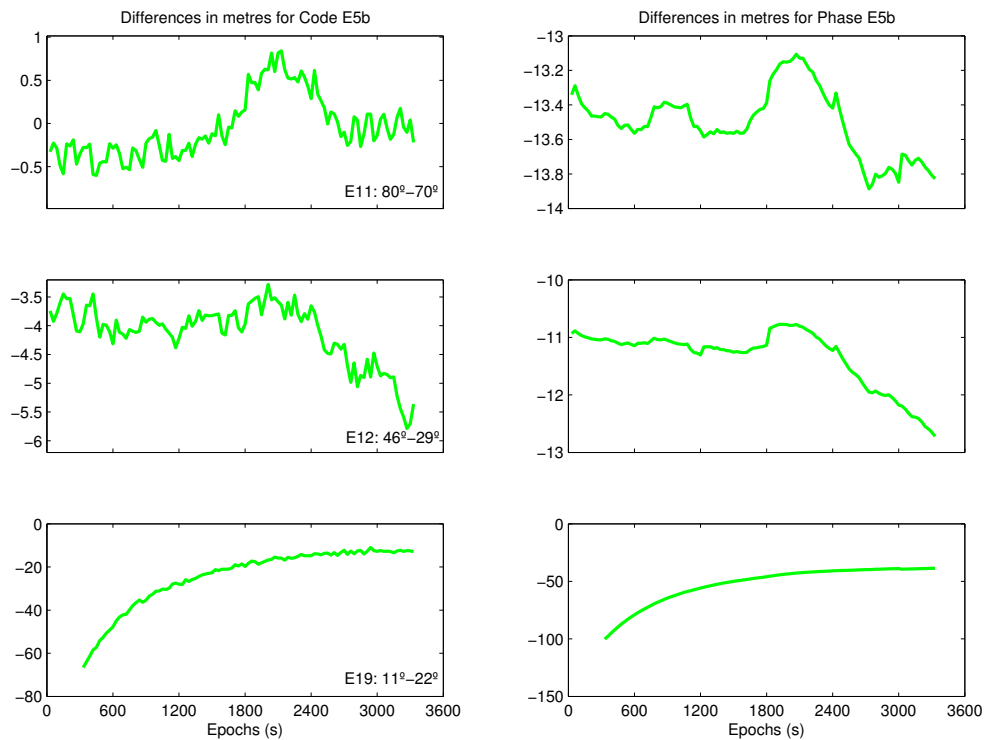


Figura 4.7: Comparativa de los resultados obtenidos para la señal E5b con el simulador de observaciones respecto a los datos reales recogidos por la estación DLF1, para el día 6 de septiembre de 2015 entre las 09:00:00 y las 10:00:00, con observaciones cada 30 segundos.

4.1.4. Modelos de ionosfera

Nuestro simulador permite utilizar para el modelado de la ionosfera los modelos de Klobuchar, NeQuick y los ficheros IONEX tal y como se ha explicado en la sección 2.4.1. Esto hace que este simulador pueda ser útil para el estudio de la ionosfera al poder comparar distintos modelos con combinaciones lineales de observaciones GPS o Galileo que reflejan el efecto ionosférico. Es decir, por ejemplo la combinación L1-L2 de datos GPS simulados con Klobuchar podría ser comparado con los ficheros IONEX o con el modelo de NeQuick. La combinación de datos Galileo E1-E5 simulado con IONEX podría ser comparado con los modelos de Klobuchar y NeQuick. Aquí se presenta una comparativa entre los modelos de

ionosfera de Klobuchar y NeQuick respecto de la ionosfera obtenida mediante los ficheros IONEX para las frecuencias GPS L1, L2 y L5. La Figura 4.8 muestra el retardo ionosférico calculado en la dirección receptor-satélite, para un satélite con elevación que va de 55° a 61° .

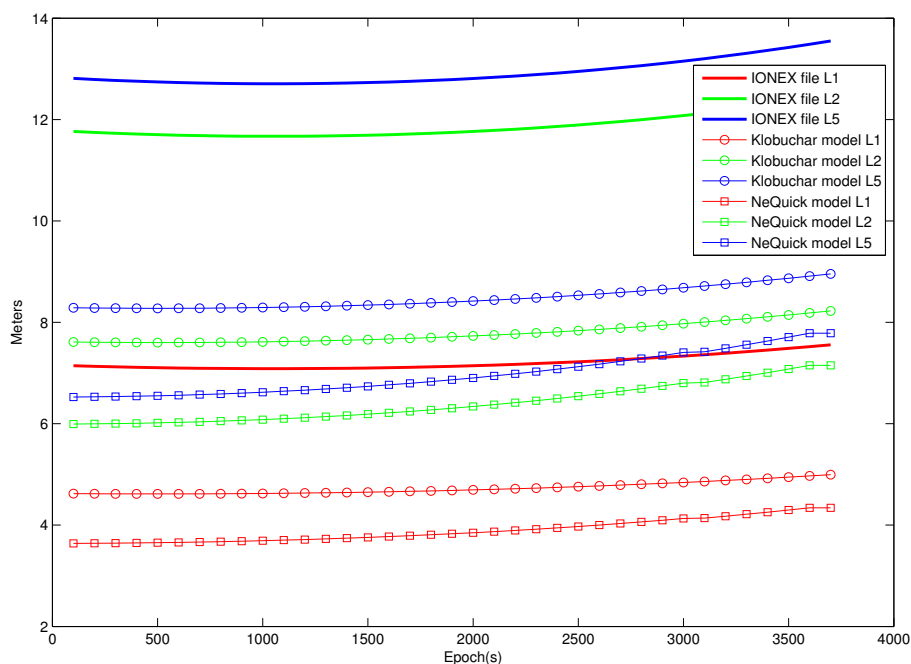


Figura 4.8: Comparativa entre los modelos de ionosfera de Klobuchar y NeQuick respecto de la ionosfera obtenida mediante ficheros IONEX para las frecuencias GPS L1, L2 y L5

En la figura se aprecia como en todos los casos el efecto ionosférico es menor para la frecuencia L1, como es de esperar. Comparando el efecto ionosférico obtenido con IONEX, Klobuchar y NeQuick para cada frecuencia se observa que las diferencias entre Klobuchar y NeQuick es del orden de dos metros, mientras que son más grandes cuando comparamos estos modelos con el modelo generado a partir del fichero IONEX.

También se pueden usar estos modelos en días de tormentas ionosféricas para comprobar como se comportan cada uno de ellos en condiciones de ionosfera extremas.

4.1.5. Saltos de ciclo

Como se decía en el capítulo anterior este simulador permite introducir saltos de ciclo en las tres frecuencias libres de GPS y Galileo y permite variar los niveles de ruido del código y la fase que pueden enmascarar el tamaño del salto de ciclo a la hora de su detección. Este caso, por ejemplo ocurre cuando se utiliza la combinación lineal L1-L2 y existe un salto 5 ciclos en L1 y un salto de 4 ciclos en L2. En la Figura 4.9 se presenta esta situación. En la combinación lineal sin ruido se aprecia el salto perfectamente, pero cuando hay ruido este salto queda enmascarado.

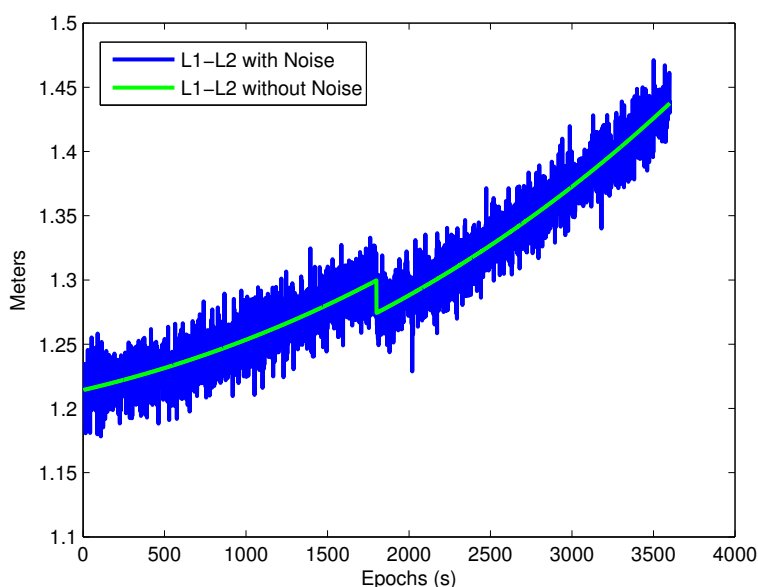


Figura 4.9: Combinación lineal L1-L2

En el nuevo escenario triple frecuencia también hay casos críticos en la detección de saltos de ciclos. Uno de ellos se produce por ejemplo cuando se utiliza la combinación lineal 2L5-L1-L2 y existe un salto de 3 ciclos en L1, un salto de 6 ciclos en L2 y un salto de 4 ciclos en L5. En la Figura 4.10 se presenta esta situación. En la combinación lineal sin ruido si se aprecia el salto ligeramente, pero cuando hay ruido (incluso cuando es bajo, 1 mm) este salto queda enmascarado. Haciendo un zoom (Figura 4.11) puede apreciarse el salto en las observaciones simuladas sin ruido, caso que no se da nunca en la realidad. Es decir, este es un caso en que para realizar un correcto procesado de los datos el algoritmo utilizado para

este fin debe detectar la época y la amplitud del salto en un entorno en que el ruido enmascara el salto y por tanto no resulta fácil la correcta estimación del mismo.

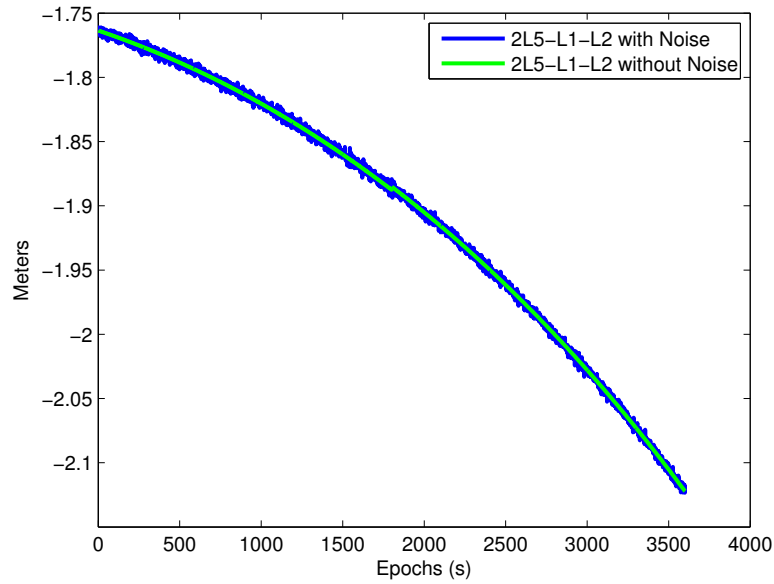


Figura 4.10: *Combinación lineal 2L5-L1-L2*

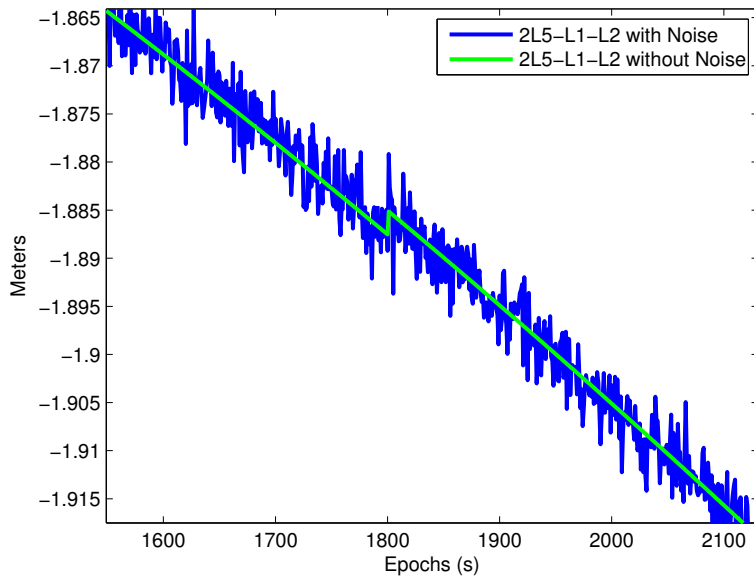


Figura 4.11: *Zoom en la zona de salto de ciclo para la combinación lineal 2L5-L1-L2*

4.2. Pruebas del simulador de correcciones

Para verificar el módulo de predicción se han realizado dos pruebas, una a pie y otra en coche. En esta sección se describe detalladamente cada una de las dos pruebas realizadas para su verificación.

Recordemos que la predicción de correcciones a aplicar al posicionamiento absoluto tiene como objetivo el desarrollo de un método de posicionamiento con continuidad que podría ser usado en tiempo real.

4.2.1. Test 1: Ruta a pie con horizonte despejado

El objetivo de este test es comparar las posiciones predichas con las estimadas con DD calculadas con las observaciones de la estación permanente y las del receptor u-blox. En este caso no queremos que se produzcan pérdidas de conexión con la estación para poder realizar la comparación, por ello un peatón recorrió un camino rectangular con horizonte despejado recogiendo datos cada segundo durante 15 minutos con un receptor de bajo coste ublox LEA-5T. En principio se pensó que quizá fuera necesario un receptor geodésico de doble frecuencia Leica Viva y se incluyó en la prueba por si se producían pérdidas de conexión con la estación permanente. No las hubo y por tanto, aunque aparece en la Figura 4.13 (a), no usamos sus datos. El camino recorrido en la prueba se muestra en la Figura 4.12. Las antenas de los receptores están separadas 30 centímetros. Los diferentes tipos de posicionamiento descritos en la sección 3.1 se usan para estimar la posición del receptor de bajo coste cada segundo. En particular se ha usado el posicionamiento relativo con código (DD), posicionamiento stand-alone con código y correcciones EGNOS (SAE), y posicionamiento stand-alone con código (SA). La estación permanente utilizada en el posicionamiento relativo fue la estación de la Universidad de Jaén, perteneciente a la Red Andaluza de Posicionamiento (RAP) (<http://www.ideandalucia.es/portal/web/portal-posicionamiento/rap>). Esta estación permanente está situada en la terraza del Colegio Mayor Domingo Savio de la Universidad de Jaén, a unos 800 metros del camino realizado en esta prueba. La elección del lugar donde realizar la prueba se basa en dos características principales: estar cerca de una



Figura 4.12: Ruta a pie con horizonte despejado (Mapa: ©2014 Google based on BCN IGN España).

estación permanente y tener horizonte despejado, para reducir todo lo posible las pérdidas de conexión con la estación permanente. De hecho, durante los 15 minutos de recogida de datos no se perdió la conexión en ningún momento. Para analizar la eficacia del método se eliminaron intencionadamente del procesado algunas observaciones de la estación permanente para comprobar a posteriori las diferencias entre los valores predichos y los estimados por las DD.

Un punto crítico del método es la elección del número de muestras previas a utilizar para la predicción cuando se pierde la conexión con la estación permanente. Para ello se ha llevado a cabo un análisis empírico. Los resultados correspondientes a la diferencia entre las posiciones predichas y la posición estimada con DD utilizando r_1 se resumen en la Tabla 4.1. Cada celda contiene los tres valores medios de cada tipo de posicionamiento y su correspondiente desviación típica entre paréntesis. Concretamente, el primer valor representa el valor medio de la diferencia entre las posiciones predichas y la posición estimada con las dobles diferencias de observaciones de código; el segundo valor representa el valor medio de la diferencia entre las posiciones obtenidas con posicionamiento stand-alone aplicando correc-

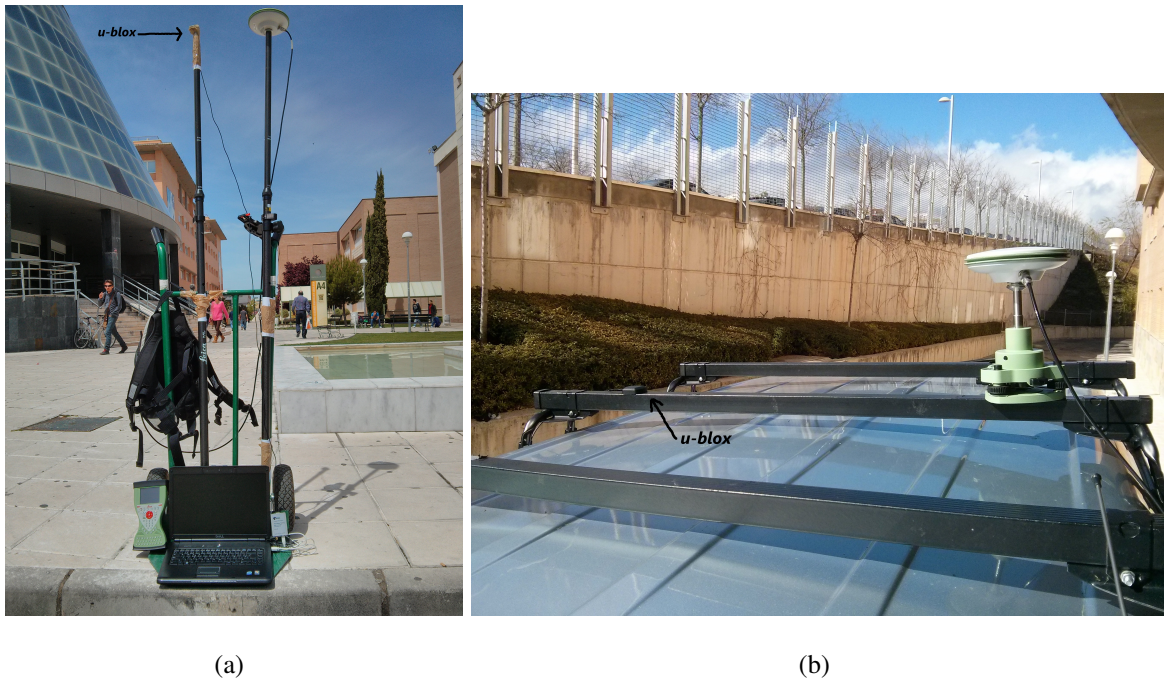


Figura 4.13: *Receptores utilizados en los tests. (a) Test 1: Ruta a pie (b) Test 2: Ruta en coche.*

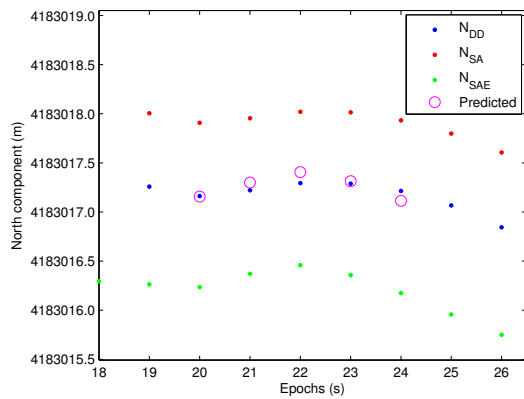
ciones EGNOS y la posición estimada con las dobles diferencias de observaciones de código; y finalmente el tercer valor corresponde al valor medio de la diferencia entre las posiciones obtenidas con posicionamiento stand-alone y la posición estimada con las dobles diferencias de observaciones de código. Observando la Tabla 4.1, se puede concluir que cuando se predicen pocas épocas es mejor utilizar pocos datos de épocas previas para la predicción. El mejor caso se produce cuando se utilizan 20 épocas. El peor caso se produce cuando se quieren predecir 25 épocas utilizando solamente datos de 10 épocas previas. Sin embargo, si se predicen 25 épocas utilizando datos de 70 épocas previas se mejoran los resultados estimados por el posicionamiento stand-alone con o sin correcciones EGNOS. Predecir 25 épocas es un caso atípico, lo normal es que el número de épocas perdidas debido a fallos de conexión con la estación permanente sea menor.

La Figura 4.14 muestra el resultado obtenido después de eliminar algunas posiciones conocidas calculadas con posicionamiento relativo para predecirlas con nuestro método. En general, las posiciones predichas se ajustan a las estimadas por las dobles diferencias de

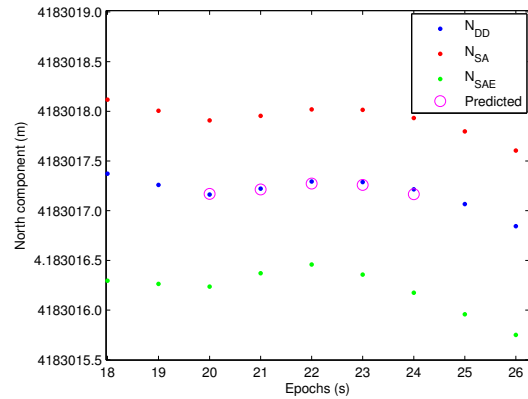
Tabla 4.1: Diferencias medias de los distintos tipos de posicionamiento y su desviación típica entre paréntesis. Primera fila: diferencias entre las posiciones predichas y las estimadas por las DD. Segunda fila: diferencias entre las posiciones estimadas con SAE y las estimadas por las DD. Tercera fila: diferencias entre las posiciones estimadas con SA y las estimadas por las DD. Todas las diferencias están expresadas en metros.

Nº de épocas previas	Nº de épocas predichas					
	1	2	3	5	10	25
10	0.006	0.084 (0.113)	0.177 (0.182)	0.436 (0.395)	1.691 (1.641)	15.069 (15.689)
	0.897	0.902 (0.023)	0.907 (0.026)	0.950 (0.089)	1.038 (0.127)	0.966 (0.176)
	1.169	1.176 (0.030)	1.181 (0.026)	1.153 (0.055)	1.134 (0.058)	1.117 (0.122)
20	0.007	0.042 (0.059)	0.067 (0.063)	0.065 (0.083)	0.201 (0.216)	1.991 (2.102)
	0.979	0.938 (0.057)	0.919 (0.052)	0.955 (0.092)	0.963 (0.188)	0.945 (0.155)
	1.134	1.108 (0.043)	1.082 (0.061)	1.057 (0.060)	1.077 (0.158)	1.148 (0.121)
40	0.034	0.057 (0.039)	0.073 (0.048)	0.113 (0.091)	0.229 (0.153)	0.676 (0.500)
	0.964	0.952 (0.018)	0.949 (0.015)	0.939 (0.022)	0.939 (0.026)	1.018 (0.128)
	1.231	1.249 (0.028)	1.252 (0.029)	1.250 (0.023)	1.217 (0.051)	1.244 (0.080)
70	0.097	0.080 (0.073)	0.211 (0.293)	0.229 (0.250)	0.208 (0.230)	0.279 (0.212)
	0.988	1.000 (0.088)	1.083 (0.313)	1.067 (0.263)	1.076 (0.225)	1.028 (0.201)
	1.332	1.292 (0.057)	1.269 (0.061)	1.256 (0.049)	1.276 (0.052)	1.301 (0.138)

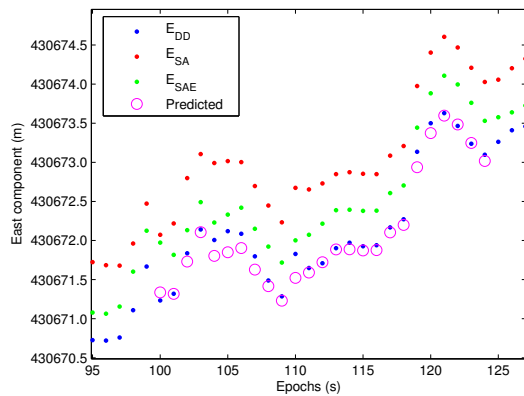
4. Casos Prácticos



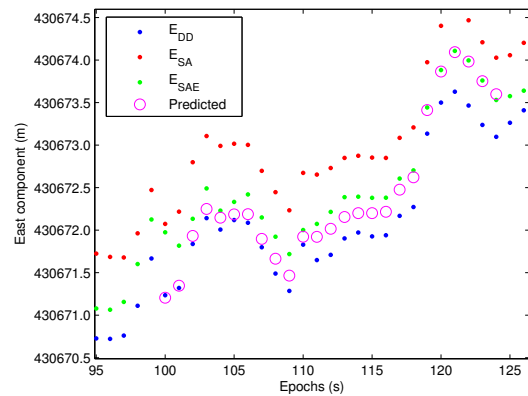
(a)



(b)



(c)



(d)

Figura 4.14: Ejemplo de predicción. (a) y (b) corresponden a la componente Norte utilizando 20 épocas previas para predecir las 5 siguientes con r_{1N} and r_{2N} respectivamente. (c) y (d) corresponden a la componente Este utilizando 100 épocas previas para predecir las 25 siguientes con r_{1E} and r_{2E} respectivamente.

código. Las Figuras 4.14 (a) y (b) muestran la predicción de 5 posiciones utilizando datos de 20 épocas previas para la componente Norte con r_1 y r_2 , respectivamente. En este caso, las diferencias mínimas y máximas entre las posiciones predichas y las obtenidas mediante DD son 0.006 m y 0.112 m para r_{1N} , respectivamente, y para r_{2N} son 0.005 m y 0.048 m, respectivamente. Las Figuras 4.14 (c) y (d) muestran la predicción de 25 posiciones utilizando datos de 100 épocas previas para la componente Este con r_1 y r_2 , respectivamente. Para el caso de la componente Este los resultados son un poco peores que en el caso de la componente Norte, las diferencias mínimas y máximas entre las posiciones predichas y las obtenidas mediante DD son 0.005 m y 0.304 m para r_{1E} , respectivamente, y para r_{2E} son 0.027 m y 0.517 m, respectivamente. Finalmente, la Figura 4.15 muestra la ruta en dos dimensiones que se ha obtenido a partir de los datos usados en las Figuras 4.14 (c) y (d). El promedio de las diferencias entre las posiciones predichas y las estimadas mediante DD de código es de 0.32 m con una desviación típica de 0.156 m. Hay que tener en cuenta que el camino se recorre en el sentido horario y las predicciones se realizan justo después de una curva, es normal que la predicción se comporte peor en el segundo caso. En este test, las posiciones obtenidas mediante el receptor Leica Viva en modo RTK se muestran sólo para comprobar que se ajustan a las posiciones estimadas mediante las DD con el receptor de bajo coste.

Los resultados muestran un buen ajuste entre las posiciones predichas y las posiciones estimadas con dobles diferencias de código, pero estos resultados son muy optimistas ya que la ruta la ha realizado un peatón que camina despacio, además la estación permanente está muy cerca de la ruta y se dispone de horizonte despejado. El siguiente test se realiza bajo una situación más real.

4.2.2. Test 2: Ruta en coche en entorno urbano

En este segundo test el objetivo es probar el método en un caso más cercano a la realidad en el que se pierde la conexión con la estación permanente y comparar las posiciones predichas en las épocas con pérdidas de conexión con la posición estimada por el receptor Leica Viva en modo RTK. Para ello, la ruta se realiza en coche en un entorno urbano (ver Figura

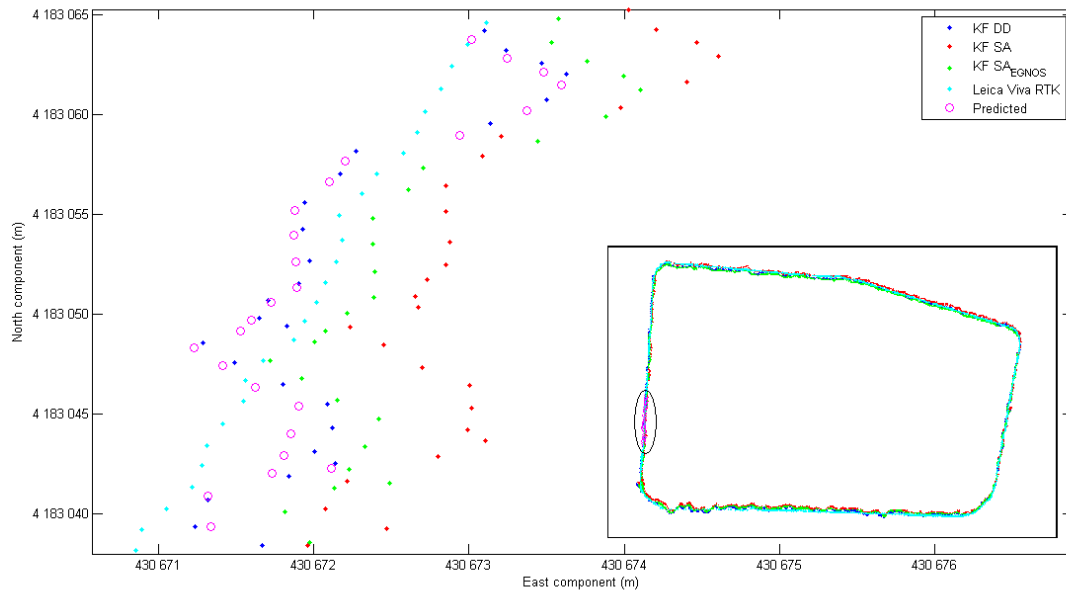


Figura 4.15: Ruta en dos dimensiones obtenida con 25 épocas predichas utilizando datos de 100 épocas previas.

4.16) durante 12 minutos recibiendo observaciones GPS cada segundo.

La Figura 4.13 (b) muestra la posición de las antenas en el coche, estas tienen una separación de 80 cm. En este caso se utilizaron los mismos receptores que en el test anterior y se calcularon los mismos tipos de posicionamiento, es decir, dobles diferencias de código, stand-alone con código y correcciones EGNOS, y stand-alone con código sin correcciones EGNOS. Para el posicionamiento relativo se utilizó otra vez la estación permanente de la Universidad de Jaén. La estación permanente está situada a un kilómetro de distancia de la ruta realizada y en este caso el entorno es urbano con edificios y árboles grandes. Este tipo de entorno provocó varias pérdidas de conexión con la estación permanente, de hecho, durante el test se perdieron datos de 20 épocas. Observando los datos de la tabla del test anterior, se ha elegido el mejor caso y se utilizan las 20 épocas previas para predecir las posiciones de las épocas perdidas cuando es posible, en los demás casos se han utilizado las épocas disponibles entre dos pérdidas de conexión. Durante el test se recibieron siempre las correcciones EGNOS y por lo tanto se ha utilizado r_1 para predecir las posiciones donde se perdió



Figura 4.16: Ruta en coche en entorno urbano (Mapa: ©2014 Google basado en BCN IGN España).

4. Casos Prácticos

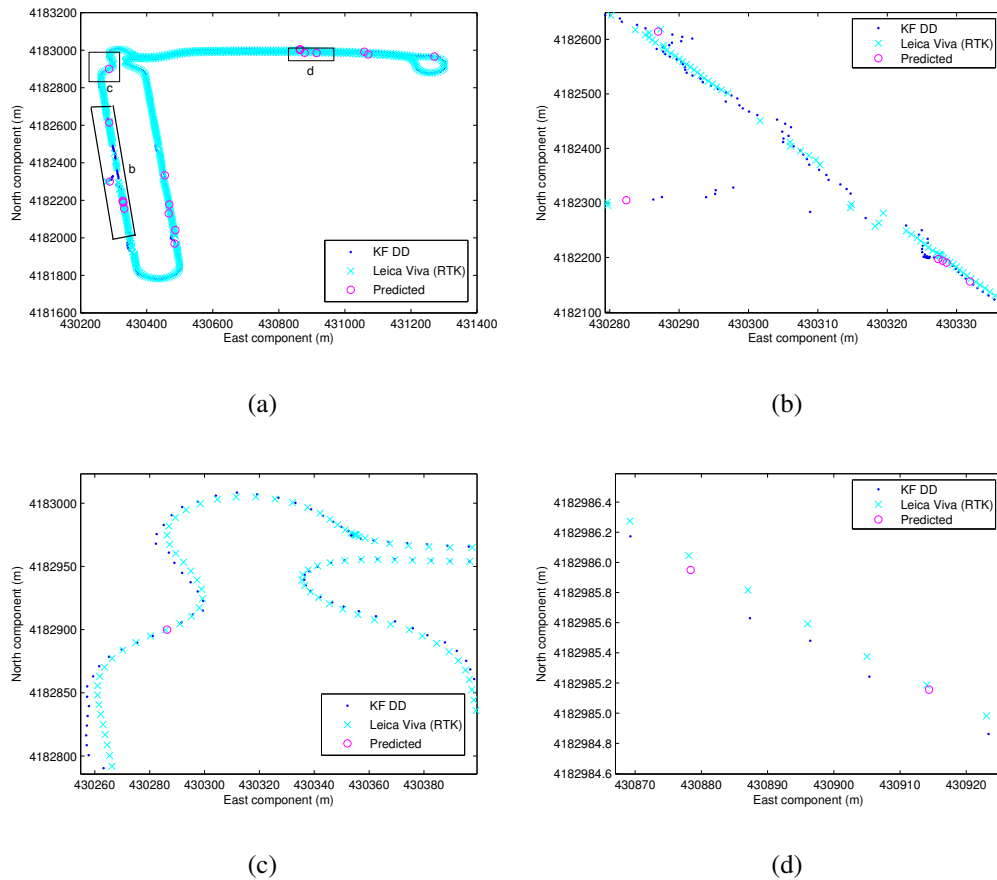


Figura 4.17: Posiciones obtenidas durante la ruta en coche en entorno urbano. (a) Ruta (b), (c) y (d) Zonas ampliadas.

la conexión.

La Figura 4.17 muestra la ruta recorrida en dos dimensiones, las posiciones estimadas mediante el receptor de bajo coste con dobles diferencias de código, las posiciones estimadas por el receptor Leica Viva en modo RTK y las posiciones predichas por el método. Se puede apreciar como algunas veces el receptor Leica Viva pierde más datos que el receptor de bajo coste. Este hecho demuestra la importancia de disponer de un sistema integrado de posicionamiento con continuidad para las aplicaciones que requieren esta continuidad en el posicionamiento. De la Figura 4.17 se desprende que en una de las 20 épocas predichas no funciona del todo bien (Figura 4.17 (b)), pero es debido a que en las épocas anteriores las dobles diferencias tampoco funcionaban correctamente.

Tabla 4.2: Diferencias entre los distintos tipos de posicionamiento y la posición estimada por el receptor Leica Viva en modo RTK como referencia a lo largo de la ruta.

Tipos de posicionamiento	Media (m)	Desv (m)	Min (m)	Max (m)
SA	8.501	14.660	2.537	58.198
SAE	5.379	7.336	1.509	24.358
$\hat{\mathbf{P}}_{r_1}(t+1 _{20})$	2.415	2.357	0.604	7.779
$\hat{\mathbf{P}}_{r_2}(t+1 _{20})$	2.782	2.296	0.709	8.213
$\hat{\mathbf{P}}_{r_1}(t+1 _{50})$	2.993	2.491	0.565	7.779
$\hat{\mathbf{P}}_{r_2}(t+1 _{50})$	2.653	2.362	0.314	8.213

La tabla 4.2 muestra las mejoras introducidas por el método comparando los distintos tipos de posicionamiento en relación con las posiciones obtenidas por el receptor Leica Viva en modo RTK. Además se ha introducido en la tabla la predicción usando 20 épocas sin correcciones EGNOS y la predicción usando 50 épocas previas tanto en el caso de predicción usando EGNOS como sin EGNOS para corroborar que el uso de 20 épocas previas obtiene los mejores resultados. Es decir, para cuantificar la bondad del método se han considerado $\hat{\mathbf{P}}_{r_1}(t+1|_{20})$, $\hat{\mathbf{P}}_{r_2}(t+1|_{20})$, $\hat{\mathbf{P}}_{r_1}(t+1|_{50})$ y $\hat{\mathbf{P}}_{r_2}(t+1|_{50})$. Cuando el receptor Leica Viva no pierde la conexión con la estación, la solución estimada por éste se considera la mejor solución y se utiliza como posición verdadera para comparar. Es importante señalar que las posiciones obtenidas con el receptor Leica Viva se han desplazado a la posición de la antena del receptor de bajo coste, ya que las antenas están separadas 80 centímetros, mediante el software AUTOCAD (<http://www.autodesk.es/>). Observando los resultados, las posiciones obtenidas por el método dan una media y una desviación típica considerablemente inferiores a las obtenidas por el posicionamiento absoluto con y sin correcciones EGNOS cuando se pierde la conexión con la estación permanente. De hecho, los valores predichos mejoran la posición en 6 metros respecto al posicionamiento sin EGNOS y en 3 metros respecto al posicionamiento absoluto con EGNOS.

Capítulo 5

goGPS: software MATLAB de código abierto

Durante el desarrollo de esta tesis se han realizado dos estancias en el Politécnico de Milán donde se comenzó a trabajar en el proyecto goGPS (<http://www.gogps-project.org>).

En particular, algunos módulos del simulador de observaciones han sido implementados en goGPS, por ejemplo el posicionamiento absoluto con y sin correcciones EGNOS en tiempo real y en postproceso y en un entorno multiconstelación. Por otro lado, otros módulos implementados en goGPS han sido usados para el desarrollo de nuestro simulador de correcciones, por ejemplo la parte del filtro de Kalman. Todo este trabajo ha llevado a incluir una serie de mejoras y novedades en la versión inicial del programa y a la publicación de una versión oficial del mismo en la revista GPS Solutions.

El desarrollo de goGPS comenzó en 2007 en el Politécnico de Milán, Campus de Como (Italia) y en 2009 se publicó la primera versión, gratuita y de código abierto, bajo licencia GPLv3, y aunque es capaz de procesar datos de cualquier receptor, se centra en el procesamiento de observaciones de receptores de bajo coste. Desde entonces, este software basado en MATLAB está en continua evolución, mejorando la estabilidad e incorporando nuevas funcionalidades gracias a la colaboración de distintos grupos de investigación. En la revista GPS Solutions se ha publicado en 2015 (DOI: 10.1007/s10291-015-0469-x) la última versión del

software MATLAB goGPS v0.4.2 junto con su manual de usuario incluido en el anexo A de esta tesis. Es importante decir que goGPS no necesita ninguna toolbox de MATLAB en especial para funcionar, sólo si un usuario quiere conectar un receptor al puerto COM necesita la Instrumental Control Toolbox.

goGPS procesa observaciones de código y fase monofrecuencia (L1) época por época con ajuste mínimos cuadrados (LSA) o también con filtro de Kalman extendido (EKF) aplicado a observaciones tanto sin diferenciar como doblemente diferenciadas. goGPS puede aplicar diferentes estrategias de pesado de observaciones: basadas en la elevación del satélite o con funciones de pesado específicas para explotar la característica señal-ruido de los receptores de bajo coste. El diseño modular de goGPS EKF permite añadir opcionalmente fuentes externas de datos como pseudo-observaciones de modelos digitales del terreno (Realini and Reguzzoni, 2013).

La forma general de utilizar el filtro de Kalman para la navegación es aplicarlo a las posiciones época a época. Estas posiciones se estiman mediante las observaciones de código y fase con LSA, y posteriormente actúa el filtro suavizando los resultados de la trayectoria (Hofmann-Wellenhof et al., 2008). Cuando el método se aplica a receptores de bajo coste, el posicionamiento es más preciso que el obtenido mediante posicionamiento absoluto con medidas de código y fase suavizadas, esto es, típicamente se tiene un error de pocos metros (Leick et al., 2015). Esta aproximación, no mitiga eficientemente ni los retrasos de los efectos atmosféricos ni los errores de los osciladores. Por otro lado, este tipo de receptores no están diseñados para el posicionamiento relativo, y las trayectorias resultantes, están afectadas por grandes sesgos. El filtro de Kalman implementado en goGPS funciona de esta manera cuando se usa el filtro sólo con observaciones de código, tanto con posicionamiento absoluto como con posicionamiento relativo. Cuando las observaciones de código y fase se usan con los modos de posicionamiento absoluto y relativo, el filtro de Kalman se aplica sobre las dobles diferencias de las observaciones con respecto a una estación permanente. La posibilidad de procesar directamente las observaciones GNSS permite eliminar la mayoría de los errores asociados al posicionamiento, obteniendo precisiones inferiores a un metro.

goGPS puede leer las observaciones de archivos estándar RINEX, tanto de receptores

de bajo coste como geodésicos, y también decodifica formatos binarios de receptores específicos. Los receptores de bajo coste soportados son: u-blox-4T/5T/6T, NVS NV08C-CSM, SkyTraq S1315F-RAW, Fastrax IT03. Para las funciones en tiempo real, el software puede recibir las observaciones de una estación permanente decodificando el flujo de datos RTCM 3.1 de un servidor NTRIP, estas observaciones se sincronizan con las decodificadas por el receptor de bajo coste (de uno hasta cuatro) conectado mediante puerto USB (COM). Los cambios en la configuración de los satélites como la adición/pérdida de satélites o nuevo satélite de referencia utilizado para las dobles diferencias, y los saltos de ciclo se controlan en todos los modos de EKF.

El objetivo principal de goGPS son los receptores de bajo coste monofrecuencia, pero los módulos de código y fase se han diseñado para funcionar tanto con una como con dos frecuencias. Por lo tanto, se puede usar con receptores de dos frecuencias, incluso si estos no han sido optimizados para explotar ambas frecuencias, por ejemplo, utilizando en el procesado combinaciones de datos (Teunissen and Kleusberg, 1998).

Ahora se describen las principales funcionalidades de goGPS incluidas en la versión oficial del programa 0.4.2. En particular, la siguiente sección trata de resumir la teoría implementada en el programa: posicionamiento absoluto con LSA y posicionamiento relativo con EKF. Posteriormente se comentan las pruebas y resultados obtenidos.

5.1. Principales funcionalidades

Esta sección resume la teoría implementada en los diferentes modos de posicionamiento de goGPS: posicionamiento absoluto con LSA y posicionamiento relativo con EKF, ambos en post-proceso y en tiempo real. En el manual incluido en los anexos, se muestran los parámetros de configuración para ambos casos.

5.1.1. Posicionamiento absoluto con LSA y correcciones EGNOS

Este módulo utiliza observaciones de pseudodistancia. La ecuación de observación de código en la época t se define como:

$$P_r^s(t) = \rho_r^s(t) + c(dt_r(t) - dt^s(t)) + I_r^s(t) + T_r^s(t) + \nu_r^s(t) \quad (5.1)$$

donde c la velocidad de la luz en el vacío, dt_r y dt^s son los offset del oscilador del receptor y del satélite respectivamente, I_r^s es el retardo ionosférico y T_r^s es el retardo troposférico, ν_r^s es el ruido de la observación de código y ρ_r^s es la distancia geométrica entre las posiciones del satélite y el receptor en coordenadas Cartesianas.

Los retardos atmosféricos se eliminan con modelos estándar, en este caso con el modelo ionosférico de Klobuchar (Klobuchar, 1986) y el modelo troposférico de Saastamoinen (Saastamoinen, 1973). La posición del satélite (X^s, Y^s, Z^s) se conoce mediante las efemérides, el offset del oscilador del satélite dt^s se obtiene del mensaje de navegación, los retardos atmosféricos I_r^s y T_r^s se estiman mediante modelos estándar. Hay por tanto cuatro incógnitas: las coordenadas de la posición del receptor X_r, Y_r, Z_r y el offset del oscilador del receptor dt_r . En cada época de medida, se puede calcular la posición si hay por lo menos cuatro observaciones, que significa que el receptor recibe al menos la señal de cuatro satélites. Entonces es posible utilizar observaciones de una época para posicionar el receptor mediante observaciones de código para el posicionamiento cinemático (navegación) o utilizar LSA para estimar las incógnitas durante la sesión de observación en post-proceso.

El sistema de ecuaciones de observaciones de código no es lineal; por lo tanto, es necesario linealizarlo con un valor aproximado de la posición del receptor. Esta posición aproximada se calcula con tres iteraciones del ajuste mínimo cuadrático de las observaciones de código comenzando desde el centro de la Tierra.

Una manera de mejorar los resultados del posicionamiento absoluto es utilizar las correcciones de un sistema SBAS. EGNOS es el sistema SBAS desarrollado para complementar los sistemas de posicionamiento GPS y Galileo en la región de Europa. EGNOS permite mejorar la posición obtenida con posicionamiento absoluto respecto a la posición obtenida sólo con GPS mediante correcciones a las órbitas de los satélites, a los osciladores del satélites y a los retardos ionosféricos. Las correcciones EGNOS se dividen en dos categorías: las correcciones rápidas y las correcciones de periodo largo. Las correcciones rápidas se usan para modelar los términos que cambian rápidamente como el offset del oscilador del satélite;

estas correcciones se aplican directamente a las pseudodistancias de las observaciones de código. Las correcciones de periodo largo se aplican a los términos que cambian lentamente: la ionosfera, el modelado de las órbitas descargadas y los componentes de término largo del error del oscilador del satélite. Las correcciones rápidas y las correcciones de término largo de las órbitas y los osciladores son comunes a todo los usuarios, mientras que las correcciones ionosféricas dependen de la posición del receptor del usuario, estas se extraen de un modelo global de ionosfera expresado en una cuadrícula.

goGPS utiliza varios mensajes estándar de EGNOS para mejorar la precisión del posicionamiento. Las mensajes implementados se muestran en la Tabla 5.1. La formulación de las correcciones implementadas está descrita en (RTCA DO-229D, 2006).

Mensaje	Contenido
1	Máscara de asignación PRN
2-5	Correcciones rápidas
18	Máscara de puntos de la cuadrícula ionosférica
24	Mezcla de correcciones rápidas/término largo para el error del satélite
25	Correcciones de término largo para el error del satélite
26	Correcciones del retardo ionosférico

Tabla 5.1: Mensajes EGNOS implementados en goGPS.

La implementación de las correcciones EGNOS en goGPS incluyen tanto las rápidas como las de término largo, pero su disponibilidad depende de la fuente de datos. La fuente de datos EGNOS más completa, que incluye todas las correcciones disponibles, es el servidor de mensajes EGNOS (EMS). El EMS almacena los mensajes enviados por EGNOS en archivos de texto horarios y permite el acceso a ellos mediante el protocolo FTP. goGPS se conecta automáticamente a EMS, descarga los datos necesarios y los usa para aplicar las correcciones a las órbitas y a las observaciones. Sin embargo, las correcciones proporcionadas por EMS no están disponibles en tiempo real, por lo tanto, sólo se pueden aplicar en post-proceso. Algunos receptores de bajo coste, como u-blox LEA-4T/5T/6T, proporcionan algunas de las correcciones EGNOS en tiempo real mediante mensajes binarios específicos del receptor que se pueden activar en la salida de datos brutos del propio receptor. En el caso de los receptores u-blox, los datos EGNOS están incluidos en el mensaje NAV-SBAS (UBX format), pero

están limitados a las correcciones rápidas y las correcciones ionosféricas. La versión actual de goGPS soporta sólo EMS; por lo tanto, se pueden aplicar las correcciones EGNOS sólo en post-proceso. El soporte para la decodificación y el uso de las correcciones de los mensajes UBX-NAV ya está implementado y se puede proporcionar mediante petición, pero no se ha incluido en la actual versión oficial.

Además goGPS incluye un modulo que trata con datos de varias constelaciones GNSS que incluyen el sistema ruso GLONASS, el chino BeiDou, el europeo Galileo y el japonés QZSS. A un nivel básico, el procesado multi-constelación tiene que tener en cuenta al menos las diferencias entre los distintos sistemas de referencia terrestre y sistemas de tiempo. Además no se pueden olvidar la presencia de sesgos de sistema (ISB) y de frecuencia (IFS). La Tabla 5.2 muestra las características que se han tenido en cuenta en el diseño de la multi-constelación en goGPS.

Sistema	TRS	Sistema de tiempo
GPS	WGS-84	GPST
GLONASS	PZ-90.02	UTC (GPST-leap sec)
Galileo	GTRF	GST (GPST)
BeiDou	CGCS2000	BDT (GPST-14s)
QZSS	WGS-84	QZSST (GPST)

Tabla 5.2: Constelaciones, sistemas de referencia terrestre (TRS) y sistemas de tiempo implementados actualmente en goGPS.

La transformación entre PZ-90.02 y WGS-84 es válida desde el 20/09/2007 a las 18:00 UTC (Revnivykh, 2008). La expresión en metros esta dada por:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{ITRF2000} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90.02} + \begin{bmatrix} -0.36 \\ 0.08 \\ 0.18 \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

La transformación entre el Marco de Referencia Terrestre Galileo (GTRF) y WGS-84 no está implementada actualmente en goGPS, ya que la concordancia con WGS-84 se considera suficiente para el posicionamiento mediante efemérides descargadas (Hofmann-Wellenhof et al., 2008); ocurre lo mismo con CGCS2000.

goGPS utiliza el tiempo GPS como referencia para el procesado. El tiempo Galileo y el tiempo QZSS se alinean con el tiempo GPS, así no hay que aplicar con antelación los offset de tiempo conocidos. Por el contrario, el tiempo GLONASS está alineado con el tiempo UTC, así que se aplica el número actual de leap seconds. Actualmente hay un offset fijo de 3 horas entre el tiempo GLONASS y el tiempo UTC, pero esto ya se tiene en cuenta leyendo el campo de tiempo de los archivos RINEX. La época de tiempo inicial de BeiDou es las 00:00:00 del 1 de enero de 2006, UTC; por lo tanto los leap seconds en este momento (14/15 s) se han tenido en cuenta para alinear el tiempo BeiDou con el tiempo GPS. Además, los ISBs se estiman como incógnitas adicionales en un ajuste clásico mediante mínimos cuadrados. Si en una época cualquiera, i sistemas de satélites están disponibles, entonces se añaden a la matriz de diseño $i - 1$ parámetros ISB. La ecuación (5.3) muestra un ejemplo de posicionamiento absoluto con observaciones de código con n satélites GPS, m satélites GLONASS y s satélites QZSS.

$$\begin{bmatrix} P_r^{g1} \\ P_r^{g2} \\ \vdots \\ P_r^{gn} \\ P_r^{r1} \\ \vdots \\ P_r^{rm} \\ P_r^{j1} \\ \vdots \\ P_r^{js} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_X^{g1} & a_Y^{g1} & a_Z^{g1} & 1 & 0 & 0 \\ a_X^{g2} & a_Y^{g2} & a_Z^{g2} & 1 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_X^{gn} & a_Y^{gn} & a_Z^{gn} & 1 & 0 & 0 \\ a_X^{r1} & a_Y^{r1} & a_Z^{r1} & 1 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_X^{rm} & a_Y^{rm} & a_Z^{rm} & 1 & 1 & 0 \\ a_X^{j1} & a_Y^{j1} & a_Z^{j1} & 1 & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_X^{js} & a_Y^{js} & a_Z^{js} & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X - \tilde{X} \\ Y - \tilde{Y} \\ Z - \tilde{Z} \\ c \cdot dt_r \\ c \cdot \delta_{GLO} \\ c \cdot \delta_{QZSS} \end{bmatrix} + \underline{b} \quad (5.3)$$

donde las observaciones de código se denotan con P_r^{gk} ($k = 1, \dots, n$ siendo n el número de satélites GPS), P_r^{rl} ($l = 1, \dots, m$ siendo m el número de satélites GLONASS) y P_r^{jq} ($q = 1, \dots, s$ siendo s el número de satélites QZSS); el parámetro a representa los coeficientes de linealización de la ecuación de pseudodistancias; \tilde{X} , \tilde{Y} , \tilde{Z} son las coordenadas aproximadas para la antena del receptor; c es la velocidad de la luz; las incógnitas se expresan como X , Y , Z para las coordenadas de la antena del receptor, dt_r para el error del oscilador del receptor

y δ_{GLO} , δ_{QZSS} son los ISBs de GLONASS y QZSS, respectivamente, en este caso, con respecto a GPS. \underline{b} es el vector de los términos constantes de las ecuaciones de pseudodistancia linealizadas que utiliza valores iniciales o actualizados de los parámetros.

goGPS puede procesar observaciones de código y fase monofrecuencia de todas las constelaciones GNSS disponibles actualmente (excluyendo IRNSS) leyendo archivos RINEX v2.10-12 y v3.01. Las órbitas de los satélites y sus osciladores se calculan con las efemérides transmitidas y con los parámetros transmitidos del oscilador. La interfaz gráfica de usuario de goGPS permite seleccionar las constelaciones que se van a procesar. Se ha incluido también el soporte multi-constelación para el receptor de bajo coste NV08C-CSM (NVS Technologies AG). Es importante señalar que se debe actualizar el firmware del receptor para procesar datos de Galileo y QZSS, ya que por defecto sólo procesa datos GPS y GLONASS.

5.1.2. Posicionamiento relativo con KF

Esta sección se centra en el uso de EKF con observaciones de código y fase. El filtro de Kalman implementado en goGPS funciona con observaciones doblemente diferenciadas respecto a una estación de referencia (Realini, 2009).

En el filtro de Kalman de goGPS las variables de estado de las observaciones doblemente diferenciadas son la posición, la velocidad y las ambigüedades. Un modelo dinámico de orden n se puede escribir como

$$\left\{ \begin{array}{l} \bar{X}(t+1) = \bar{X}(t) + \bar{X}'(t) \\ \bar{X}'(t+1) = \bar{X}'(t) + \bar{X}''(t) \\ \vdots \\ \bar{X}^{(n)}(t+1) = 0 + \bar{X}^{(n)}(t) + \epsilon_{\bar{X}^{(n)}}(t+1) \\ N_{rm}^{p1}(t+1) = N_{rm}^{p1}(t) \\ \vdots \\ N_{rm}^{ps}(t+1) = N_{rm}^{ps}(t) \end{array} \right. \quad (5.4)$$

donde \bar{X} es la posición del receptor $[X_r, Y_r, Z_r]$, $\epsilon_{\bar{X}^{(n)}}$ es el error del modelo y N_{rm}^{pi} representa las dobles diferencias de la ambigüedad. Se pueden modelar distintos tipos de movimiento

usando diferentes valores de n ; por lo tanto, $n = 0$ cuando el receptor está estático, $n = 1$ cuando el receptor se mueve a velocidad constante y $n = 2$ cuando el receptor tiene aceleración constante.

La matriz de transición T estará definida por

$$T = \begin{bmatrix} \bar{T} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

con

$$\bar{T} = \begin{bmatrix} T_n & 0 & 0 \\ 0 & T_n & 0 \\ 0 & 0 & T_n \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

y

$$T_n = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & \dots & \dots & 0 \\ 0 & 1 & 1 & \ddots & & \vdots \\ \vdots & \ddots & 1 & 1 & \ddots & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \ddots & \ddots & 0 \\ \vdots & & & \ddots & \ddots & 1 \\ 0 & \dots & \dots & \dots & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.7)$$

La ecuación de observación de fase que combina las observaciones del receptor y de la estación de referencia, respecto al satélite pivote p y cada satélite s , se puede escribir como

$$\lambda\phi_{rm}^{ps}(t) = \rho_{rm}^{ps}(t) - \lambda N_{rm}^{ps}(t) - I_{rm}^{ps}(t) + T_{rm}^{ps}(t) + \eta_{rm}^{ps}(t) \quad (5.8)$$

donde N_{rm}^{ps} es la doble diferencia de la ambigüedad entre receptor y estación de referencia, λ es la longitud de onda L1, η_{rm}^{ps} es el ruido de las dobles diferencias de las medidas de fase, ρ_{rm}^{ps} , I_{rm}^{ps} , T_{rm}^{ps} son las dobles diferencias de la distancia geométrica, las dobles diferencias del efecto ionosférico y las dobles diferencias del efecto troposférico, respectivamente.

Para líneas de base inferiores a 10 km, la ecuación (5.8) se puede aproximar por

$$\lambda\phi_{rm}^{ps}(t) = \rho_{rm}^{ps}(t) - \lambda N_{rm}^{ps}(t) + \eta_{rm}^{ps}(t) \quad (5.9)$$

El vector de observación se puede escribir como

$$\underline{\mathbf{Y}}_{\mathbf{t}}^{(\text{phase})} = \begin{pmatrix} \vdots \\ \lambda \phi_{rm}^{ps}(t) + a_{x_r}^{ps} \tilde{X}_r(t) + a_{y_r}^{ps} \tilde{Y}_r(t) + a_{z_r}^{ps} \tilde{Z}_r(t) - \tilde{\rho}_{rm}^{ps}(t) \\ \vdots \end{pmatrix} \quad (5.10)$$

donde $a_{x_r}^{ps}$, $a_{y_r}^{ps}$, $a_{z_r}^{ps}$ son los coeficientes de la linealización de las dobles diferencias de la distancia geométrica para todos los satélites $s \neq p$ donde s son los satélites visibles; por lo tanto, la matriz de diseño H queda

$$\mathbf{H}_{\mathbf{t}}^{(\text{phase})} = \begin{pmatrix} \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{x_r}^{ps}(t) & 0 & a_{y_r}^{ps}(t) & 0 & a_{z_r}^{ps}(t) & 0 & 0 & \cdots & \lambda & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{pmatrix} \quad (5.11)$$

con un valor λ en la columna correspondiente al satélite s .

La matriz de covarianza del ruido de las observaciones de fase corresponde a la matriz de covarianza de las dobles diferencias de observaciones. Para receptores de bajo coste, se pesan las observaciones teniendo en cuenta la elevación del satélite y/o el nivel de portadora-ruido (C/N_0). Aplicando los resultados obtenidos mediante un test empírico, se ha decidido usar la inversa de la función seno cuadrado para introducir la información de la elevación en la función de pesado,

$$W(C/N_0, e) = \begin{cases} \frac{1}{\sin^2 e} \left(10^{-\frac{C/N_0 - s_1}{a}} \left(\left(\frac{A}{10^{-\frac{s_0 - s_1}{a}}} - 1 \right) \frac{C/N_0 - s_1}{s_0 - s_1} + 1 \right) \right) & \text{si } C/N_0 < s_1 \\ 1 & \text{si } C/N_0 \geq s_1 \end{cases} \quad (5.12)$$

donde e es el ángulo de elevación entre receptor y satélite. El parámetro s_1 define el umbral después del cual se asigna un peso de valor 1, es decir, el valor de C/N_0 después del cual las medidas se consideran “buenas”; el parámetro s_0 define el valor de C/N_0 mediante el cual la función fuerza a tener el peso definido por el parámetro A . El parámetro a define la forma de la curva. Los valores definidos para estos parámetros son : $A=30$, $s_0=10$, $s_1=50$ y $a=20$. El usuario puede elegir diferentes opciones de pesado: sin pesado, como función de la

elevación del satélite, como función de la intensidad de la señal C/N_0 y una combinación de ambas. Para más detalles se puede consultar Realini (2009).

La inicialización del filtro de Kalman de goGPS comienza con una primera estimación de la posición aproximada del receptor mediante tres iteraciones del ajuste mínimos cuadrados linealizado sobre observaciones de código sin diferenciar, comenzando desde el centro de la Tierra, obteniéndose así una posición con varios metros de error. Este resultado se usa como posición aproximada para aplicar el posicionamiento absoluto explicado anteriormente. Entonces, esta posición se introduce en el algoritmo del filtro de Kalman como las variables de estado $X_r(0)$, $Y_r(0)$ y $Z_r(0)$. Las velocidades $\dot{X}_r(0)$, $\dot{Y}_r(0)$ y $\dot{Z}_r(0)$ se inicializan a cero si el receptor comienza a moverse desde un estado estático, o a un valor constante igual a la velocidad que mantiene el receptor.

Para la inicialización de las ambigüedades, la primera estimación del número de ciclos N_{rm}^{ps} se obtiene de la solución del ajuste mínimos cuadrados con observaciones de código y fase, o si el número de observaciones no es suficiente, mediante la ecuación

$$N_{rm}^{ps} = \frac{\rho_{rm}^{ps} - \lambda \phi_{rm}^{ps}}{\lambda} + \frac{\eta_{rm}^{ps}}{\lambda} \quad (5.13)$$

en la cual ρ_{rm}^{ps} se estima como $\rho_{rm}^{ps} = P_{rm}^{ps} - \nu_{rm}^{ps}$, donde P_{rm}^{ps} es la pseudodistancia combinada de las medidas de código y ν_{rm}^{ps} el ruido de las dobles diferencias de código. Por consiguiente, el número de ciclos estimado \hat{N}_{rm}^{ps} será $\hat{N}_{rm}^{ps} = \frac{P_{rm}^{ps} - \lambda \phi_{rm}^{ps}}{\lambda} \rightarrow \sigma_{\hat{N}} \cong \sigma_{\nu} / \lambda \sim 5$ ciclos.

La matriz de covarianza en el estado inicial se define como una matriz diagonal en la cual tenemos las varianzas del error de la posición, las varianzas de la velocidad, las varianzas de la aceleración y la varianza estimada de la ambigüedad inicial; se introducen en las líneas correspondientes a los satélites visibles y pueden ser diferentes de un satélite a otro (Realini, 2009). Nótese que una varianza grande de velocidad se puede usar para modelar la aceleración de un receptor que comienza a moverse desde un estado estacionario. Es importante comentar que en principio también se pueden proporcionar las covarianzas entre los errores de posición.

La resolución de ambigüedades se basa en el método LAMBDA. goGPS implementa ambas versiones 2 y 3 del código MATLAB LAMBDA (<http://gnss.curtin.edu.au/research/lambda.cfm>) desarrollado por la Universidad de Delft y la Universidad

Curtin (Teunissen, 1995; De Jonge and Tiberius, 1996; Verhagen and Li, 2012). goGPS aplica el método LAMBDA tanto en el modo de procesado época a época como en el modo de procesado EKF. En este último caso, el filtro de Kalman mantiene continua la estimación de la ambigüedad; LAMBDA se aplica después del paso de actualización del filtro (Suhandri and Realini, 2013).

Los saltos de ciclo son un aspecto fundamental a tratar cuando se intenta mejorar la precisión con receptores de bajo coste. Comparados con los receptores geodésicos, las medidas de la portadora de fase obtenidas por este tipo de receptores están sujetas a varias fuentes de error; como el multipath, las variaciones del centro de fase de la antena y el ruido debido a la baja calidad de los componentes electrónicos con los que se han diseñado (Takasu and Yasuda, 2008). Estas fuentes de error, junto con los saltos de ciclo deterioran la precisión del posicionamiento.

En goGPS, la detección de saltos de ciclo en el tiempo t se calcula comparando la ambigüedad actualizada por el filtro de Kalman en ese instante con una estimación del número de ciclos hecha con las observaciones. Ya que según el modelo dinámico de filtro de Kalman implementado en goGPS el número de ciclos no debería cambiar con el tiempo, entonces la ambigüedad actualizada es

$$N_{rm}^{ps}(t|t-1) = \hat{N}_{rm}^{ps}(t-1) \quad (5.14)$$

La varianza de la ambigüedad estimada $\sigma_{\hat{N}_{rm}^{ps}(t|t-1)}^2$ se obtiene de la matriz de covarianza $C_{t-1}^e = T_t C_{t-1}^e T_t^T$ en la posición correspondiente al satélite s . La nueva estimación de $\hat{N}_{rm}^{ps}(t|t-1)$ utilizando las observaciones del tiempo t es

$$\hat{N}_{rm}^{ps}(t|t-1) = \frac{\rho_{rm}^{ps}(t|t-1) - \lambda \phi_{rm}^{ps}(t)}{\lambda} \quad (5.15)$$

Entonces se aplica el siguiente test para detectar saltos de ciclo $\left| N_{rm}^{ps}(t|t-1) - \hat{N}_{rm}^{ps}(t|t-1) \right| < M \Rightarrow$ no hay saltos de ciclo, donde M es un umbral empírico definido por el usuario; por ejemplo diez ciclos equivalen a unos dos metros de error si estamos trabajando con la frecuencia L1.

5.2. Test y resultados

En esta sección se comentan los resultados obtenidos con el software goGPS. En primer lugar se muestra la mejora obtenida aplicando las correcciones EGNOS al posicionamiento absoluto, después se evalúa como afecta a la posición final el uso de varios sistemas de posicionamiento y por último se trata la resolución de ambigüedades aplicando el método LAMBDA.

5.2.1. Posicionamiento absoluto con correcciones EGNOS

Para comprobar las mejoras introducidas en el posicionamiento con las correcciones EGNOS se realizó el siguiente experimento. El receptor de bajo coste u-blox AEK-4T con su antena estándar (ANN-MS) se colocó en un punto de coordenadas conocidas en la terraza del edificio A3 de la Universidad de Jaén. Se tomaron medidas cada segundo durante una hora el 12 de diciembre de 2012. El software goGPS se utilizó para post-procesar los datos recogidos siguiendo tres modos de operación para comprobar las mejoras: sólo GPS, GPS con correcciones EGNOS obtenidas con el receptor u-blox mediante el mensaje NAV-SBAS y GPS con correcciones EGNOS descargadas de EMS (EGNOS Message Server). Los resultados del experimento, en planimetría, respecto de las coordenadas que se consideran como verdaderas para cada uno de los tres modos de operación se muestran en la Figura 5.1. Se puede ver que la solución con datos sólo de GPS presenta una diferencia en media de unos 2 metros respecto a las coordenadas consideradas como verdaderas. El uso de las correcciones rápidas e ionosféricas incluidas en el mensaje u-blox NAV-SBAS reducen el sesgo hasta valores de aproximadamente 1 metro. Finalmente, el uso de las correcciones EGNOS completas proporcionadas por EMS (rápidas, término largo e ionosféricas) ofrecen el mejor resultado, reduciendo el sesgo hasta conseguir en media un valor inferior a 0.5 m (Herrera et al., 2012).

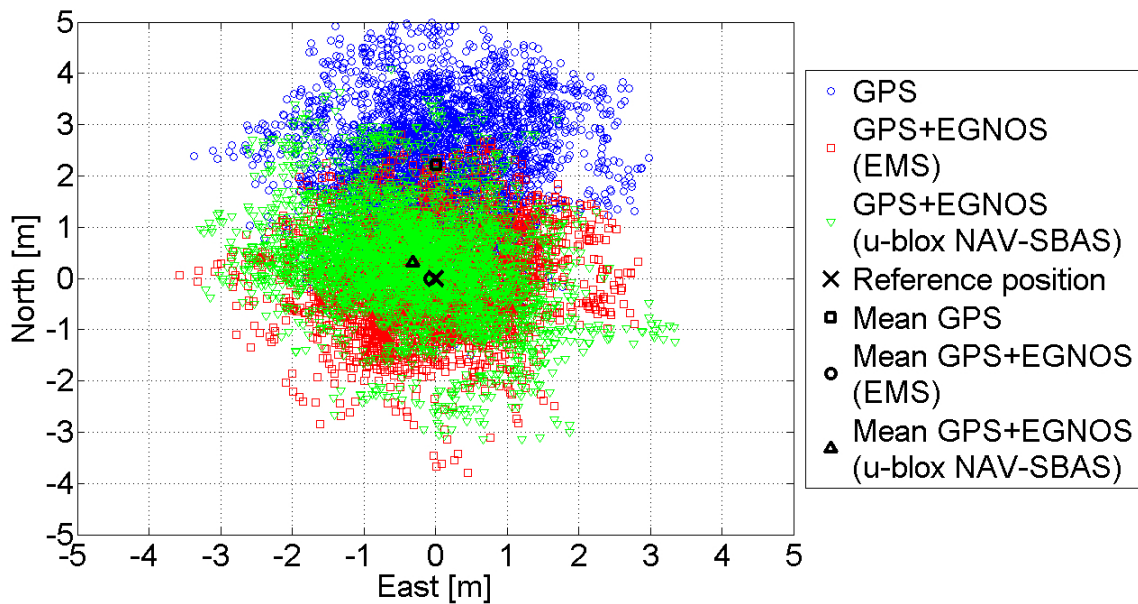


Figura 5.1: Resultados de posicionamiento en planimetría obtenidos con el receptor mono-frecuencia de bajo coste u-blox AEK-4T, 12 de diciembre de 2012 (DOY 347).

5.2.2. Soporte multi-constelación

Otra de las funcionalidades incluida en esta versión es el soporte multi-constelación. En este experimento se han utilizado datos de varios sistemas de posicionamiento: GPS, GLONASS, BeiDou, Galileo y QZSS. La Figura 5.2 muestra los resultados del procesado de observaciones de código mono-frecuencia en modo stand-alone de la estación JAXA GMSD, que pertenece a la red del Experimento Multi-GNSS de IGS (MGEX, <http://igs.org/mgex>). Las observaciones procesadas comprenden un período de tiempo de 24 horas, el 15 de junio de 2013, con datos cada 30 segundos. Hasta la época 246 sólo estaba disponible el satélite Galileo E19; y desde la época 403 estaban disponibles los satélites Galileo E19 y E20. El número de satélites BeiDou disponibles durante las 24 horas fue entre 7 y 11, con un total de 13 PRNs diferentes: cuatro satélites (C1-C4) de órbita geoestacionaria (GEO), cinco satélites (C6-C10) de órbita media (MEO) y cuatro satélites (C11-C14) de órbita inclinada geosíncrona (IGSO). Las constelaciones se han procesado por separado, en modo dual con GPS y además GLONASS y BeiDou. La diferencia media de la posición con respecto a las coordenadas conocidas de la antena de la estación GMSD y la desviación estándar de esas

diferencias se muestra en la Figura 5.2. El retardo ionosférico se ha mitigado utilizando el modelo de Klobuchar con los parámetros ionosféricos descargados para GPS. Nótese que con las combinaciones GPS + Galileo y GPS + QZSS se obtiene prácticamente el mismo error que procesando sólo con GPS, ya que Galileo añade dos satélites al procesado y QZSS sólo uno.

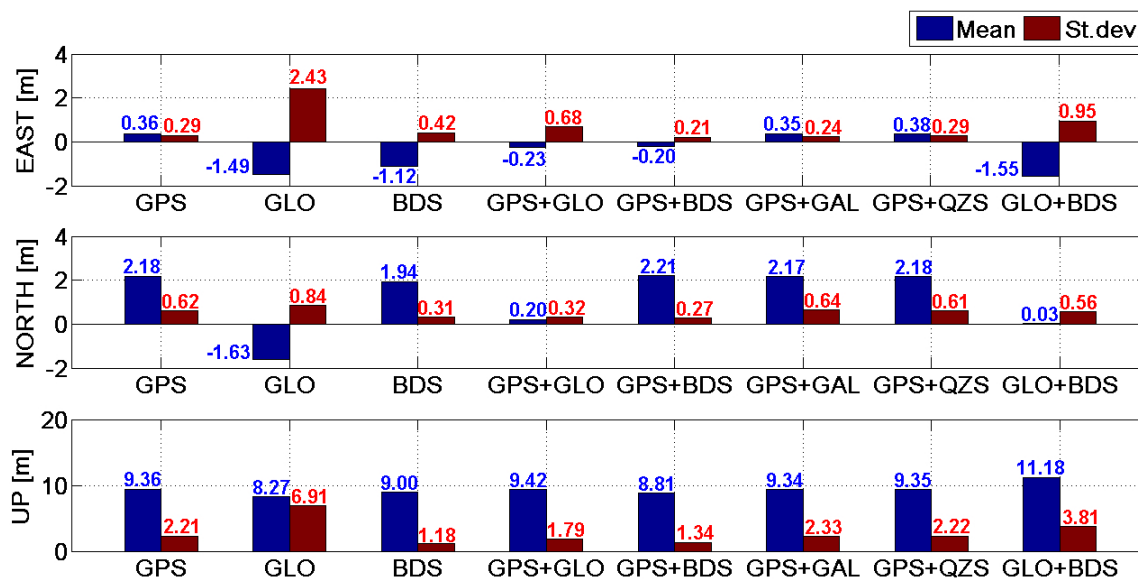


Figura 5.2: Resultados de posicionamiento obtenidos con el receptor mono-frecuencia de bajo coste u-blox AEK-4T, 12 de diciembre de 2012 (DOY 347).

5.2.3. Posicionamiento relativo con resolución de ambigüedades enteras

En este caso, para la prueba se utilizó un receptor u-blox AEK-4T para realizar un posicionamiento relativo estático con una frecuencia. La antena ANN-MS se colocó en un punto de coordenadas conocidas de la terraza del edificio del Politécnico de Milán, junto a una estación de referencia geodésica. La línea de base tenía una longitud de unos 60 metros. La configuración del procesado incluía una elevación mínima de 15°, una desviación estándar del ruido de las dobles diferencias configurada a 30 centímetros para el código y 3 milímetros para la fase, y una función de pesado exponencial basada en la elevación de los satélites.

Para la resolución de las ambigüedades se utilizó la versión 3 del método LAMBDA. Aquí se muestra un ejemplo de los resultados obtenidos con la recogida de datos cada 15 segundos durante 12 horas el 5 de abril de 2013. La Figura 5.3 compara los resultados con ambigüedades reales obtenidas con el filtro de Kalman, y los resultados obtenidos con ambigüedades enteras con el método LAMBDA. Las diferencias entre el posicionamiento final con filtro de Kalman y la posición considerada como verdadera son de 1 cm (Este), 2.8 cm (Norte) y 6.9 cm (altura) para la solución real, y 0.6 cm (Este), 2.9 cm (Norte) y 6.8 cm (altura) para la solución entera.

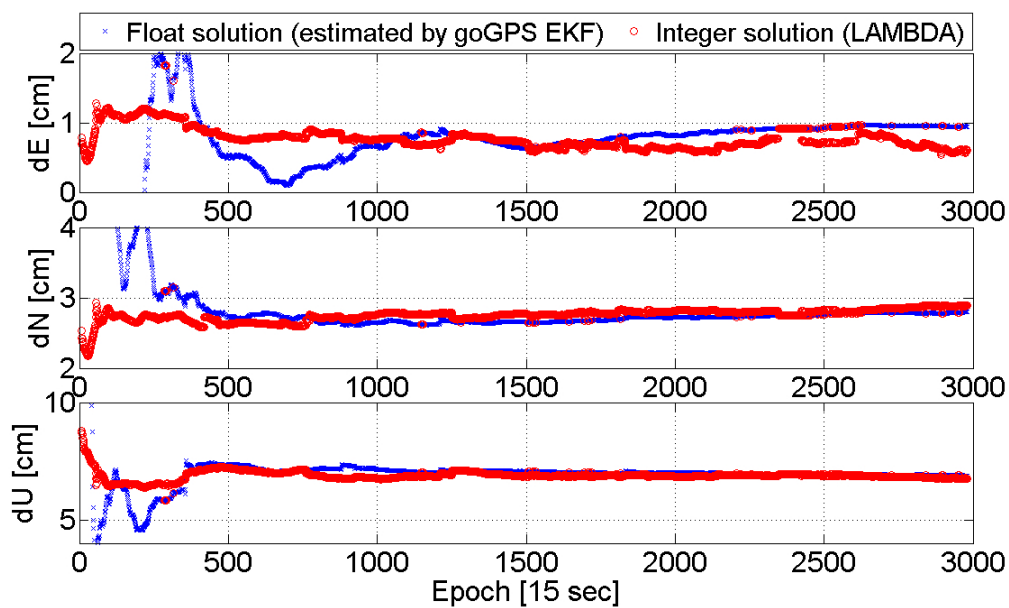


Figura 5.3: Diferencia en centímetros con respecto a la posición conocida usando ambigüedades reales y enteras para N, E, U.

Capítulo 6

Conclusiones y trabajos futuros

El objetivo de esta tesis es el desarrollo e implementación de un simulador de datos GNSS. En particular, en este trabajo se ha presentado un simulador de observaciones “G&G Simulator” y un simulador de correcciones GNSS. El primero permite realizar simulaciones de observaciones de código y fase para las tres frecuencias de Galileo y GPS que estarán disponibles gratuitamente en el futuro. El segundo permite predecir las correcciones a aplicar a la posición estimada para un usuario cuando este pierde la conexión con la estación de referencia a la que está conectado, obteniéndose de este modo un posicionamiento continuo y homogéneo

G&G Simulator ofrece varias posibilidades para simular los efectos atmosféricos: para la ionosfera permite usar archivos IONEX, el modelo de Klobuchar y el modelo de NeQuick; para la troposfera permite usar archivos ZPD, el modelo de Hopfield, el modelo de Saastamoinen y utilizar valores del modelo global de presión y temperatura, y proyectar los retardos en función del mapeado global. El usuario también puede simular el efecto multipath mediante patrones reales extraídos de un experimento. Para calcular la posición de los satélites el usuario puede elegir entre trabajar con efemérides transmitidas, precisas o rápidas y permite también simular saltos de ciclo para cada una de las tres frecuencias de forma independiente, así como modificar los niveles de ruido de código y fase según las necesidades del usuario. Para verificar las observaciones obtenidas con G&G Simulator, se ha utilizado el módulo de simulación del software Bernese y observaciones reales de las estaciones perma-

mentes de San Fernando, Auckland y Delft. Estas estaciones fueron elegidas con el criterio de poder comparar los datos simulados con los reales obtenidos con receptores que funcionan de distinto modo. San Fernando tiene un receptor Leica GR25 que genera observaciones de código que previamente han sido suavizadas con las observaciones de fase para disminuir el ruido de estas observaciones de código. La estación de Auckland dispone de un receptor Trimble NETR9 que genera datos de código y fase sin ningún tratamiento previo. La estación de Delft ha sido elegida porque dispone de datos Galileo en las frecuencias E1, E5a y E5b. Las diferencias entre observaciones simuladas con G&GSimulator y los datos reales han sido comparadas con las diferencias entre las observaciones simuladas por Bernese y los datos reales. Los resultados obtenidos muestran que la tendencia de ambas diferencias es la misma, los valores están dentro de los rangos esperados teniendo en cuenta las órdenes de magnitud de los efectos atmosféricos y se aprecia también un comportamiento diferente al utilizar receptores con distintas características. Las observaciones simuladas para el caso Galileo, no se han podido comparar con el módulo de Bernese, porque no dispone de esta opción.

El simulador de correcciones permite realizar posicionamiento con continuidad, muy útil para aplicaciones donde la pérdida de continuidad es crítica, como en el guiado de vehículos o la agricultura de precisión. Este simulador se basa en una estrategia nueva y original que aplica el método de colocación para predecir la posición cuando se pierde la conexión con la estación de referencia y no es posible realizar un posicionamiento relativo con DD. Las primeras pruebas realizadas muestran que se consiguen precisiones cercanas al posicionamiento relativo. Mediante la primera prueba se comprobó el buen funcionamiento del método en condiciones de horizonte despejado, y en la segunda, realizada en un entorno urbano más realista, se consiguió mejorar el posicionamiento absoluto utilizado cuando se produjeron las pérdidas de conexión con la estación de referencia en más de seis metros, pasando de tener en media una diferencia respecto a la posición verdadera de 8.5 metros a sólo 2.4 metros aplicando las correcciones predichas con nuestro método.

Durante el desarrollo de la tesis se han realizado dos estancias en el Instituto Politécnico de Milán (Campus de Como), colaborando en la implementación del software libre de

posicionamiento y navegación “goGPS”. La última versión de este software puede descargarse en <http://www.ngs.noaa.gov/gps-toolbox>. En la revista GPS Solutions se ha publicado el correspondiente artículo con el manual del programa en el que se explican las mejoras y novedades introducidas: posicionamiento con observaciones no diferenciadas y EGNOS, soporte multiconstelación, y resolución de ambigüedades utilizando el método LAMBDA. Esta parte junto con el manual de usuario de goGPS conforman el capítulo 5 y el anexo A, respectivamente.

En un futuro próximo se quiere incluir en goGPS algunas de las partes desarrolladas en G&G Simulator, por ejemplo el modelado de la ionosfera con archivos IONEX y el modelo de NeQuick, así como la parte relativa al modelado del multipath.

En relación con el simulador de correcciones es importante resaltar que las pruebas realizadas hasta el momento han sido hechas en postproceso. Se quiere probar la efectividad del método en tiempo real ya que en este caso, el método podría ser implementado dentro de los receptores de bajo coste para su posterior aplicación. También, se podría implementar en la próxima versión de goGPS, ya que el método propuesto tiene como entrada las posiciones obtenidas con el software goGPS. Además este software está diseñado para trabajar con receptores de bajo coste que normalmente no soportan la recepción de información de estaciones de referencia, de esta forma se conseguiría realizar posicionamiento con continuidad y mejor precisión que la que se consigue con los actuales receptores de bajo coste.

Capítulo 7

Conclusions and future work lines

The objective of this thesis is the development and implementation of a simulator GNSS data. More precisely, in this work a simulator of observations “G&G Simulator” and a simulator of corrections GNSS have been presented. The first simulator – simulator of observations – allows simulations of observations of code and phase for the three Galileo and GPS frequencies that will be available for free in the future. The second one helps to predict the corrections to be applied to the estimated position of a user when the aforementioned user loses the connection to the reference station which is transmitting corrections. This enables positioning with continuity and homogeneity.

G&G Simulator offers several possibilities to simulate atmospheric effects: for the ionosphere the user can use IONEX files, Klobuchar model or NeQuick model; for the troposphere the user can use ZPD files, Hopfield model or Saastamoinen model with global model values of pressure and temperature, and project delays with a global mapping function. The user can also simulate multipath by real patterns extracted from an experiment. To calculate the position of satellites the user can choose between working with broadcast, precise or fast ephemeris and also, the cycle slips can be simulated for each of the three frequencies independently. The user can also modify the noise of pseudoranges and phases. To verify the observations obtained by G&G Simulator, we have used the simulation module of the software Bernese and real data from the permanent stations of San Fernando, Auckland and Delft. These stations were chosen to compare simulated data with real data coming from

receivers with different operating properties. San Fernando has a Leica GR25 receiver that smooths code observations with phase observations to reduce the noise of pseudorange observations; Auckland Station has a Trimble NETR9 receiver that generates code and phase data without any pre-treatment. Delft station was chosen because is able to receive Galileo data for E1, E5a and E5b frequencies. The differences between simulated observations by G&G Simulator and real data have been compared to the differences between simulated observations by Bernese and real data. The results show that the trend of both differences is the same, the values are within expected ranges taking the orders of magnitude of atmospheric effects into account and it is also observed a different behaviour when receivers with different characteristics are used. Observations simulated for the Galileo case, were not compared with the Bernese module, because Bernese is not ready to support this option.

The simulator of corrections enables the realization of positioning with continuity. It is very useful for applications in which the loss of continuity is critical, i.e. the guidance of vehicles or the agriculture of precision. This simulator is based on a new and original strategy that applies the method of collocation to predict the position when the connection with the reference station is lost and it is not possible to estimate the positions with DD. To verify the method, first tests were carried out. During the first test the well-functioning of the method in conditions of clear horizon was proved. During the second one the environment was more realistic, as it was an urban environment. The predicted position improved the result of absolute positioning (normally used when the connection to the reference station) is lost over six meters, the mean of the differences between the stand-alone position and the position considered as true is about 8.5 meters. This difference decrease up to 2.4 meters when our method is used.

Two stays at Polytechnic University of Milan were carried in 2011 and 2012. During them, new functionalities and improvements were implemented into the open source software for positioning and navigation “goGPS”. The last version of this programme can be downloaded from <http://www.ngs.noaa.gov/gps-toolbox>. These improvements and novelties along with examples to process each of the functionalities and the user manual have lead to the publication of the paper “goGPS: open-source MATLAB software” in the GPS

Solutions journal. These novelties deal with positioning with undifferenced pseudorange observations and EGNOS corrections, multi-constellation support and ambiguity resolution by LAMBDA method. This part along with the user manual of goGPS compose Chapter 5 and Appendix A of this thesis.

In the foreseeable future some of the developed parts in G&G Simulator are intended to be included into goGPS, i.e. the modelling of the ionosphere with IONEX files and NeQuick model, as well as the part related to the multipath.

Finally, regarding the simulator of corrections it is important to highlight that the tests carried out until now have been done in post-processing. It is intended to prove the effectiveness of the method in real time, since in this case the method could be implemented into low-cost receivers. Further, the method could be implemented in the next version of goGPS, due to the fact that the proposed method has as input the positions obtained with goGPS software. Moreover, this software is designed to work with low cost receivers that normally do not cope with the reception of information from reference stations, enabling positioning with continuity and better precision than the current low cost receivers.

Anexos

Anexo A

Manual de goGPS

1. Introduction

goGPS is a software package designed to perform GNSS positioning, either in post-processing or real-time. It is open-source software governed by the GNU General Public License.

goGPS is developed in MATLAB and it is aimed at providing a tool useful for carrying out GNSS-related research. It provides a platform for testing new algorithms and experimental functionalities. A Java version is also available from the goGPS software repository.

The main features of the software are:

- L1 positioning (relative and undifferenced)
- Multi-constellation support – GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou, QZSS
- Integer ambiguity resolution using the LAMBDA method (for GPS only; GLONASS ambiguity resolution is not supported)
- EGNOS (SBAS) support through EMS service (automatic download of EMS files)
- Post-processing of RINEX v2.11, v2.12, v3.01 and goGPS binary data files
- Real-time processing (only for relative positioning, using an NTRIP caster)
- RTCM 3.x support
- u-blox LEA-xT support
- SkyTraq S1315F-RAW support
- Fastrax IT03 support
- NVS BINR support
- Plotting solutions in MATLAB figures and/or Google Earth
- Works on Windows and UNIX machines

2. Requirements

goGPS is being developed and tested in both MATLAB and Java environments on Windows and UNIX (Linux / Mac OS X) platforms. Note that the MATLAB GUI appearance is significantly influenced by the operating system and versions of MATLAB and Java being used. In some cases, the font size might appear small and the background color might be different than expected (i.e. different tones of grey). And sometimes the layout of GUI objects may be slightly different.

The following elements are needed in order to use goGPS with MATLAB:

- Windows or UNIX-based operating system
- MATLAB 7.6 or greater

The following elements are also needed for specific tasks:

For post-processing tasks	For real-time tasks
<ul style="list-style-type: none"> • RINEX observation file for the roving receiver • RINEX observation file for the master station (for relative positioning only) • RINEX navigation file (at the moment only broadcast ephemeris are supported) • LAMBDA v3 toolbox from Verhagin and Li (2012); v2.0 will be used if v3.0 is not installed. LAMBDA v3 use is recommended (especially for the LAMBDA example, see Installation section). <p>(goGPS binary data saved during a real-time session can be used instead of RINEX files)</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Mathworks Instrument Control Toolbox • a GNSS receiver providing raw data to a COM port on the PC with appropriate drivers installed (currently u-blox UBX, Fastrax IT03, SkyTraq and NVS BINR binary protocols are supported) • GNSS permanent station(s) broadcasting raw data in RTCM 3.x format through NTRIP protocol (at least '1002' or '1004' messages) when differential positioning with pseudo-range or phase observations is used. • Google Earth (optional)

When working in real-time, goGPS can automatically plot the positioning solution on Google Earth. In order to use this feature, it is necessary to install Google Earth in advance. If error ellipses plotted on Google Earth produce odd output on Windows, please switch the Google Earth rendering engine to DirectX.

3. Installation

The goGPS software can be downloaded from

<http://www.gogps-project.org/>

To install goGPS simply unzip the goGPS_v0.4.3.zip file into a folder. It is also recommended to install the LAMBDA v3.0 toolbox by downloading the lambda-3.0.zip file from

<http://gnss.curtin.edu.au/research/lambda.cfm>

Copy all of the .m files from the lambda-3.0/src folder into the goGPS_v0.4.3/goGPS/positioning/lambda/lambda_v3 folder. If LAMBDA v3.0 is not installed, goGPS will use the LAMBDA v2.0 toolbox provided with goGPS.

To run goGPS, make sure you have a working MATLAB environment. Open the MATLAB application and set the current folder to the unzipped goGPS_v0.4.3/goGPS folder. Then type "goGPS" in the MATLAB command window and press [Return].

4. goGPS Processing Modes

goGPS can work in post-processing and real-time mode. The functional schemes for both processing modes are given in Figures 1 and 2.

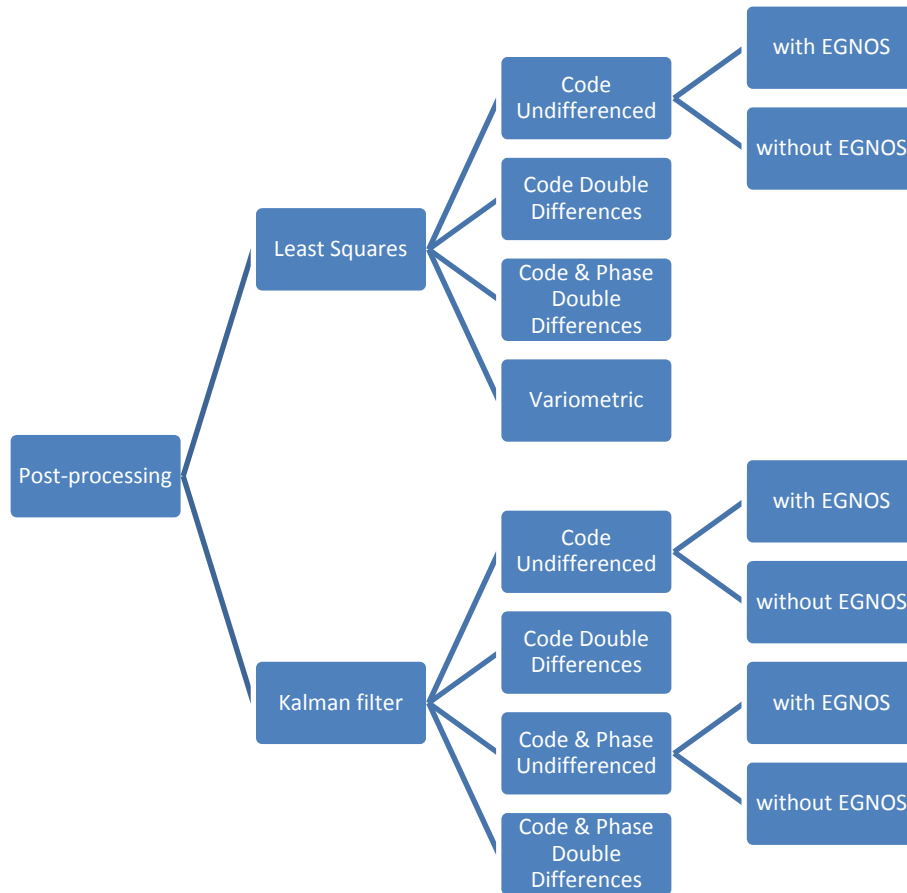


Figure 1: Scheme of the post-processing mode.

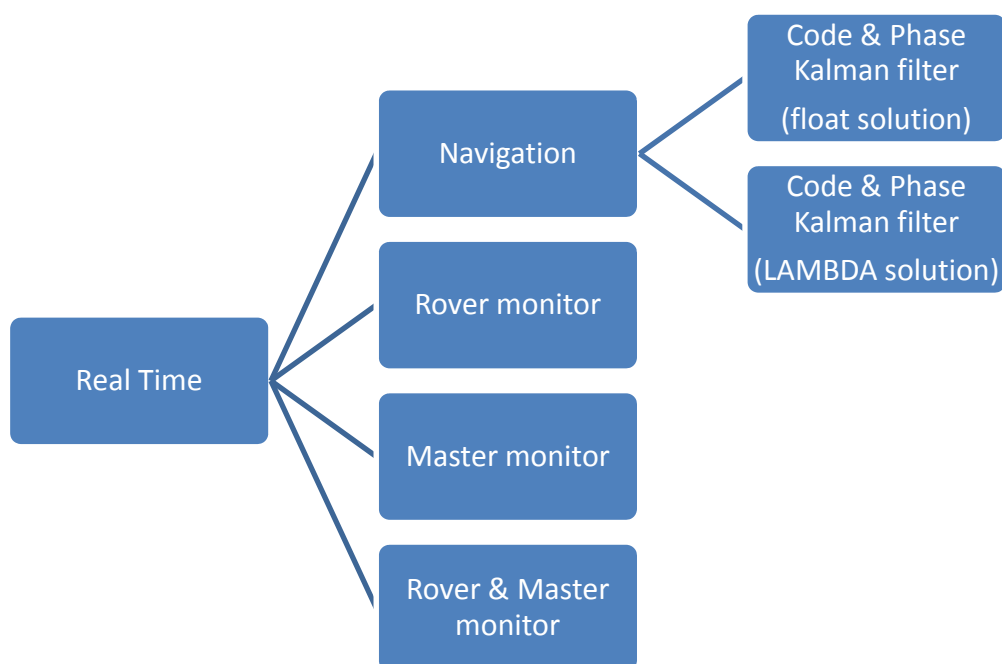


Figure 2: Scheme of the real-time mode.

5. goGPS Graphical User Interface (GUI)

The default goGPS graphical user interface (GUI) is shown in Figure 3:

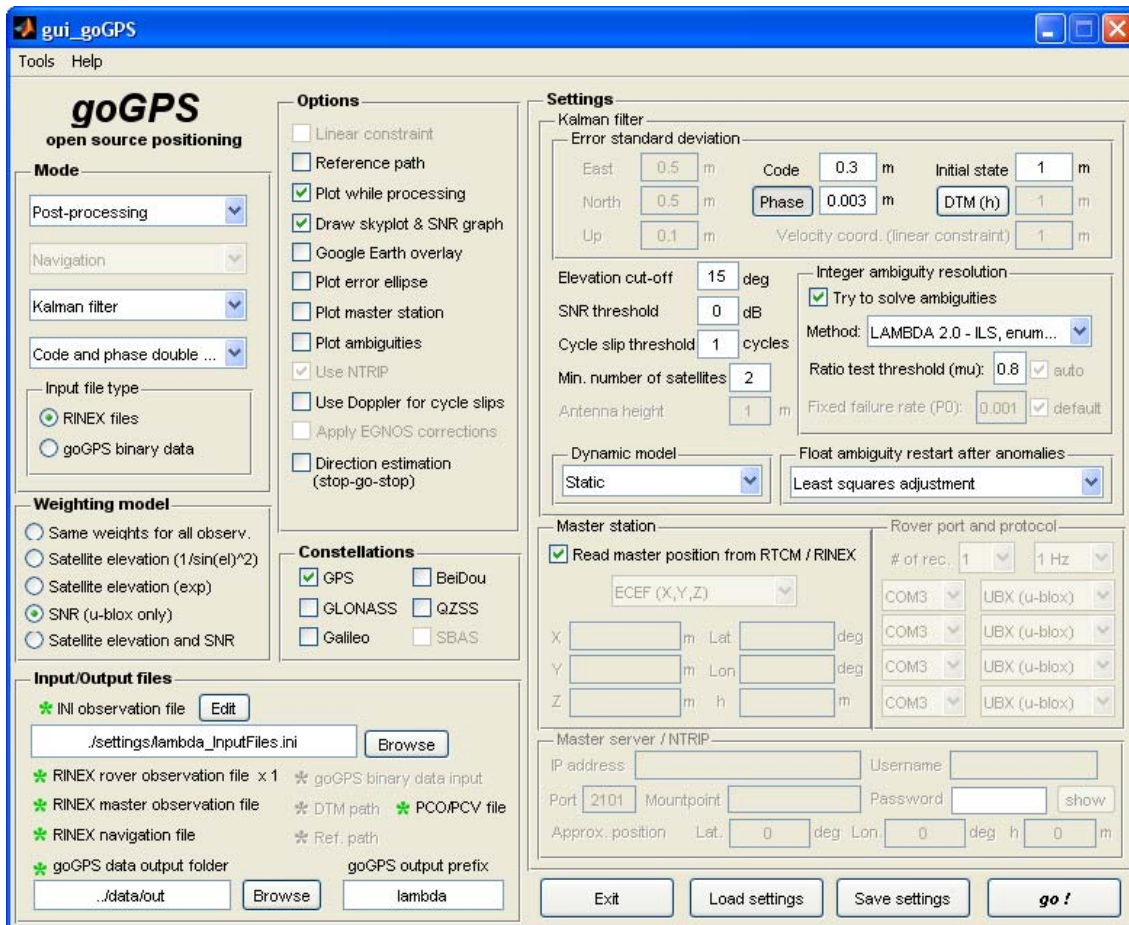


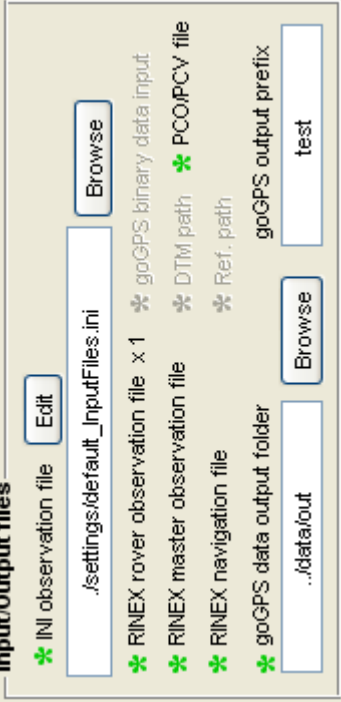





Figure 3: goGPS default MATLAB GUI (on Windows)

The different elements of the GUI are described in detail in the following table.

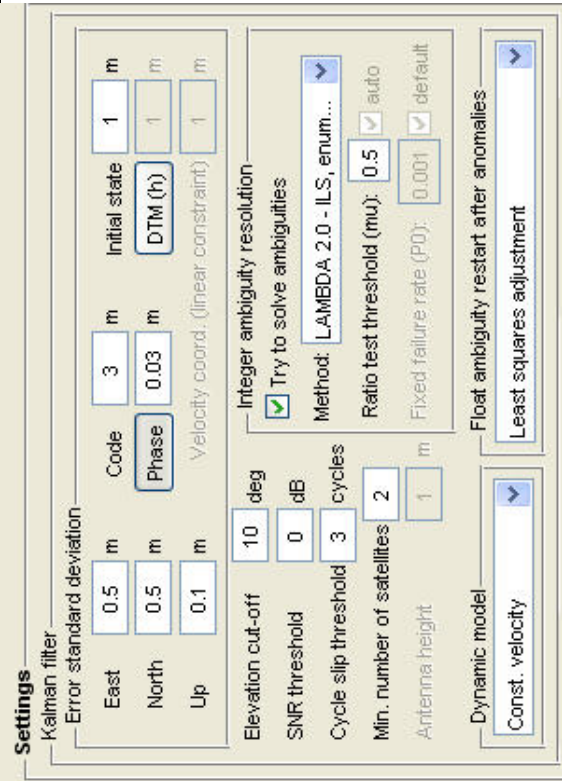
GUI Area	Options	Functions
<p>Mode</p>		<p>The first selection menu in the Mode area specifies whether Post-processing or Real-time mode is to be used. All positioning/monitoring modes are given in the above schemes in Figures 2 and 3.</p> <p>For Post-processing mode, two processing options available:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Least-squares • Kalman filter <p>The Least-squares option allows for selecting the following four types of observables to process:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Code undifferenced • Code double-difference • Code and phase double differences (for Lambda) • Variometric approach for velocity estimation (Colosimo et al. 2011) <p>The Kalman filter options allow for selecting the following four types of observations to process:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Code undifferenced • Code double-difference • Code and phase undifferenced • Code and phase double differences <p>For Real-time mode, four options are available:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Navigation: Receive and synchronize raw data streams from one rover receiver and one master station, and perform positioning on-the-fly by Kalman filter applied to code and phase double differenced observations. • Rover monitor: Display the raw data received by the

		<p>rover station and save in binary format, to be used in post-processing mode later. It means the Rover monitor only activates the Rover port selector and a supported receiver needs to be connected.</p> <ul style="list-style-type: none"> • Master monitor: Display the raw data received by the master station and in binary format, to be used in post-processing mode later. It requires an internet connection to receive information from the defined permanent station. • Rover and Master monitor: The Rover monitor and Master monitor options combined.
Input file type		<p>In post-processing mode, users can select either RINEX or binary data files generated by goGPS (proprietary format) as input. goGPS stores the data collected in a goGPS binary data format during the real time functions.</p> <p>In real-time mode, this area is not active (dimmed).</p>
Input/Output files		<p>In Post-processing mode, the user can specify the INI observation settings file, the goGPS data output folder, and the goGPS output prefix used for the output file names.</p> <p>In Real-time mode, the user can only specify the goGPS data output folder, and the goGPS output file name prefix. The INI observation settings file is not selectable.</p> <p>If the user clicks the “Edit” button for the INI observation file, an interface appears that allows the user to directly modify the INI file within MATLAB (alternatively, it can also be</p>

		<p>externally modified using other text editing software). The INI file contains the names of all the required input files. More details about the INI editor are given at the end of this section.</p> <p>The color of the asterisk beside each file type indicates the following status:</p> <ul style="list-style-type: none"> • red: a required filename or path was not set • yellow: a required filename or path was set, but it does not exist on the file system (i.e. MATLAB could not find it) • green: the filename or path is correctly set.
<p>Weighting model</p>		<p>The user can select different observation weighting functions. The signal-to-noise (SNR)-based weighting model is valid only for receivers from u-blox AG. In general the option “satellite elevation (1/sin(elevation)^2)” is recommended. The “Satellite elevation and SNR” option applies a weighting function that combines the (1/sin(elevation)^2) model and the SNR-based model (therefore this option as well is valid only for receivers from u-blox AG). More information about these options is available in Realini and Reguzzoni (2013).</p>
<p>Constellations</p>		<p>Selects the satellite constellations to be included in the processing. The integer ambiguity resolution by the LAMBDA method can be applied only if all the available satellites use the same frequency (e.g. single-system processing, excluding GLONASS; GPS+Galileo; GPS+QZSS; etc.).</p>

<p>Options</p>		<p>“Linear constraint”: Applies the goGPS Kalman filter on double differenced code and phase observations by constraining the solution to be estimated along a linear path. This option can be useful, for example, when estimating the position of a train moving on a railroad of known geometry. The “Reference path” option must be selected first to use this option.</p> <p>“Reference path”: Used to load a reference (piece-wise) path, defined by a data file specified in the RefPath section of the INI settings file; this path can be used for two different purposes: to constrain post-processing solutions (if “Linear constraint” is selected), or to make goGPS compute the positioning accuracy with respect to the reference path (i.e. by computing mean and standard deviation of the 2D and 3D perpendicular distance of each estimated position from the path).</p> <p>“Use NTRIP”: Enabled by default and makes goGPS act as an NTRIP client for connecting to an NTRIP caster to receive an RTCM 3.x stream. The user can select this option for real-time processing tasks by relative positioning with a VRS (Virtual Reference Station). If the option is not selected, goGPS will directly connect to the specified server without using the NTRIP protocol (e.g. if the RTCM stream is simply sent to an open TCP/IP port). The option is selectable only when you use a real-time mode that involves receiving raw data from a permanent station.</p> <p>“Use Doppler for cycle slips”: Detect cycle slips by comparing</p>
----------------	---	---

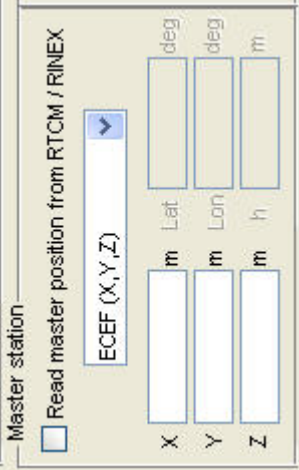

	<p>the observed phase range at time $t+1$ with the phase range reconstructed by means of Doppler measurements, i.e. the phase range at time t minus the Doppler measurement at time t. If the option is not selected, the detection of cycle slips will be performed by the standard method, i.e. by comparing the ambiguities derived from the phase observation minus the Kalman-predicted range with those predicted by the Kalman filter (see Realini and Reguzzoni, 2013)</p> <p>“Apply EGNOS corrections”: Download and read EGNOS EMS files for the timespan of interest, check if the first epoch position falls within EMS grids and, if yes, apply EGNOS SBAS corrections during the undifferenced processing. This option is available (selectable) only in undifferenced processing mode.</p> <p>“Direction estimation (stop-go-stop)”: Estimate a direction (azimuth) when processing data surveyed by means of the “stop-go-stop” method, which consists of:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Keeping the receiver antenna stationary for some time, with the dynamic model set to “Static” 2. Moving the antenna along the direction to be measured, switching the dynamic model to “Constant velocity” 3. Keeping the receiver antenna stationary at the other end of the movement line, setting again the dynamic model to “Static” <p>Note that the dynamic model can be changed during a survey by setting the Dynamic model option to “Variable” in real-time rover monitoring modes.</p>
--	--

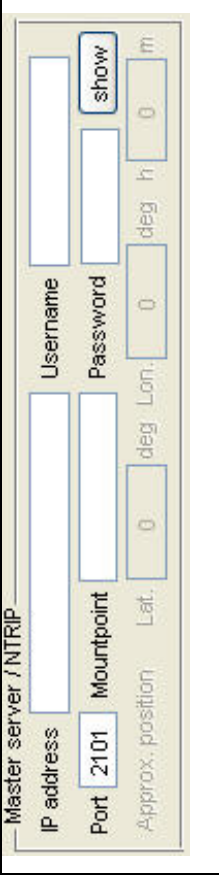
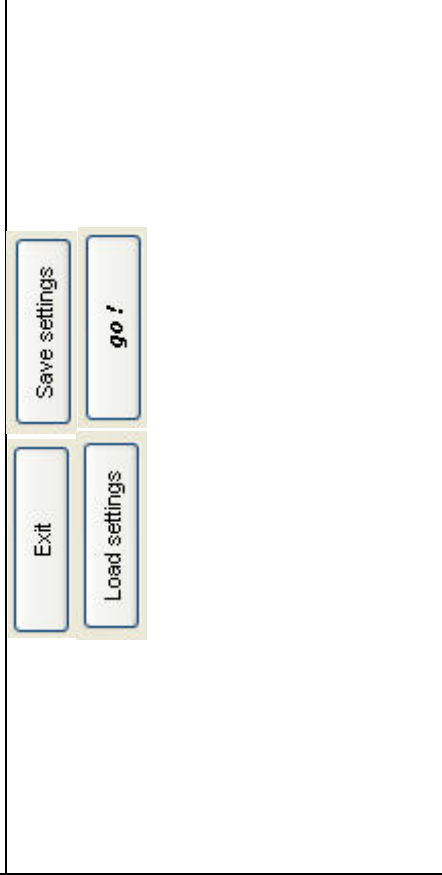
	<p>The other options are for the graphics utilities and are self-explanatory.</p>
<p>Settings: Kalman filter</p> 	<p>These settings are selectable when using Kalman filtering in post-processing mode. Some of these options are also selectable for post-processing with least squares and are listed at the end of this section.</p> <p>“Error standard deviation” settings:</p> <p>Sets the following error standard deviations for Kalman filter processing:</p> <ul style="list-style-type: none"> • “East”, “North”, “Up” represent the standard deviation of the dynamic model of the Kalman filter • “Code” and “Phase” represent the standard deviation of Code and Phase observations, respectively • “Initial state” represents the standard deviation of the initial position of the Kalman filter • “DTM(h)” represents the standard deviation of the Digital Terrain Model (DTM) to be used as a pseudo-observation; this option is toggled on/off by clicking on the DTM(h) button. <p>General Kalman filter settings:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Elevation cut-off: 15° is recommended for low-cost receivers. Should not be set lower than 5°. This setting is also selectable for post-processing with least squares. • SNR threshold: observations with signal-to-noise ratios

		<p>less than the threshold will be discarded from processing. The recommended value is 0 dB (i.e., use do not discard observations). Higher value (e.g., 30 dB or more) should only be used for surveys with very degraded observation quality.</p> <ul style="list-style-type: none"> • Cycle slip threshold: observation discontinuities larger than the threshold will be considered cycle slips. Recommend using 1 cycle for geodetic receivers, static surveys with low-cost receivers and Doppler-based cycle slip detection, and 3 cycles for kinematic surveys with low-cost receivers. The default value is 3 cycles. • Minimum number of satellites: after initialization the Kalman filter prediction and update will be applied when the number of available satellites is equal to or greater than this minimum value. At least 4 satellites are still required for initializing the Kalman filter. <p>“Integer ambiguity resolution” settings:</p> <p>These settings are based on the LAMBDA method (Teunissen 1995; Verhagen 2012) and are only selectable when double difference phase observations are used in post-processing mode. The available settings depend on the LAMBDA method used. The validation of the selected integer is carried out by means of the ratio test threshold. See Verhagen and Li (2012) for more information about these settings.</p> <p>The following LAMBDA methods are available when selecting “Try to resolve ambiguities”:</p>
--	--	---

		<ul style="list-style-type: none"> • LAMBDA v2.0 – ILS, enumeration: only the Ratio test threshold can be set with this method; the default value is 0.5. • LAMBDA v3.0 – ILS, search-and-shrink & enumeration: values for both the “Ratio test threshold” and “Fixed failure rate” can be set with these methods. Select the “auto” check box to have the LAMBDA software choose the ratio test threshold. Select the “default” checkbox to use the LAMBDA software’s default value for the fixed failure rate. • LAMBDA 3.0 – Integer rounding & Integer bootstrapping: no settings can be specified for these methods. • LAMBDA 3.0 – Partial ambiguity resolution: values for the “Min. success rate” can be set with this method. Select the “default” checkbox to use LAMBDA’s default value. <p>“Dynamic model” settings:</p> <p>In post-processing mode, the following settings are available for the dynamic model used in the Kalman filter:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Const. velocity • Const. acceleration • Static • Variable: when used in post-processing, this selection is used to post-process a dataset surveyed with a variable dynamic model (see the real-time cases described below).
--	--	---

	<p>In real-time navigation mode, the variable dynamic model is used to let the user change the dynamic model on-the-fly.</p> <p>In real-time modes with a rover monitor, the following dynamic models are available:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Constant: uses a constant dynamic model • Variable: manually switches between different dynamic models; this option is used during surveys, to make goGPS record when the receiver was stationary and when it was moving (either at “constant velocity” or “constant acceleration”). In practice, this procedure creates a file that stores the selected dynamic mode for each epoch of survey, which can be loaded during post-processing by selecting the “Variable” dynamic model option. Note: the “stop-go-stop” case explained above is a particular case of survey made by a variable dynamic model. <p>“Ambiguity restart after anomalies” settings:</p> <p>When a new satellite rises or a cycle slip occurs, it is necessary to estimate a new ambiguity. The user can select one of the following methods for this:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Observed code-phase difference: uses difference between code and phase observations • Kalman-predicted code-phase difference: uses difference between Kalman-predicted range and phase observations • Least squares adjustment: uses least squares adjustment of all code and phase observations; this method is
--	---

		<p>recommended.</p> <p>The following options are also available when post-processing with least squares:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Elevation cut-off • SNR threshold (only for code double differences) • Integer ambiguity resolution with LAMBDA (only for code and phase double differences) • Phase error standard deviation (only for code and phase double differences)
<p>Settings: Master station</p>		<p>For post-processing mode with double difference observations or real-time navigation mode, the user can specify the position of the master station by either selecting “Read master position from RTCM/RINEX” to get the position from the real-time RTCM stream or the RINEX file header, or by manually entering the position as geocentric Cartesian ECEF (X,Y,Z) coordinates or as geodetic ellipsoidal (lat,lon,h) coordinates.</p>
<p>Settings: Rover port</p>		<p>Defines up to four COM ports where supported low-cost receivers can be simultaneously connected. Supports u-blox LEA-xT, SkyTraq S1315F-RAW, Fastrax IT03 or NVS NV08C-CSM protocols.</p>

<p>Settings: Master server / NTRIP</p>		<p>Configures the NTRIP client to connect to an NTRIP caster defined by the server IP address, port, mountpoint, user and password. The approximate position of the rover receiver can be set either manually (for running a Master monitor just to log RTCM data), or computed and set automatically by goGPS (when running a real-time mode that includes a rover receiver).</p>
<p>Buttons</p>		<p>Button descriptions:</p> <p>“Exit”: closes the goGPS application GUI.</p> <p>“Save settings”: allows the user to save the current GUI configuration settings in .mat files.</p> <p>“Load settings”: allows the user to load previously saved GUI configurations from .mat files.</p> <p>“go!”: runs goGPS with the current settings.</p>

6. The INI Editor

The INI file editor is shown in Figure 4. It can be used to define the paths and names of the input files in the INI file. The entire INI file is displayed on the right side of the window for editing.

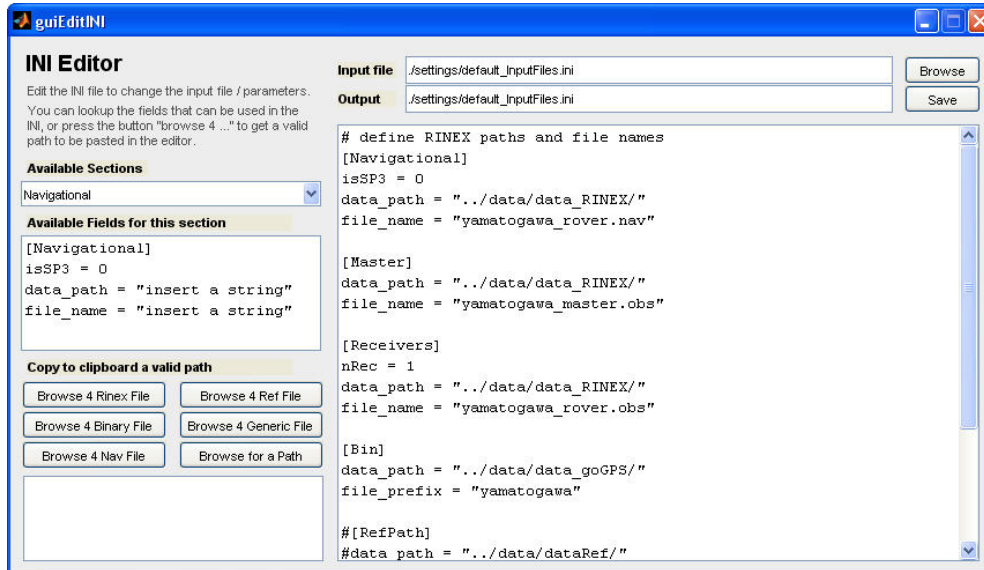


Figure 4: Input files editor

At the top of the INI Editor window, “Input file” and “Output file” define which INI file is loaded as input and which file changes will be saved to, respectively. The Browse button will browse the file system to select an input INI file instead of entering it manually. The Save button will save the INI file currently being edited to the specified output file.

The buttons under “Copy to clipboard a valid path” can be used to select valid paths by browsing the file system instead of entering the path manually, which may introduce errors. When a file is selected, the corresponding path and filename are copied to the clipboard, allowing the user to paste them directly in the INI file editor in the right side of the window. The clipboard contents are shown in the rectangular window in the bottom left corner of the INI Editor window.

There following are the different sections of the INI file in which the different types of files are specified. The generic content of the different sections can be viewed using the “Available Sections” menu.

- Navigation section: Specifies the path and name of the RINEX navigation (.nav) file. The “isSP3” flag is set to zero if broadcast ephemerides are used or set to one when precise ephemerides in SP3 format are used. Note that, at the moment, goGPS can read SP3 files and interpolate satellite positions and clocks, but it cannot actually use the precise orbits. This is due to the fact that it does not apply the satellite phase center offsets yet.

- Master section: Specifies the path and name of the RINEX observation file for the master station.
- Receivers section. Specifies the path(s) and name(s) of the RINEX observation file(s) for the rover receiver(s). In addition, the total number of rover receivers is specified by the “nRec” parameter. This feature was added in order to support planned multi-receiver modes that are still under development. Therefore, “nRec” should always be set to “1” for all the processing modes described in this document.
- Bin section: Specifies the path and name of the goGPS binary file which is formed from the real-time observation and navigation data collected by the user. This file is only used as an alternative to RINEX files.
- RefPath section: Specifies the path and filename defining the “reference path” to be used for the linear constraint positioning option. The RefPath file is created by saving a MATLAB .mat file containing two matrices: one matrix named “ref_path” that defines the path node ECEF coordinates, and one binary matrix named “mat_path” that defines which nodes are linked to which (0: not linked; 1: linked). Example:

```
>> ref_path

ref_path =

    1.0e+06 *

    4.398269203924325    0.703867421376948    4.550191012564839
    4.398275703583665    0.703857251123236    4.550186334656104
    4.398283094011108    0.703865821881468    4.550177921846528
    4.398276618611170    0.703875996818621    4.550182575743193
    4.398270047414793    0.703886240642199    4.550187310996588
    4.398262653590095    0.703877655928451    4.550195729212146

>> mat_path

mat_path =

     0     1     0     0     0     1
     1     0     1     0     0     0
     0     1     0     1     0     0
     0     0     1     0     1     0
     0     0     0     1     0     1
     1     0     0     0     1     0
```

- DTM section: Specifies the folder containing the files for the DTM model in post-processing mode. Note that goGPS requires DTM ASCII grid files to be divided into tiles in order to be loaded and used during processing. The tiles can be generated automatically using the function “dtm_bulk_load” in the MATLAB command window. This function requires the header of the files to be separated from the gridded values: each file header should be stored in a *filename.hdr* file,

and each corresponding grid should be stored in a *filename.dtm* file. All the files composing the required DTM should be stored in a folder, which is passed as an argument to “*dtm_bulk_load*”. For example, given the ASCII grid file “*test.grd*” with the following contents:

```
ncols          4
nrows          6
xllcorner      0.0
yllcorner      0.0
cellsize       50.0
NODATA_value   -9999
-9999 -9999 5 2
-9999 20 100 36
3 8 35 10
32 42 50 6
88 75 27 9
13 5 1 -9999
```

The header file “*test.hdr*” will contain:

```
ncols          4
nrows          6
xllcorner      0.0
yllcorner      0.0
cellsize       50.0
NODATA_value   -9999
```

And the dtm file “*test.dtm*” will contain:

```
-9999 -9999 5 2
-9999 20 100 36
3 8 35 10
32 42 50 6
88 75 27 9
13 5 1 -9999
```

- Variometric section: Specifies the time step for the variometric approach for velocity estimation option in post-processing mode.
- PCO_PCV_file section: Specifies the path and name of the antenna phase center offset (PCO) / phase center variation (PCV) file, in ANTEX (.ATX) format. A standard file (I08.ATX) is provided in the “data/stations” folder.

7. Examples

In this section, examples of different processing modes are described to clarify the operation of goGPS and illustrate its use. For each example an INI file is provided containing the necessary parameters to replicate the example. In general, the default options of the program have been used but the user can change them according to his particular use.

7.1 Post-processing: Least-squares, code undifferenced, with and without EGNOS

The main goal of this example is to evaluate the impact of using augmentation systems, like EGNOS, in post-processing mode and using least-squares adjustment with code observations.

Open the MATLAB application and set the current folder to the “goGPS” subfolder of the installed goGPS_v0.4.3 application. Now type in the MATLAB command "goGPS" and press [Return].

To select the corresponding setting options and input files, click on the button “Load settings” and select “egnos”. Change the output prefix “egnos” to “example_EGNOS” (see Figure 5) and click on the button “go!”. The MATLAB command line output expected is shown in Figure 6.

When the program execution has finished, the following output files are created in the folder “./data/out”:

example_EGNOS_cov_ENU.txt	Position covariance matrices per epoch in ENU
example_EGNOS_cov_XYZ.txt	Position covariance matrices per epoch in XYZ
example_EGNOS_NMEA.txt	NMEA output strings for each epoch
example_EGNOS_position.mat	Complete position information for each epoch
example_EGNOS_position.txt	Complete position information for each epoch
example_EGNOS_report.pdf	Single page report of position solution
example_EGNOS.kml	KML file for displaying positions in Google Earth
example_EGNOS_conf_000.bin	Satellite configuration (for internal use)
example_EGNOS_dop_000.bin	Dilution of precision (for internal use)
example_EGNOS_kal_000.bin	Kalman filter matrices (for internal use)
example_EGNOS_sat_000.bin	Satellite topocentric coordinates (for internal use)

To compare the GPS positions with EGNOS corrections and the GPS positions without EGNOS corrections, type in the MATLAB command "goGPS" and press [Return]. The program loads the last configuration, so to process without EGNOS corrections change the output prefix to “example_GPS” and unmark the “Apply EGNOS corrections” option (see Figure 7). Then click on the button “go!”.

Finally to generate the plots in Figure 8 comparing the two solutions, copy the graph_EGNOS.m file from the examples folder into the goGPS folder. Then type the

MATLAB command “graph_EGNOS.m” and press [Return]. The plots in Figure 8 should appear in a new figure window.

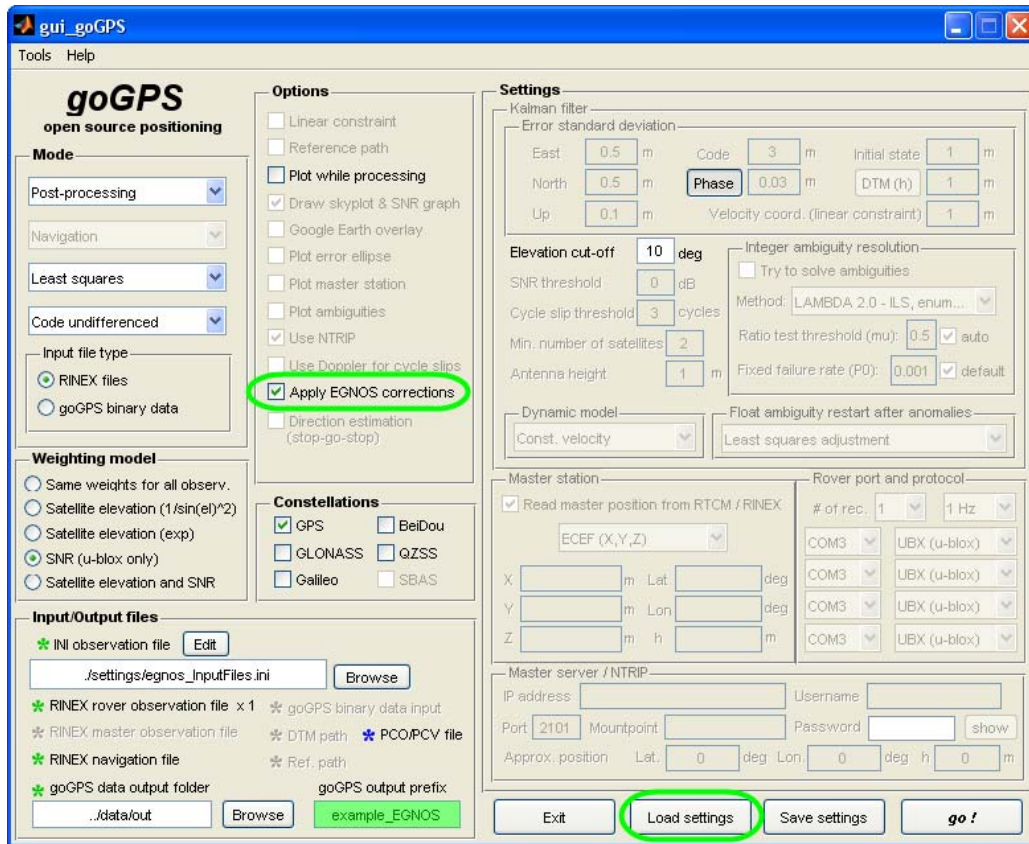


Figure 5

```

Command Window
File Edit Debug Desktop Window Help
>> goGPS
goGPS GUI initialization completed in 12.12 seconds
Reading RINEX file ../data/data_RINEX/egnos_test/egnos_test_rover.nav: ... done
Reading RINEX file ../data/data_RINEX/egnos_test/egnos_test_rover.obs: ... done
... WARNING: ROVER antenna PCV corrections set to zero (antenna type "      NONE" not found).
Rover a priori position set from RINEX:
      X=5036339.5525 m, Y=-332565.7115 m, Z=3887151.5386 m
No EMS files found in ../data/EMS directory.
FTP connection to the EGNOS Message Server (http://131.176.49.48). Please wait...
Downloaded EGNOS .ems file: PRN 120 Year 2012 DOY 347 Hour 11
Downloaded EGNOS .ems file: PRN 120 Year 2012 DOY 347 Hour 12
Download complete.
Reading EMS files...
Checking that the receiver approximate position falls within the available EMS grids... TRUE
EMS files successfully read. Applying SBAS corrections.
Pre-processing rover observations (file ../data/data_RINEX/egnos_test/egnos_test_rover.obs)...
Reading EMS files...
Checking that the receiver approximate position falls within the available EMS grids... TRUE
EMS files successfully read. Applying SBAS corrections.
Processing...
Reading: ../data/out/example_EGNOS_kal_000.bin
Reading: ../data/out/example_EGNOS_sat_000.bin
Reading: ../data/out/example_EGNOS_dop_000.bin
Reading: ../data/out/example_EGNOS_conf_000.bin
Reading: ../data/out/example_EGNOS_res_000.bin
Writing output file...
Writing report file (PDF)...
Writing NMEA file...
Writing KML file...
Writing estimated error covariance files...
Elapsed time is 172.269938 seconds.
fx >>

```

Figure 6

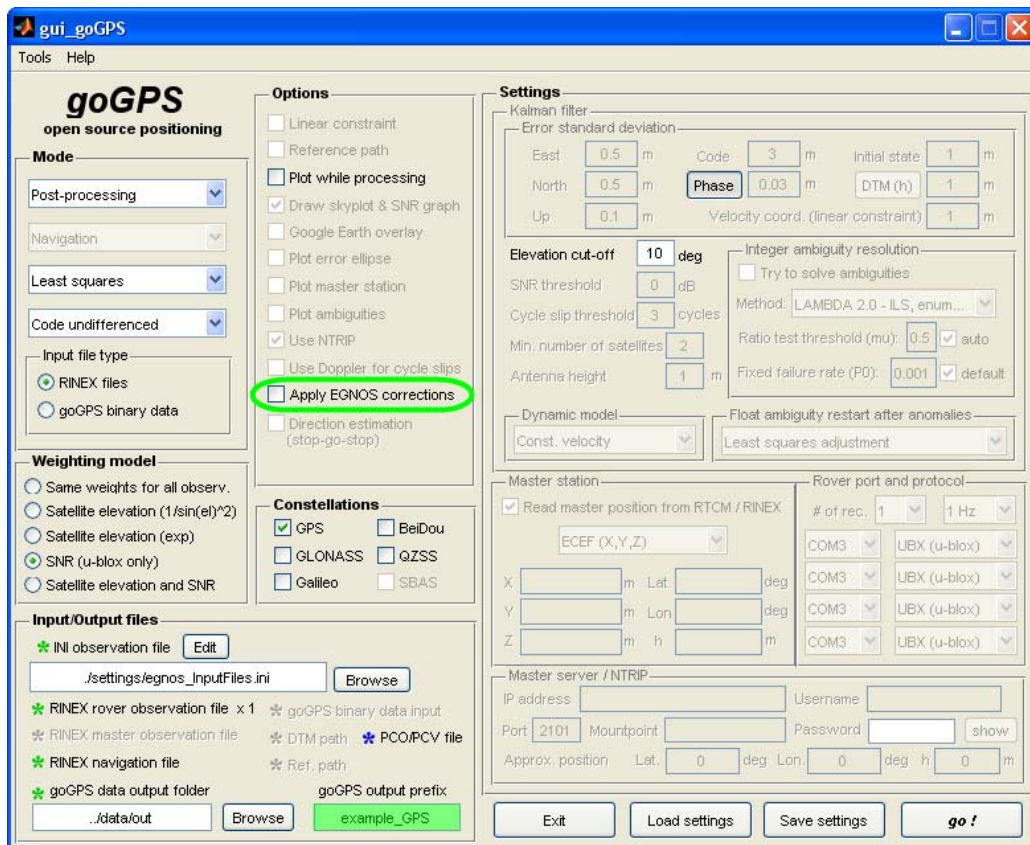


Figure 7

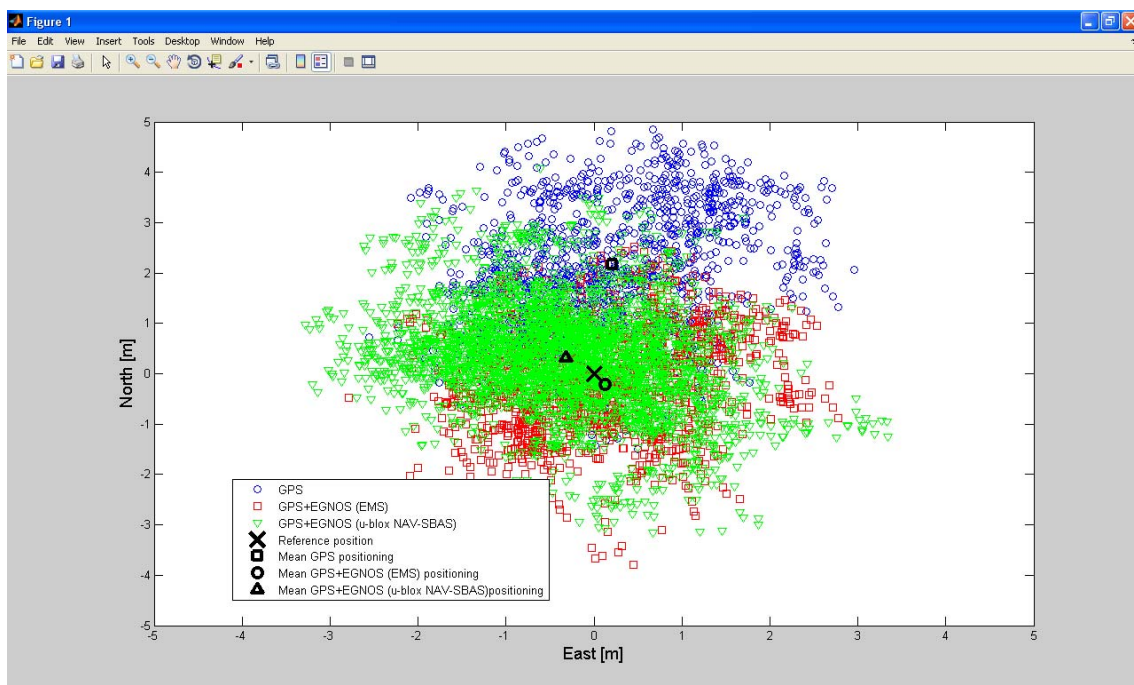


Figure 8

7.2 Post-processing: Least-squares, code undifferenced, multi-constellation

The objective of this example is to compare the position estimated for a point with its “true position” using different constellations in post-processing. The estimated position is computed by least-squares adjustment using code observations.

GPS

Open the MATLAB application and set the current folder to the “goGPS” subfolder of the installed goGPS_v0.4.3 application. Now type in the MATLAB command "goGPS" and press [Return].

To select the corresponding setting options, click on the button “Load settings” and select the “multiGNSS” file. Once the settings are loaded, change the output prefix “multiGNSS” to “GPS” and make sure that only the GPS constellation is selected (see Figure 9). Then click on the button “go!”.

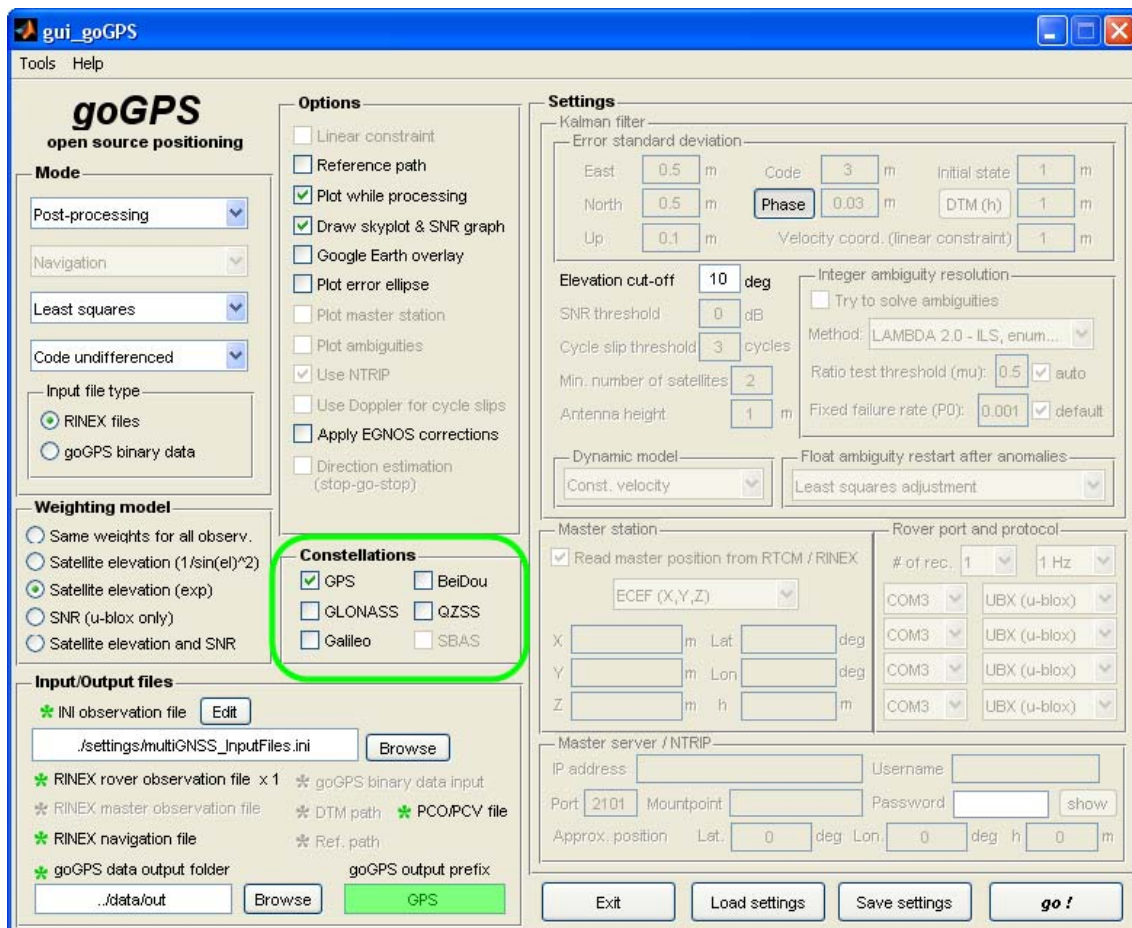


Figure 9

GLONASS

When the program is finished processing GPS, type in the MATLAB command "goGPS" and press [Return]. The program loads the last configuration, so to process GLONASS data change the output prefix "GPS" to "GLO", uncheck the GPS option in the constellation box, and check the GLONASS option. Then click on the "go!" button (see Figure 10).

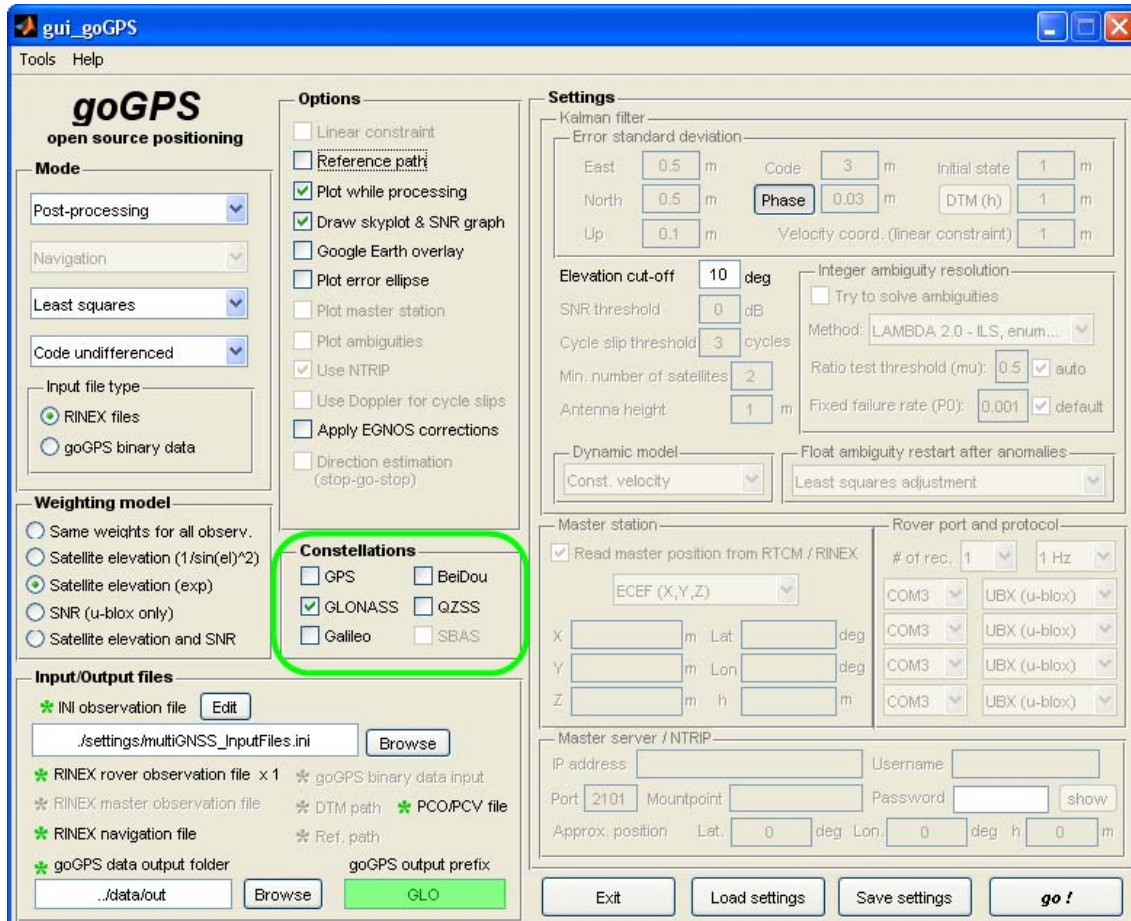


Figure 10

BeiDou

When the program is finished processing GLONASS, type in the Matlab command "goGPS" and press [Return]. To process BeiDou data, change the output prefix "GLO" to "BDS", uncheck the GLONASS option in the constellation box and check the BeiDou option. Then click the "go!" button (see Figure 11).

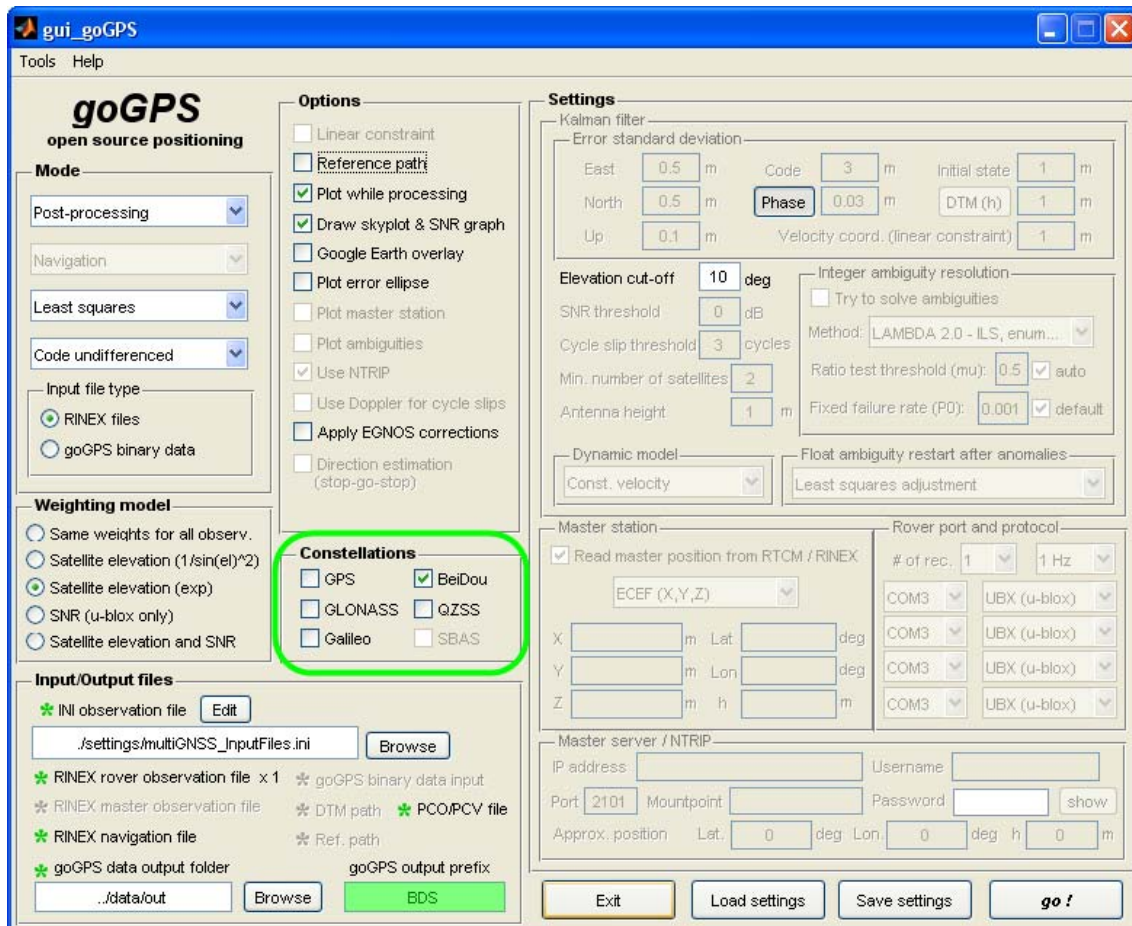


Figure 11

GPS + GLONASS

When the program is finished processing BeiDou, type in the Matlab command "goGPS" and press [Return]. To process both GPS and GLONASS data, change the output prefix "BDS" to "GPSGLO", uncheck the BeiDou option in the constellation box and check the GPS and GLONASS options. Then click the "go!" button (see Figure 12).

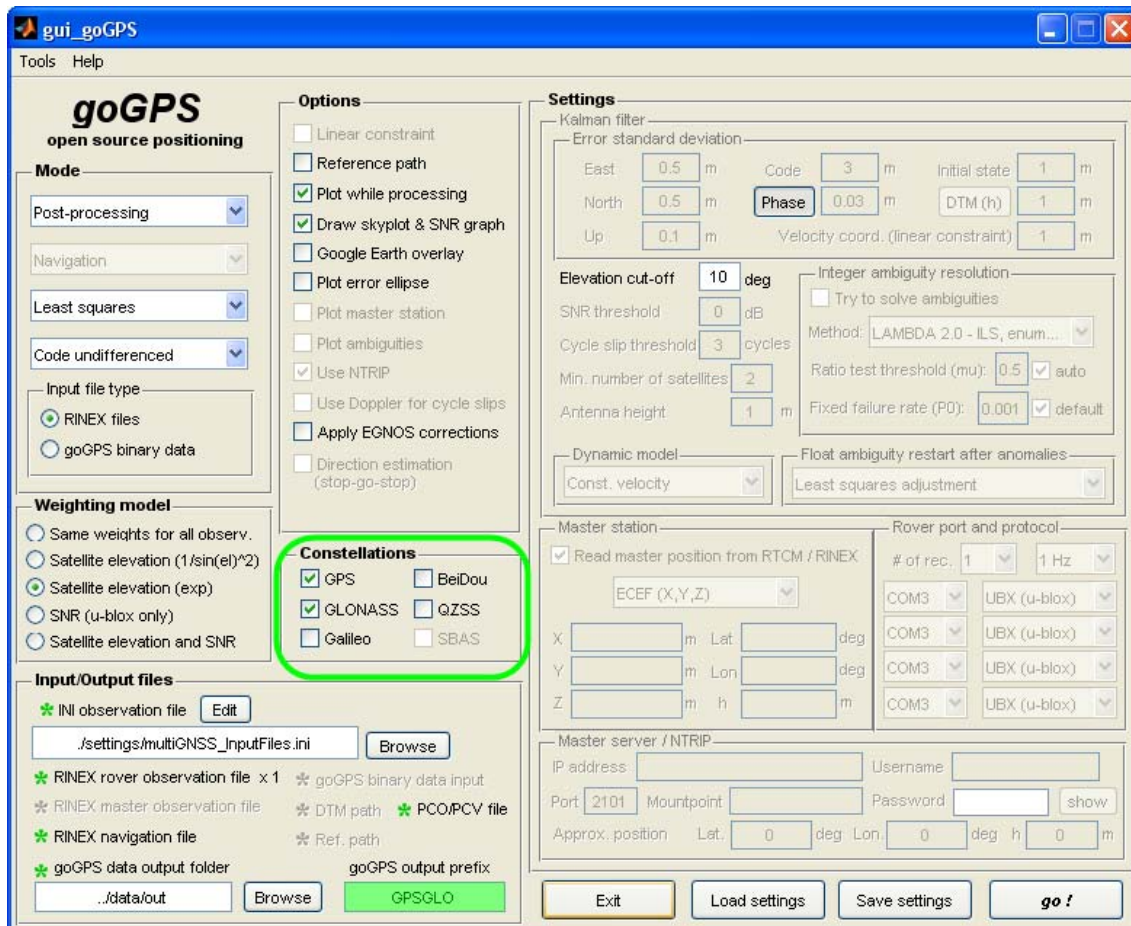


Figure 12

GPS + BeiDou

When the program is finished processing BeiDou, type in the Matlab command "goGPS" and press [Return]. To process both GPS and BeiDou data, change the output prefix "GPSGLO" to "GPSBDS", uncheck the GLONASS option in the constellation box and check the GPS and BeiDou options. Then click the "go!" button (see Figure 13).

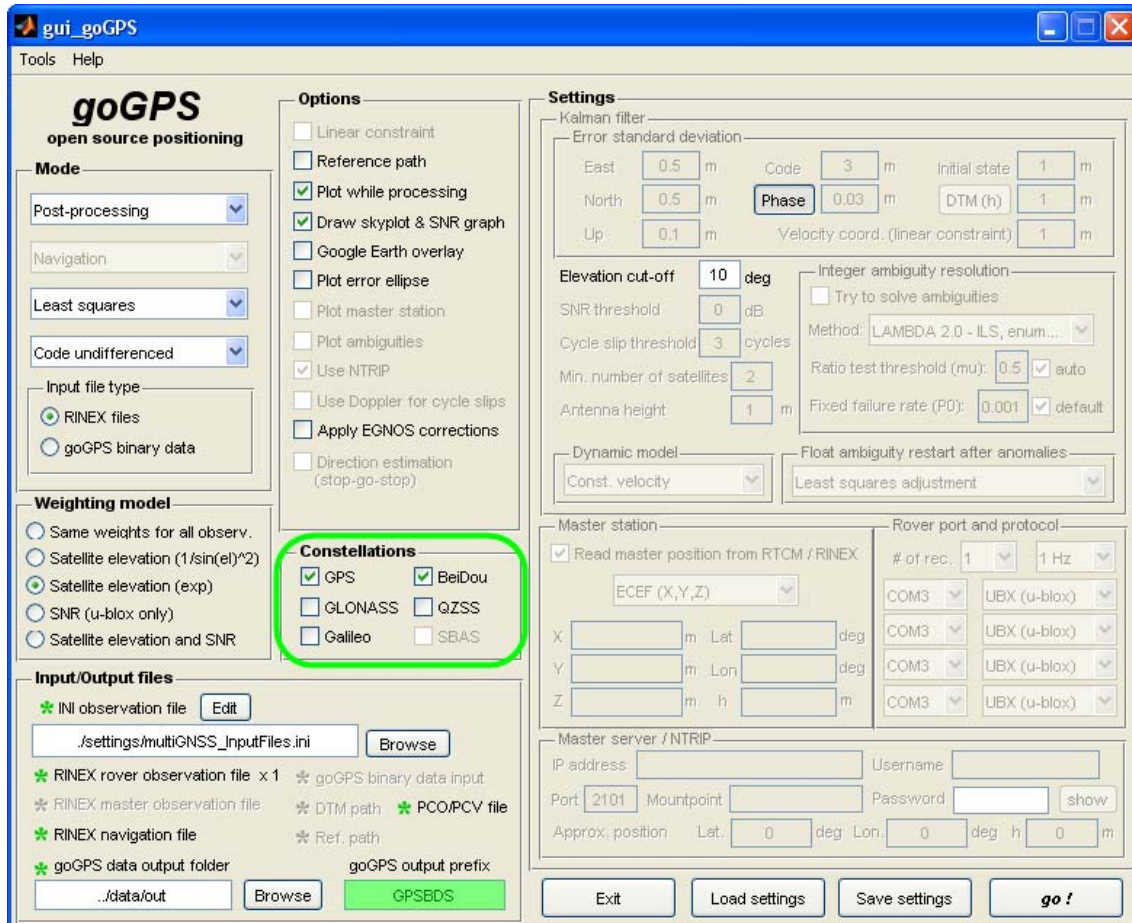


Figure 13

GPS + Galileo

When the program is finished processing GPS and BeiDou, type in the Matlab command "goGPS" and press [Return]. To process both GPS and Galileo data, change the output prefix "GPSBDS" to "GPSGAL", uncheck the BeiDou option in the constellation box and check the GPS and Galileo options. Then click the "go!" button (see Figure 14).

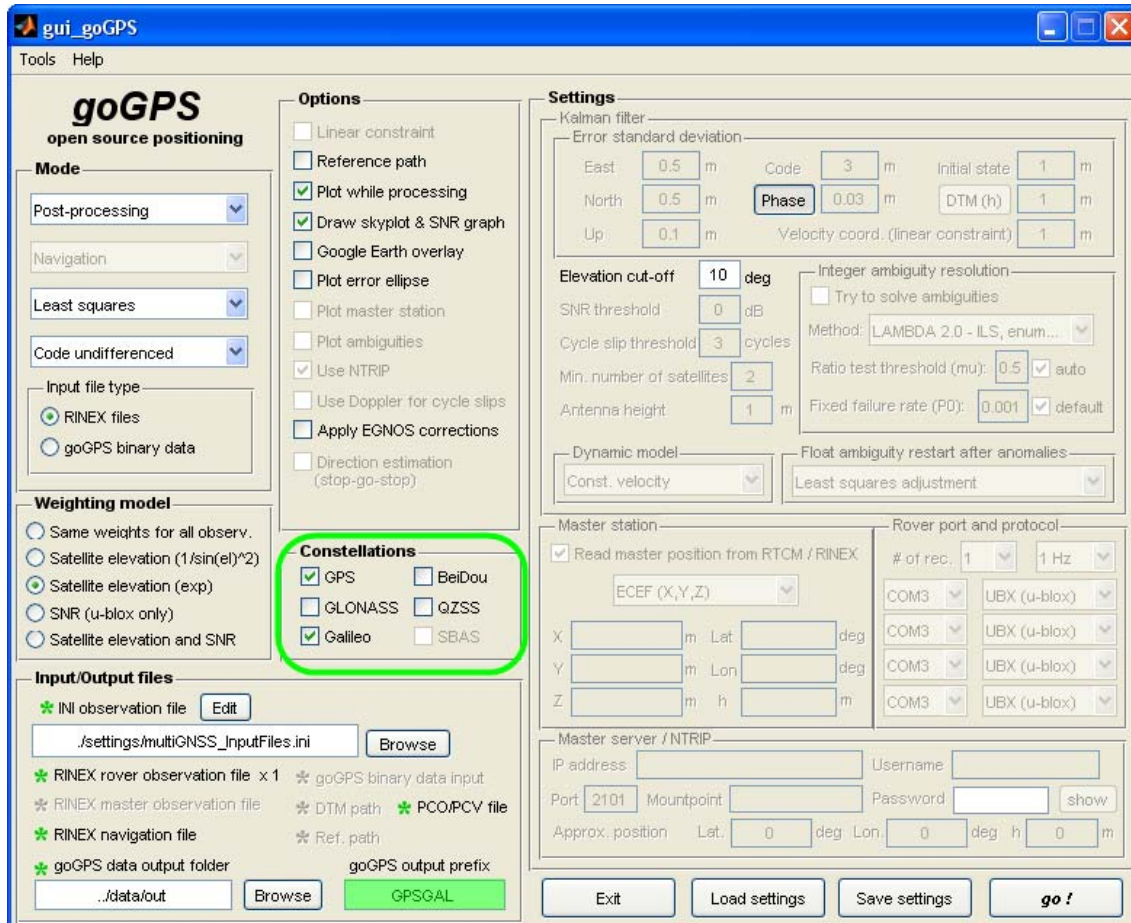


Figure 14

GPS + QZSS

When the program is finished processing GPS and Galileo, type in the Matlab command "goGPS" and press [Return]. To process both GPS and QZSS, change the output prefix "GPSGAL" to "GPSQZS", uncheck the Galileo option in the constellation box and check the GPS and QZSS options. Then click the "go!" button (see Figure 15).

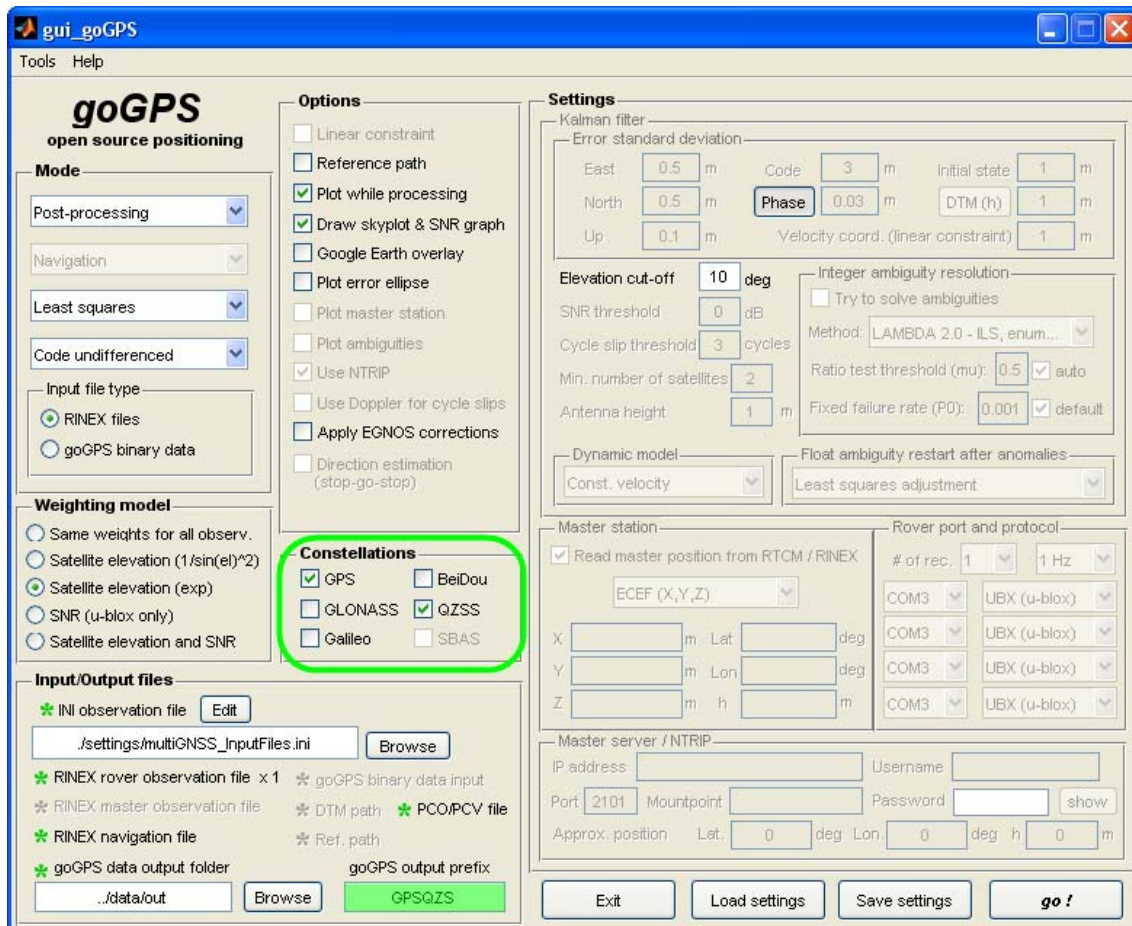


Figure 15

GLONASS + BeiDou

And finally, when the program is finished processing GPS and QZSS, type in the Matlab command "goGPS" and press [Return]. To process both GLONASS and QZSS, change the output prefix "GPSQZS" to "GLOBDS", uncheck the GPS and QZSS options in the constellation box and check the GLONASS and BeiDou options. Then click the "go!" button (see Figure 16).

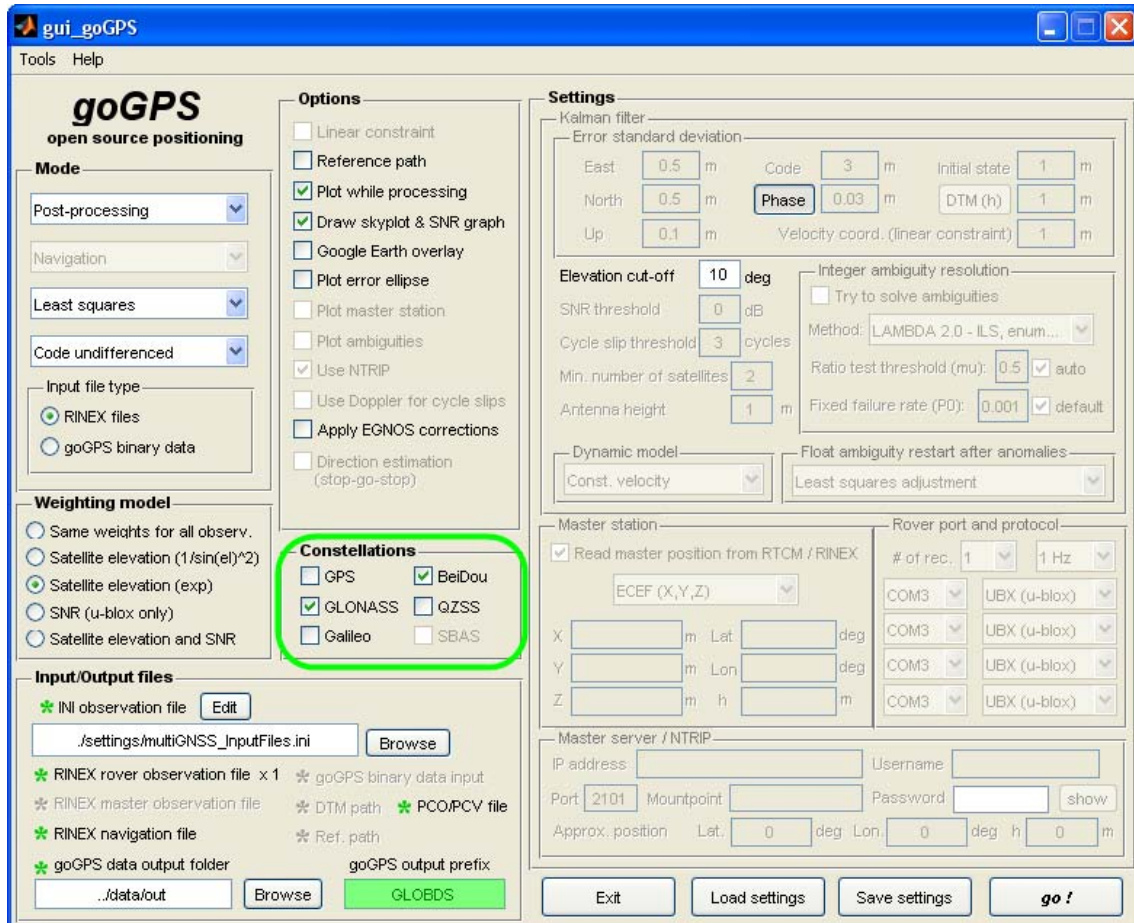


Figure 16

There should now be eight solutions with which to generate Figure 17. To do that, copy the `graph_multiGNSS.m` file from the “examples” folder to the `goGPS` folder. Type in the MATLAB command “`graph_multiGNSS`” and press [Return]. The plots in Figure 17 should appear in a new figure window.

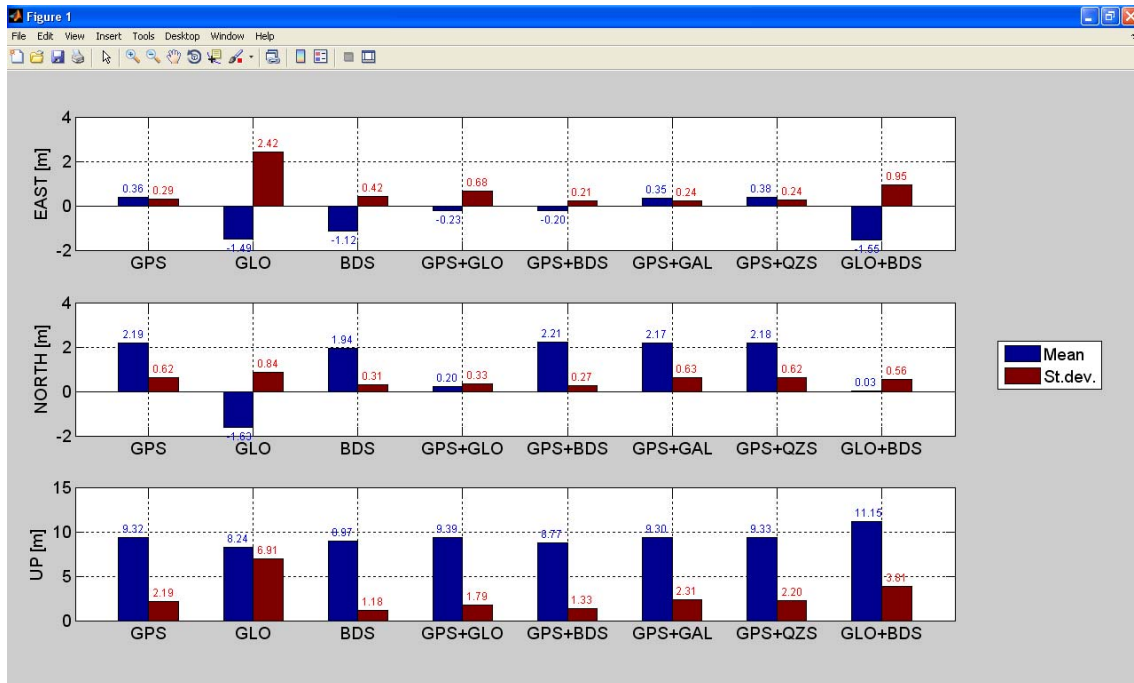


Figure 17

7.3 Post-processing: Kalman filter, code & phase double difference, integer ambiguity resolution by LAMBDA method

The objective of this example is to show a comparison between the coordinates estimated in post-processing of phase observations with float ambiguities and integer ambiguities resolved using the LAMBDA method.

Open the MATLAB application and set the current folder to the “goGPS” subfolder of the installed `goGPS_v0.4.3` application. Type in the MATLAB command “`goGPS`” and press [Return]. The window in Figure 18 should appear.

To select the corresponding setting options click on the button “Load settings” and select the “lambda” file. Then click on the button “go!” to process with LAMBDA integer ambiguity resolution.

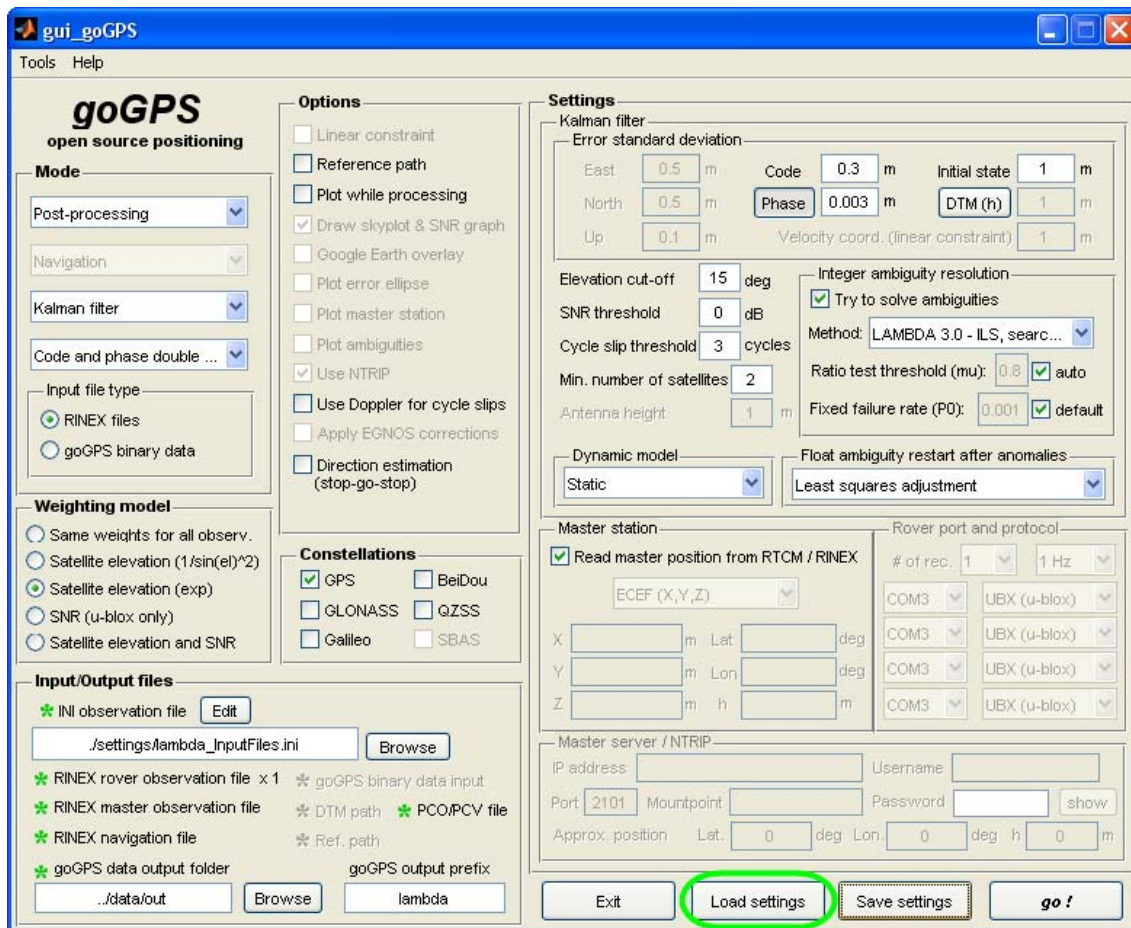


Figure 18

If LAMBDA version 3 is not installed, and error message will explain how to obtain it and install it. The GUI settings will then be automatically set to use LAMBDA 2.0 - ILS. Click the button “go!” to begin processing again with LAMBDA v2.0.

When the program is finished, multiple output files are created in the folder “../data/out”. To compare the float positioning results with the positioning results obtained with integer ambiguities estimated by LAMBDA method with positioning results using float ambiguities, run goGPS again with two parameters changed. Type in the command “goGPS” and press [Return]. The program loads the last configuration, so you only need to change the output prefix “lambda” to “float” and uncheck the option “Try to solve ambiguities” (see Figure 19). Then click on the button “go!”.

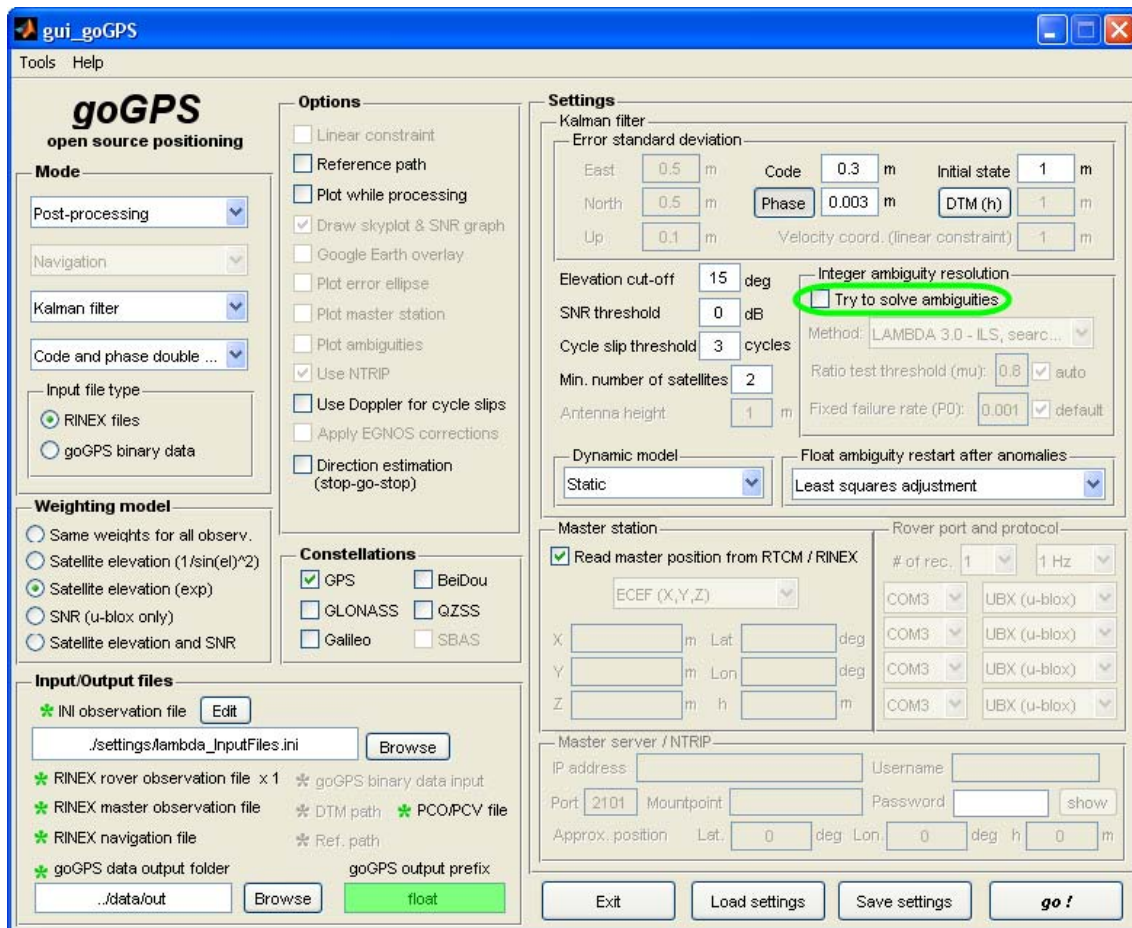


Figure 19

Finally to compare the two solutions, copy “graph_LAMBDA.m” from the examples folder to the folder “goGPS”. Then type in the MATLAB command "graph_LAMBDA" and press the [Return] button. The corresponding local coordinate convergence is shown in Figure 20. Since a Kalman filter with a static model for the receiver dynamics is used, the final estimated receiver position is the one for the last epoch of the plotted time series.

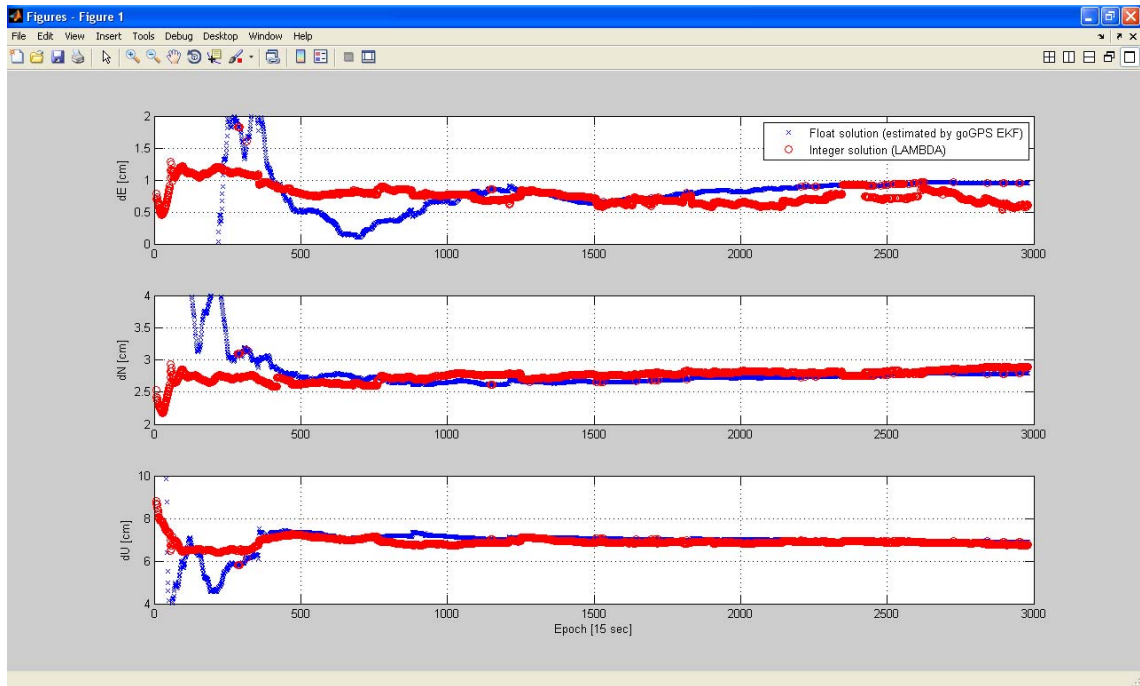


Figure 20

7.4 Real-Time: Navigation

goGPS allows real time data collection. To do that, open the MATLAB application and set the current folder to the “goGPS” subfolder of the installed goGPS_v0.4.3 application. Then type in the command "goGPS" and press [Return]. The window in Figure 21 should appear.

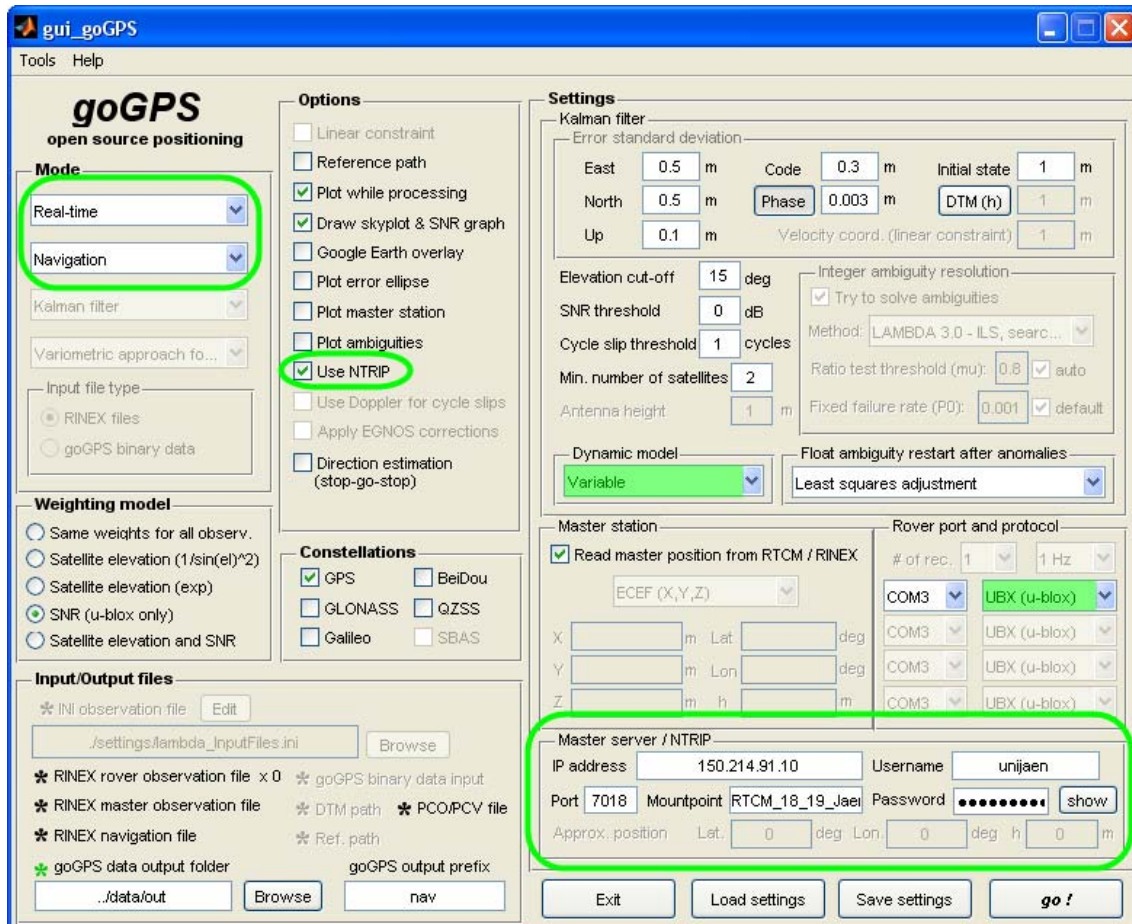


Figure 21

Navigation mode activates the settings area of the GUI and the Master Server / NTRIP options for differential positioning using the NTRIP protocol and Rover port. The user can connect a low cost receiver to the COM port and define appropriate Master server parameters if differential positioning is used. This mode allows the user to display a graph of the positions obtained at each epoch, see Figure 22.

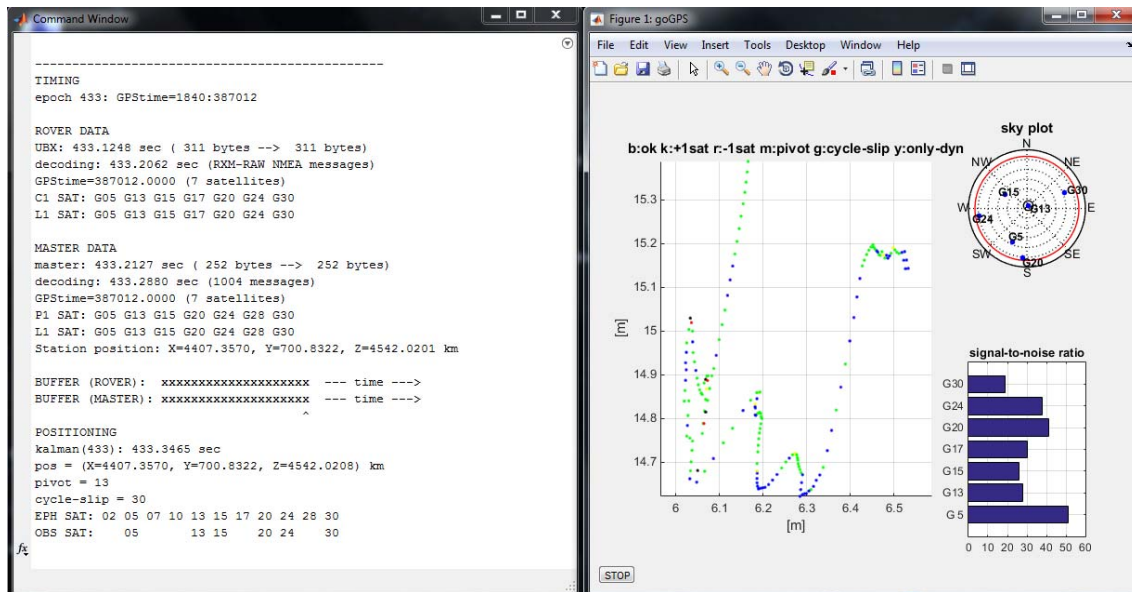


Figure 22

References

- Colosimo G, Crespi M, Mazzoni A (2011) Real-time GPS seismology with a stand-alone receiver: A preliminary feasibility demonstration. *Journal of Geophysical Research: Solid Earth* (1978–2012), 116(B11).
- Herrera A, Suhandri H, Realini E, Reguzzoni M (2015) goGPS open source software. *GPS Solutions*, DOI: 10.1007/s10291-015-0469-x.
- Realini E, Reguzzoni M (2013) goGPS: open source software for enhancing the accuracy of low-cost receivers by single-frequency relative kinematic positioning. *Measurement Science and Technology* 24(11):115,010.
- Realini E (2009) Ph. D. thesis: goGPS free and constrained relative kinematic positioning with low cost receivers.
- Teunissen P (1995) The least-squares ambiguity decorrelation adjustment: a method for fast GPS integer ambiguity estimation. *Journal of Geodesy* 70(1-2):65–82.
- Verhagen S, Li B. (2012) LAMBDA software package: Matlab implementation, version 3.0. Delft University of Technology and Curtin University, Perth, Australia.

Anexo B

Manual de G&G Simulator

1. Introduction

G&G Simulator is a software package designed to simulate GNSS observations. It can simulate code and phase on L1, L2 and L5 for GPS constellation and on E1, E5a and E5b for Galileo constellation.

G&G Simulator is developed in MATLAB and it is aimed at providing a tool useful for carrying out new scenario GNSS-related research. It provides a platform for testing new algorithms and experimental functionalities.

The main features of the software are:

- Code and phase simulation on L1-E1, L2, L5, E5a and E5b
- Multi-constellation support – GPS and Galileo
- Klobuchar model, NeQuick model and IONEX file to simulate the ionosphere effect
- Hopfield model, Saastamoinen model and ZPD file to simulate the troposphere effect
- Multipath effect generation
- Noise addition into the observations
- Cycle slips into phase observations
- Writing of the solution in MATLAB file: *.mat

2. Requirements

G&G Simulator is being developed and tested in MATLAB on Windows platform. Note that the MATLAB GUI appearance is significantly influenced by the operating system and versions of MATLAB being used.

The following elements are needed in order to use G&G Simulator with MATLAB:

- Windows operating system
- MATLAB 7.6 or greater

The following elements are also needed:

- For satellite positioning
 - RINEX navigation file .nav
 - Precise ephemerides SP3/CLK file
- For atmospheric effects
 - IONEX file
 - ZPD file

G&G Simulator can automatically download from IGS ftp service the required files when it is necessary

3. Installation

To install G&G Simulator simply unzip the GGSimulator.zip file into a folder. Figure 1 shows the structure of folders.

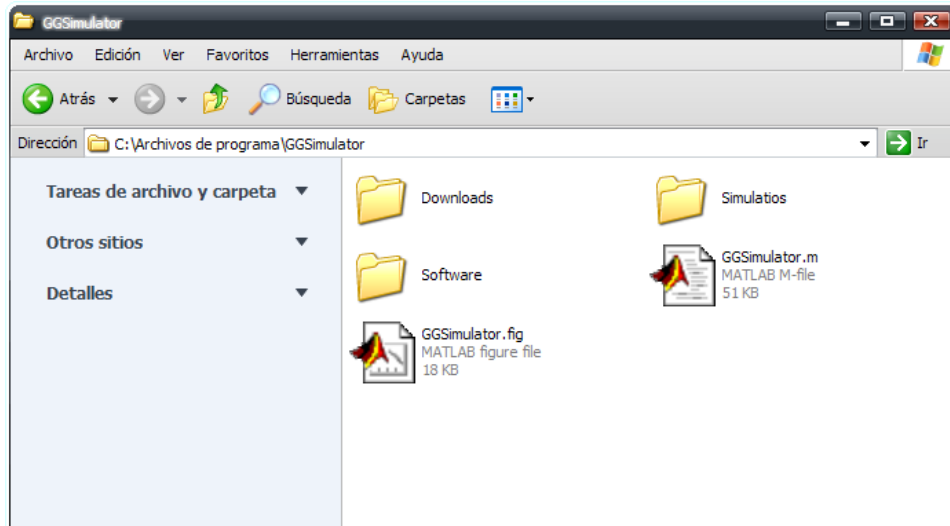


Figure 1: G&G Simulator folder structure

To run G&G Simulator, make sure you have a working MATLAB environment. Open the MATLAB application and set the current folder to the unzipped GGSimulator folder. Then type "GGSimulator" in the MATLAB command window and press [Return], and the GGSimulator graphical user interface (GUI) should appear. This GUI is shown in Figure 2:

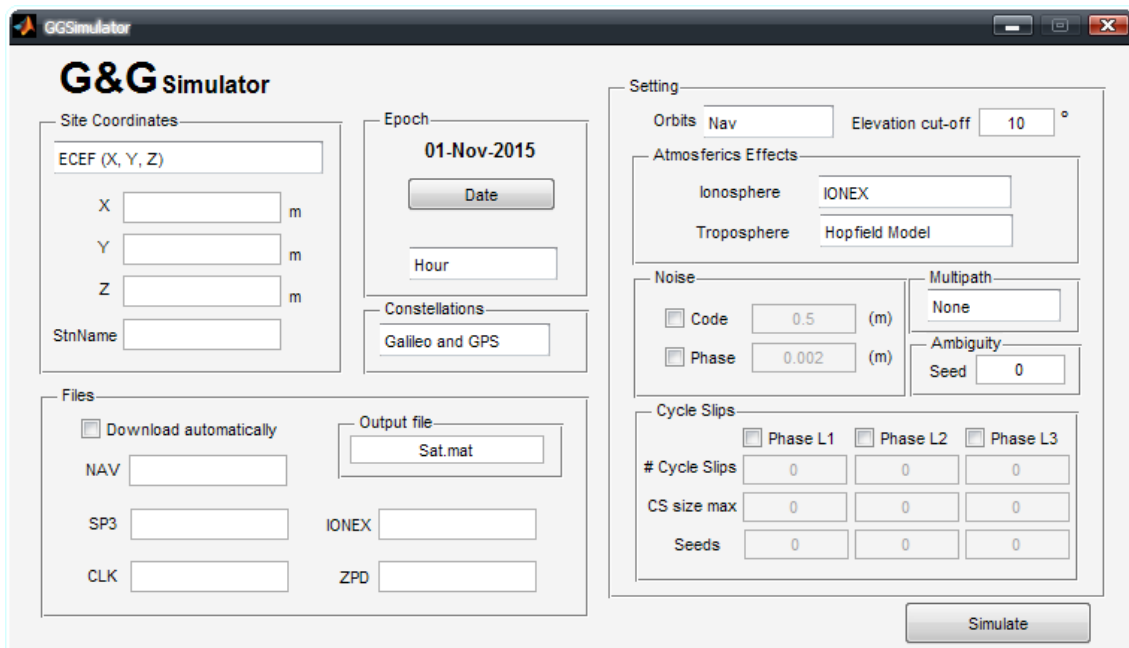
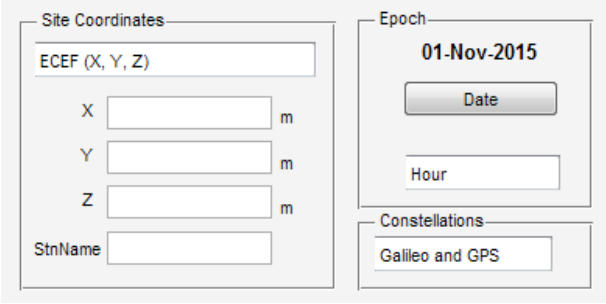


Figure 2: G&G Simulator default MATLAB GUI (on Windows)

4. Setting a simulation

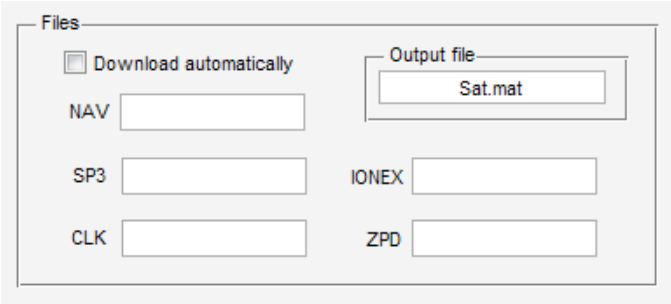
The users can simulate several topics related to GNSS observations. Now it is described the configuration of each of the parts of the program.

- Input data: Site Coordinates, Epoch, Constellations and Files



The screenshot shows two main sections: 'Site Coordinates' and 'Epoch'. The 'Site Coordinates' section includes a dropdown menu for 'ECEF (X, Y, Z)', three input fields for 'X', 'Y', and 'Z' (each followed by a unit 'm'), and an input field for 'StrName'. The 'Epoch' section features a date input field showing '01-Nov-2015', a 'Date' button, and an 'Hour' input field. Below these is a 'Constellations' section with a dropdown menu currently set to 'Galileo and GPS'.

The user must choose the coordinates and the stations name where he wants simulate. It is possible use Cartesian coordinates (X,Y,Z) or Geodetic coordinates (Lat, Lon, h). Also the user can select IGS stations: SFER and AUCK. After that, the user can define the epoch to simulate, and the satellites constellation.




The screenshot shows the 'Files' configuration section. It includes a checkbox for 'Download automatically'. Below this are three input fields for file names: 'NAV', 'SP3', and 'CLK'. To the right, there is an 'Output file' section with an input field containing 'Sat.mat'. Below the 'Output file' section are two more input fields: 'IONEX' and 'ZPD'.

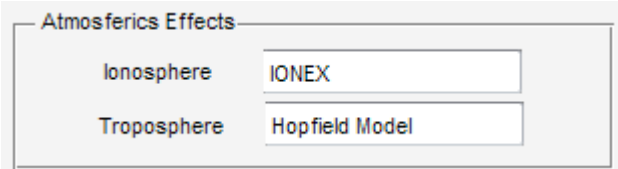
The user can choose to download automatically the files from IGS ftp service or introduce the name of their files. If he chooses the second option, this file must be copied into Download folder previously. Also he can define the name for the output file.

When the user defines this input data, he must choose the setting to simulate. The right part of Figure 2 shows the different options.

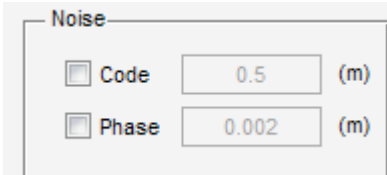
- Setting data: Orbit, Elevation cut-off, Atmospheric Effects, Noise, Multipath and Cycle slips



First, the user has to choose the ephemerides to positioning the satellites, here there are two options: NAV file or SP3 file. Elevation cut-off recommended is 10-15° and should not be set lower than 5°.



Second, the atmospheric effects must be set. To the ionospheric effect the user can choose: Klobuchar model, NeQuick model and also he can use IONEX file to model the ionospheric effect, and in addition he can simulate low, medium and high conditions. Some similar happens with the troposphere. In this case the user can choose: Hopfield model, Saastamoinen model and also he can use ZPD.



Third, the next setting block is the observation noise. The user can add noise to the code and phase observations. Usually, the code noise is 0.5 meter and the phase noise is some millimeters.

Multipath
None

Ambiguity
Seed 0

Fourth, the user can introduce multipath effect. In this case the user can choose: none, modeled or pattern. The software include a multipath pattern, this pattern was got by an experiment at University of Jaén. The modeled multipath is based on a sinusoidal signal with a period near to 20 seconds. Also the initial phase ambiguity can be defined using a random seed. If this seed is set to 0, the initial phase ambiguity will be 0, in other case will be random for each frequency.

Cycle Slips

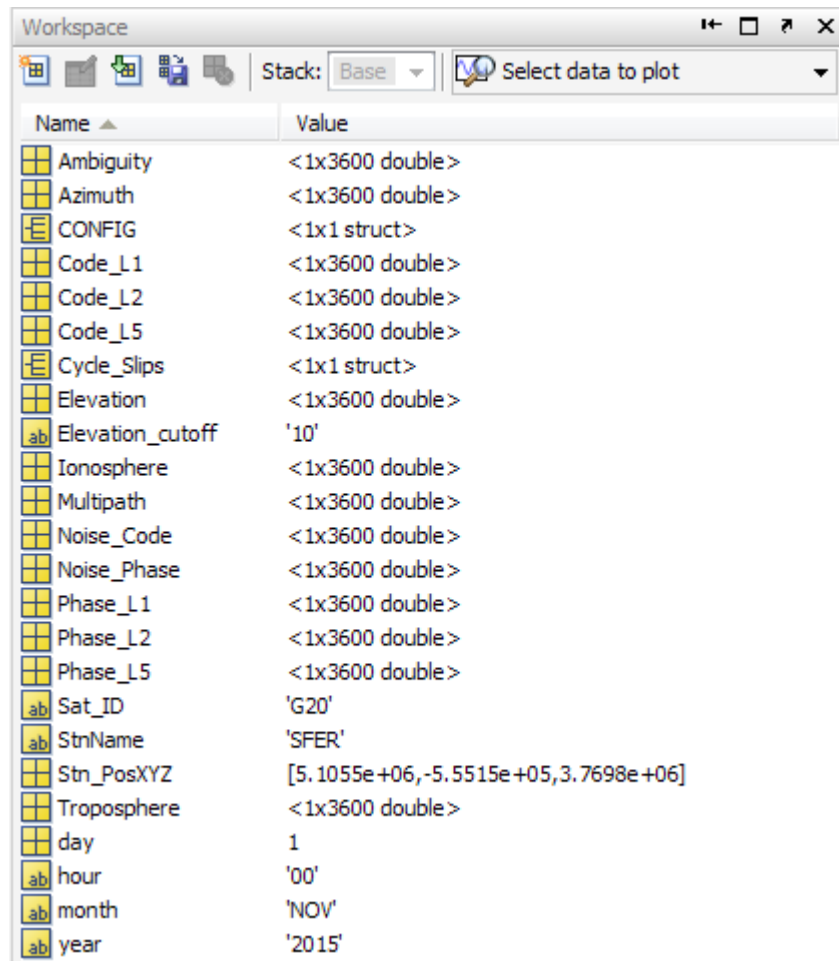
Phase L1 Phase L2 Phase L3

# Cycle Slips	0	0	0
CS size max	0	0	0
Seeds	0	0	0

Fifth, the cycle slips setting area is very important because here the user can simulate cycle slip in order to have observations for testing algorithms to detect and repair cycle slips. The user is free for include cycle slips in all frequencies or select one specifically. Remember that the cycle slips only affect to phase observations. The user also can define the number and the size of cycle slips. The cycle slips positions and their size in the simulation will be defined by a random seed in order to be able to repeat the same simulation cycle slips but using different parameters (characteristic of noise, different ionospheric model, etc.). If the user set # Cycle Slips equal to 1, the cycle slip size will be equal to CS size max. If the user set # Cycle Slips with a value greater than 1, the cycle slip sizes will be random with a maximum value equal to CS size max.

Finally, the user must click in Simulate button to run. The software stores in the output file several parameters to use the simulated data to test algorithms. Figure 3 shows an output file. It can be seen that information about several parameters. These parameters

are well described by the name. Next section shows an example with a determined setting to the user be able to reproduce the simulation.



The screenshot shows the MATLAB Workspace window with a table of variables. The table has two columns: 'Name' and 'Value'. The variables listed are:

Name	Value
Ambiguity	<1x3600 double>
Azimuth	<1x3600 double>
CONFIG	<1x1 struct>
Code_L1	<1x3600 double>
Code_L2	<1x3600 double>
Code_L5	<1x3600 double>
Cycle_Slips	<1x1 struct>
Elevation	<1x3600 double>
Elevation_cutoff	'10'
Ionosphere	<1x3600 double>
Multipath	<1x3600 double>
Noise_Code	<1x3600 double>
Noise_Phase	<1x3600 double>
Phase_L1	<1x3600 double>
Phase_L2	<1x3600 double>
Phase_L5	<1x3600 double>
Sat_ID	'G20'
StnName	'SFER'
Stn_PosXYZ	[5.1055e+06,-5.5515e+05,3.7698e+06]
Troposphere	<1x3600 double>
day	1
hour	'00'
month	'NOV'
year	'2015'

Figure 3: Output file Workspace

5. Example

To simulate this example the user must introduce the next setting:

- Site Coordinates: SFER station [m]: [5105518.913, -555145.702, 3769803.510]
- Epoch: Click Date and set 01-Nov-2015 and 12.00 hour
- Constellation: GPS
- Orbit: Nav
- Elevation cut-off: 10°
- Ionosphere: IONEX File
- Troposphere: Saastamoinen model
- Noise:
 - Code: 0.5 m
 - Phase: 0.003 m
- Ambiguity seed: 0
- Multipath: No
- Cycle Slips:
 - L1: 5 cycles
 - L2: 4 cycles

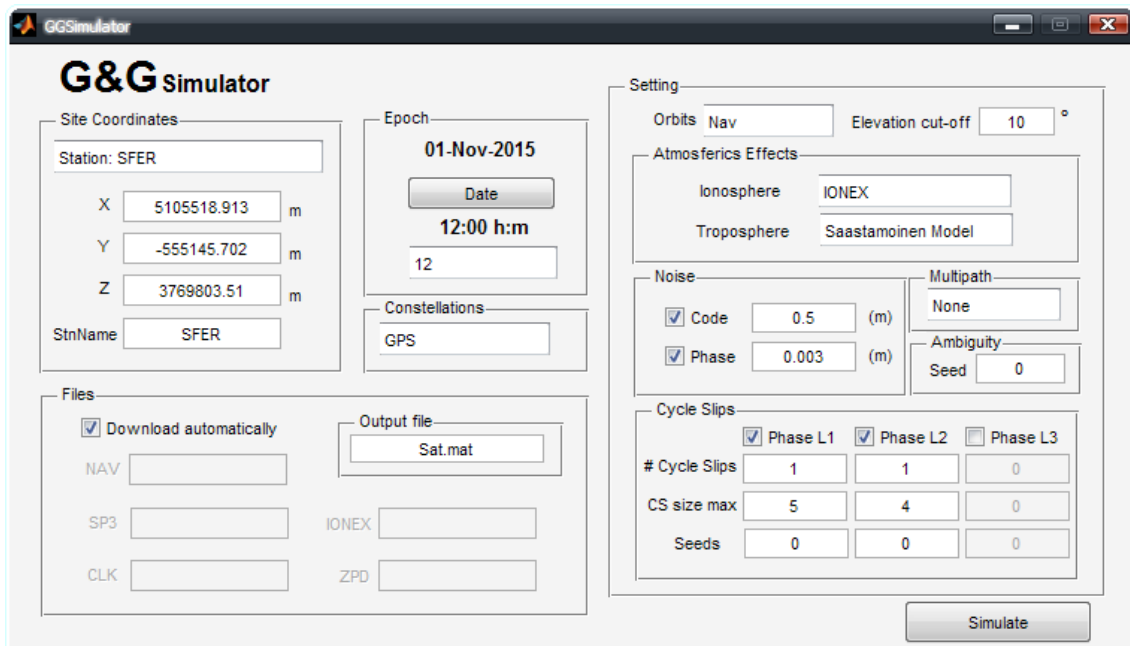


Figure 3: G&G Simulator MATLAB GUI setting for the example

Figure 3 shows the setting for this example. When the simulator asks about the satellite, the user must select “G20”, after a minute the simulation will be finished. The user must repeat the simulation with the same value but must unmark Code and Phase Noise. Now

the user can plot several things, for this example it is interesting to plot the lineal combination L1-L2 to see the cycle slips as shown Figure 4.

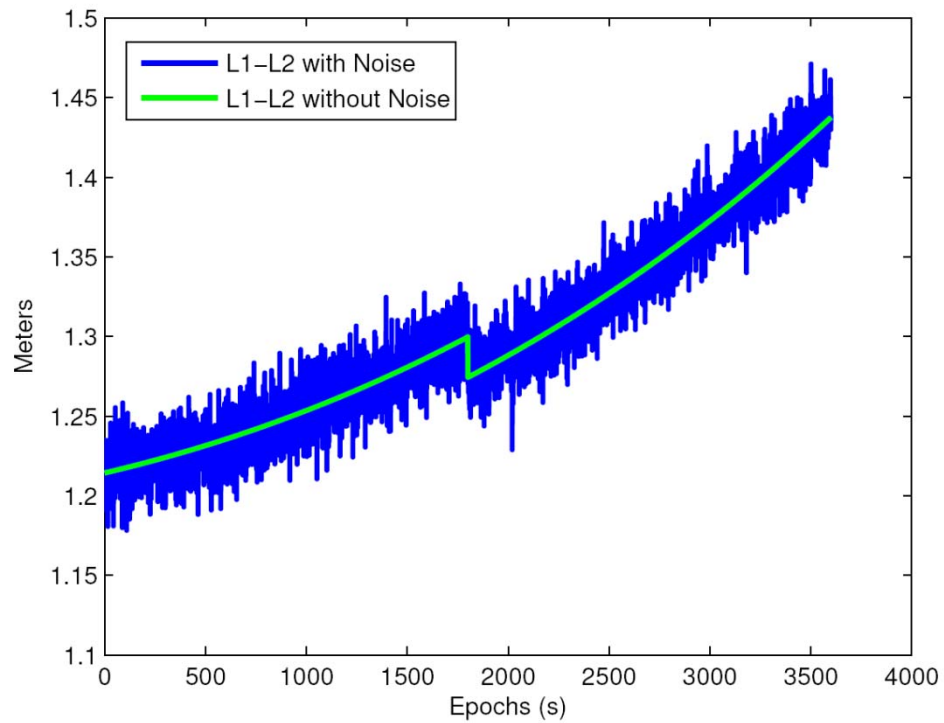


Figure 4: Lineal combination L1-L2 with cycle slips

Bibliografia

- D. C. Agnew and K. M. Larson. Finding the repeat times of the GPS constellation. *GPS Solutions*, 11:71–76, 2007.
- B. Arbesser-Rastburg. The Galileo single frequency ionospheric correction algorithm. *Third European Space Weather Week*, 13:17, 2006.
- ARINC Engineering Services, 2006a. NAVSTAR GPS space segment/navigation user interfaces. Interface specification, IS-GPS-200, revision D, IRN-200D-001, 2006.
- V. Baiocchi, M. Crespi, and G. Pietrantonio. A new software for the quality check of GPS permanent stations data, 2007.
- S. Bancroft. An algebraic solution of the GPS equations. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, (1):56–59, 1985.
- R. Barzaghi. The collocation approach to mass anomalies detection in gravity observations. In *Workshop on Theory and Practice of inverse problems*, Milano, Italy, 1989. Politecnico di Milano, Istituto di Topografia, Fotogrammetria e Geofisica.
- R. Barzaghi and F. Sansò. Sulla stima empirica della funzione di covarianza. *Bollettino di Geodesia e scienze affini*, 42(7):389–415, 1983.
- E. Benedetti, M. Branzanti, G. Colosimo, A. Mazzoni, and M. Crespi. VADASE: State of the Art and New Developments of a Third Way to GNSS Seismology. 2015.

- J. Benedicto and D. Ludwig. Galileo System Architecture and Services. In *Seventh International Workshop on Digital Signal Processing Techniques for Space Communications, Sesimbra, Portugal, 2001*.
- N. Bergeot, C. Bruyninx, P. Defraigne, S. Pireaux, J. Legrand, E. Pottiaux, and Q. Baire. Impact of the Halloween 2003 ionospheric storm on kinematic GPS positioning in Europe. *GPS solutions*, 15(2):171–180, 2011.
- S. B. Bisnath and R. B. Langley. Efficient, automated cycle-slip correction of dual-frequency kinematic GPS data. In *proceedings of ION GPS*, pages 145–154, 2000.
- G. Blewitt. An automatic editing algorithm for GPS data. *Geophysical Research Letters*, 17(3):199–202, 1990.
- J. Boehm, R. Heinkelmann, and H. Schuh. Short note: A global model of pressure and temperature for geodetic applications. *Journal of Geodesy*, 2007.
- P. Bona. Precision, cross correlation, and time correlation of GPS phase and code observations. *GPS solutions*, 4(2):3–13, 2000.
- F. Butsch. Galileo signals, frequencies, performance, current activities, project status. In *ICAO Aeronautical Spectrum Management Seminar, Nairobi, Kenia, 2007*.
- C. Cai, C. He, R. Santerre, L. Pan, X. Cui, and J. Zhu. A comparative analysis of measurement noise and multipath for four constellations: GPS, BeiDou, GLONASS and Galileo. *Survey Review*, pages 1752270615Y–0000000032, 2015.
- C. Chong. Status of COMPASS/BeiDou Development. In *Stanford’s PNT Challenges and Opportunities Symposium, 2009*.
- R. Conley, R. Cosentino, C. J. Hegarty, E. D. Kaplan, J. L. Leva, M. U. de Haag, and K. Van Dyke. Performance of stand-alone GPS. *Kaplan & CJ Hegarty (Eds.), Understanding GPS: Principles and applications*, pages 301–378, 2006.
- R. Dach, U. Hugentobler, P. Fridez, M. Meindl, et al. Bernese GPS software version 5.0. *Astronomical Institute, University of Bern*, 640:114, 2007.

BIBLIOGRAFÍA

- Z. Dai, S. Knedlik, and O. Loffeld. Real-time cycle-slip detection and determination for multiple frequency GNSS. In *Positioning, Navigation and Communication, 2008. WPNC 2008. 5th Workshop on*, pages 37–43. IEEE, 2008.
- Z. Dai, S. Knedlik, and O. Loffeld. Instantaneous triple-frequency GPS cycle-slip detection and repair. *International Journal of Navigation and Observation*, vol2009, 2009.
- I. Daubechies. Orthonormal bases of compactly supported wavelets. *Communications on Pure and Applied Mathematics*, 41:906–966, 1988.
- P. De Jonge and C. C. J. M. Tiberius. The LAMBDA method for integer ambiguity estimation: implementation aspects. *Publications of the Delft Computing Centre, LGR-Series*, 12(12):1–47, 1996.
- M. C. de Lacy, F. Sansò, G. Rodriguez-Caderot, and A. J. Gil. The Bayesian approach applied to GPS ambiguity resolution: a mixture model for the discrete–real ambiguities alternative. *Journal of Geodesy*, 76(2):82–94, 2002.
- M. C. de Lacy, A. J. Gil, G. Rodriguez-Caderot, and B. Moreno. A method to estimate the ionospheric bias by using the new GNSS frequencies: an analysis of its theoretical accuracy in a PPP context. *Fisica de la Tierra*, 20:133–150, 2008a.
- M. C. de Lacy, M. Reguzzoni, F. Sansò, and G. Venuti. The Bayesian detection of discontinuities in a polynomial regression and its application to the cycle-slip problem. *Journal of Geodesy*, 82(9):527–542, 2008b.
- G. Di Giovanni and S. M. Radicella. An analytical model of the electron density profile in the ionosphere. *Advances in Space Research*, 10(11):27–30, 1990.
- EGNOS OS SDD. EGNOS Open Service (OS). Service Definition Document, 2015.
- European Commission, 2003. *The Galilei Project. Galileo Design Consolidation*. ESYS plc, Guildford, UK, 2003.

- S. Gaglione. NeQuick model performance analysis for GNSS mass market receivers positioning. In *Proceedings of the IGS AC Workshop*, The Abdus Salam International Centre for Theoretical Physics. Trieste, Italy, Diciembre 2014.
- Galileo OS SIS ICD. European GNSS (Galileo) Open Service. Signal In Space. Interface Control Document, 2010.
- G. Gendt. IGS switch to absolute antenna model and ITRF2005. *IGS Mail No. 5438, IGS Central Bureau Information System*, 2006.
- S. Godha and M. E. Cannon. GPS/MEMS INS integrated system for navigation in urban areas. *Gps Solutions*, 11(3):193–203, 2007.
- A. Graps. An introduction to wavelets. Technical report, Institute of Electrical and Electronics Engineers, 1995.
- W. A. Heiskanen and H. Moritz. *Physical geodesy*. Freeman, San Francisco, 1967.
- A. Herrera. *Implementación de los efectos atmosféricos y de multipath en el desarrollo de un simulador de datos GNSS*. Trabajo tutelado. Escuela Politécnica Superior de Jaén. Universidad de Jaén, 2011.
- A. Herrera, S. Caldera, M. C. de Lacy, E. Realini, and M. Reguzzoni. An analysis of the improvement introduced by EGNOS into the software goGPS for kinematic positioning using low cost receivers. In *Proceedings of 7ª Asamblea Hispano-Portuguesa de Geodesia y Geofísica*, pages 5–7, 2012.
- T. A. Herring, R. W. King, and S. C. McClusky. Introduction to Gamit/Globk. *Massachusetts Institute of Technology, Cambridge*, 2008.
- B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Wasle. *GNSS Global Navigation Satellite Systems*. Springer Wien New York, 2008.
- H. S. Hopfield. Two-quartic tropospheric refractivity profile for correcting satellite data. *Journal of Geophysical Research*, 74(18):4487–4499, 1969.

BIBLIOGRAFÍA

- IS-GPS-200H. Global positioning system directorate systems engineering and integrations, 2013.
- IS-GPS-705D. Global positioning system wing directorate systems engineering and integrations, 2013.
- IS-GPS-800D. Global positioning system directorate systems engineering and integrations, 2013.
- D. Kim and R. B. Langley. Instantaneous real-time cycle-slip correction of dual frequency GPS data. In *Proceedings of the international symposium on kinematic systems in geodesy, geomatics and navigation, Banff, Alberta, Canada*, pages 5–8, 2001.
- J. A. Klobuchar. Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users. *IEEE Trans. Aerospace Electron. Syst.*, 23(3):325–331, 1986.
- K. M. Larson, A. Bilich, and P. Axelrad. Improving the precision of high-rate GPS. *Journal of Geophysical Research*, 2007.
- H. K. Lee, J. Wang, and C. Rizos. Effective cycle slip detection and identification for high precision GPS/INS integrated systems. *The Journal of Navigation*, 56(03):475–486, 2003.
- LeicaGS20. *Leica Geosystems GS20 User Manual v1.1*. Leica Geosystems AG, Heerbrugg, Switzerland, 2004.
- A. Leick. *GPS Satellite Surveying*. John Wiley & Sons, Inc., 2004.
- A. Leick, L. Rapoport, and D. Tatarnikov. *GPS satellite surveying*. John Wiley & Sons, New York, 4th. edition, 2015.
- P. Misra and P. Enge. *Global Positioning System*. Ganga-Jamuna Press, 2006.
- B. Moreno, S. Radicella, M.C. de Lacy, M. Herraiz, and G. Rodriguez-Caderot. On the effects of the ionospheric disturbances on precise point positioning at equatorial latitudes. *GPS solutions*, 15(4):381–390, 2011.

- L. Mussio. Il metodo della collocazione minimi quadrati e le sue applicazioni per l'analisi statistica dei risultati delle compensazioni. *Ricerche di Geodesia, Topografia e Fotogrammetria*, 4:305–38, 1984.
- R. D. Nee. Multipath effects on GPS code phase measurements. *Navigation*, 39(2):177–190, 1992.
- A. E. Niell. Global mapping functions for the atmosphere delay at radio wavelengths. *Journal of geophysical research*, 101(B2):3227–3246, 1996.
- C. Ogaja and C. Satirapod. Analysis of high-frequency multipath in 1-hz gps kinematic solutions.
- A. V. Oppenheim, R. W. Schaffer, and J. R. Buck. *Discrete-Time Signal Processing*. Prentice Hall, 1999.
- R. Prasad and M. Ruggieri. *Applied Satellite Navigation Using GPS, GALILEO, and Augmentation Systems*. Artech House Publishers, 2005.
- J. G. Proakis and D. K. Manolakis. *Digital Signal Processing. Principles, Algorithms and Applications*. Prentice Hall, 4th. edition, 2007.
- E. Realini. *goGPS free and constrained relative kinematic positioning with low cost receivers*. PhD thesis, Politecnico di Milano, 2009.
- E. Realini and M. Reguzzoni. goGPS: open source software for enhancing the accuracy of low-cost receivers by single-frequency relative kinematic positioning. *Measurement Science and Technology*, 24(11):115010, 2013.
- H. Rishbeth. The equatorial f-layer: progress and puzzles. In *Annales Geophysicae*, volume 18, pages 730–739. Springer, 2000.
- M. Rothacher. *Orbits of Satellite Systems in Space Geodesy*. PhD thesis, Sechshundvierzigsten band, 1992.

BIBLIOGRAFÍA

- RTCA MOPS DO 229D. Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Wide Area Augmentation System airborne equipment. Prepared by SC-159, 2006.
- J. Saastamoinen. Contribution to the theory of atmospheric refraction: Introduction to practical computation of astronomical refraction. *Bulletin Geodesique*, 47(2):105–107, 1973.
- F. Sansò. *Navigazione geodetica e rilevamento cinematico*. Polipress, 2006.
- F. Sansò and W. D. Schuh. Finite covariance functions. *Bulletin Geodesique*, 61:331–47, 1987.
- F. Sansò, L. Mussio, and M. J. Sevilla. El problema de contorno de la Geodesia Física y Estudio de deformaciones de la corteza. *Cursos y Seminarios*, (3), 1987.
- S. Schaer, W. Gurtner, and J. Feltens. The IONosphere Map EXchange Format Version 1. In *UN/ICTP Workshop on GNSS*, Darmstadt, Alemania, Febrero 1998.
- G. Seeber. *Satellite Geodesy*. Walter de Gruyter - Berlin - New York, 2003.
- M. Shaw, K. Sandhoo, and D. Turner. Modernization of the Global Positioning System. *GPS World*, 11(9), 2000.
- A. Simsky, A. Mertens, J. M. Sleewaegen, M. Hollreiser, and M. Crisci. Experimental Results for the Multipath Performance of Galileo Signals Transmitted by GIOVE-A Satellite. *International Journal of Navigation and Observation*, Article ID 416380, 2008. doi: 10.1155/2008/41638.
- C. C. Su. Reinterpretation of the michelson-morley experiment based on the gps sagnac correction. *EPL (Europhysics Letters)*, 56(2):170–174, 2001.
- H. F. Suhandri and E. Realini. Issues of different estimation models for epoch-by-epoch double-difference GPS observation equations: a comparative study. In *Proceeding of European Navigation Conference (ENC)*, Vienna, Austria, 2013.

- T. Takasu and A. Yasuda. Evaluation of RTK-GPS performance with low-cost single-frequency GPS receivers. In *Proceedings of International Symposium on GPS/GNSS*, pages 852–861, Tokyo, Japan, 2008.
- P. Teunissen. The least-squares ambiguity decorrelation adjustment: a method for fast GPS integer ambiguity estimation. *Journal of Geodesy*, 70(1-2):65–82, 1995.
- P. Teunissen and A. Kleusberg. *GPS for Geodesy*. Springer Science & Business Media, 1998.
- P. J. G. Teunissen. On the GPS widelane and its decorrelating property. *Journal of Geodesy*, 71(9):577–587, 1997.
- R. Tiwari, S. Bhattacharya, P. K. Purohit, and A. K. Gwal. Effect of TEC variation on GPS precise point at low latitude. *Open Atmos Sci J*, 3:1–12, 2009.
- J. van Haaften. Five Satellites in Geostationary Orbit China’s Beidou Navigation Project. *GEOInformatics*, January/February, 2007.
- J. Ventura-Traveset and D. Flament. *EGNOS: The European Geostationary Navigation Overlay System - A cornerstone of Galileo*. ESA Publications Division, 2006.
- S. Verhagen and B. Li. LAMBDA-Matlab implementation, version 3.0. *Delft University of Technology and Curtin University*, 2012.
- D. E. Wells, N. Beck, D. Delikaraoglou, A. Kleusberg, E. J. Krakiwsky, G. Lachapelle, R. B. Langley, M. Nakiboglu, K. P. Schwarz, J. M. Tranquilla, and P. Vanicek. *Guide to GPS positioning*. Canadian GPS Associates, Fredericton, 1987.
- W. Zhang. *Triple frequency cascading ambiguity resolution for modernized GPS and GALILEO*. PhD thesis, University of Calgary, Department of Geomatics Engineering, 2005.
- J. F. Zumberge, M. B. Heflin, D. C. Jefferson, M. M. Watkins, and F. H. Webb. Precise point positioning for the efficient and robust analysis of GPS data from large networks. *Journal of Geophysical Research: Solid Earth (1978–2012)*, 102(B3):5005–5017, 1997.