

Cálculo de la posición y tiempo GNSS mediante un algoritmo de Coarse-Time

Miguel Villalba Castro

Plan de Estudios del Estudiante
Tecnologías de Radiocomunicación

José Antonio López Salcedo

Germán Cobo Rodríguez

13 de Enero de 2020



Esta obra está sujeta a una licencia de Reconocimiento-NoComercial-SinObraDerivada [3.0 España de Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/3.0/es/)

FICHA DEL TRABAJO FINAL

| | |
|------------------------------------|---|
| Título del trabajo: | Cálculo de la posición y tiempo GNSS mediante un algoritmo de Coarse-Time |
| Nombre del autor: | Miguel Villalba Castro |
| Nombre del consultor/a: | José A. López-Salcedo |
| Nombre del PRA: | Germán Cobo Rodríguez |
| Fecha de entrega (mm/aaaa): | 01/2020 |
| Titulación: | Máster de Ingeniería de Telecomunicación |
| Área del Trabajo Final: | Tecnologías de Radiocomunicación |
| Idioma del trabajo: | Español |
| Palabras clave | GNSS, receptor, snapshot |

Resumen del Trabajo (máximo 250 palabras):

La geolocalización es una de las funcionalidades utilizadas en dispositivos como los conocidos *wearables* o *smartwatches* y en multitud de industrias como aeronáutica, naval, etc. Para ello, estos dispositivos deben disponer de receptores GNSS. Dentro de los receptores GNSS, existen los denominados receptores snapshot que ofrecen distintas funcionalidades respecto a los receptores convencionales.

La implementación y mejora de un algoritmo que haga posible el cálculo de la posición y la estimación del reloj de un receptor GNSS tipo snapshot es el principal objetivo de este trabajo. Inicialmente, tras una medición de datos en crudo gracias a simulaciones en MatLab a partir de capturas realizadas con una API proporcionada por Google, son calculados pseudorángos absolutos, el efecto Doppler y la relación señal portadora a ruido. Esto permitirá la exposición de un algoritmo en base a los pseudorángos.

Gracias a una modificación de los pseudorángos absolutos se obtienen los pseudorángos ambiguos, y de esta forma se logra una simulación del funcionamiento de un receptor GNSS de tipo snapshot. Se ha seleccionado el algoritmo de Peterson para su utilización en distintos escenarios, resultando ser altamente sensible a las condiciones iniciales.

Posteriormente, se han implementado una serie de mejoras para obtener un incremento de la estabilidad del sistema y una reducción de las debilidades encontradas en el algoritmo de Peterson. Gracias a estas mejoras, se consigue la obtención de la ubicación de forma ágil, partiendo de una posición *a priori* cualquiera, además de una estabilidad del reloj del orden de $\sigma=25$ ms.

Abstract (in English, 250 words or less):

Geolocation is one of the functionalities used in devices such as the known wearables or smartwatches and in many industries such as aeronautics, naval, etc. To do this, these devices must have GNSS receivers. Within GNSS receivers, there are so-called snapshot receivers that offer different functionalities compared to conventional receivers.

The implementation and improvement of an algorithm that makes it possible to calculate the position and estimate the clock of a snapshot GNSS receiver is the main objective of this work. Initially, after a measurement of raw data, thanks to MatLab simulations from captures made with an API provided by Google, absolute pseudoranges, the Doppler effect and the signal carrier to noise ratio are calculated. This will allow the exposure of an algorithm based on the pseudoranges.

Thanks to a modification of the absolute pseudoranges the ambiguous pseudoranges are obtained, and in this way a simulation of the operation of a snapshot GNSS receiver is achieved. Peterson's algorithm has been selected for use in different scenarios, proving to be highly sensitive to the initial conditions.

Subsequently, a series of improvements have been implemented to obtain an increase in system stability and a reduction in the weaknesses found in the Peterson algorithm. Thanks to these improvements, it is possible to obtain the location in an agile way, starting from an *a priori* position, in addition to a clock stability of the order of $\sigma = 25$ ms.

Índice

| | |
|--|------|
| Lista de figuras | vi |
| Lista de tablas | viii |
| Capítulo 1. Introducción | 1 |
| 1.1 Contexto y justificación del Trabajo | 1 |
| 1.2 Objetivos del Trabajo | 2 |
| 1.3 Planificación del Trabajo..... | 3 |
| 1.4 Breve descripción de los otros capítulos de la memoria | 5 |
| Capítulo 2. Descripción del entorno y obtención de observables..... | 6 |
| 2.1 Descripción de la API e instalación del entorno: | 7 |
| 2.1.1 GNSS Analysis | 8 |
| 2.1.2 GNSS Logger..... | 9 |
| 2.1.3 Librería de Matlab..... | 11 |
| 2.2 Obtención de observables:..... | 12 |
| 2.2.1 Variables físicas obtenidas:..... | 13 |
| Capítulo 3. Cálculo de la posición mediante el algoritmo de Peterson | 18 |
| 3.1 Definición de los Sistemas de navegación Coarse-Time | 18 |
| 3.1.1 ¿Qué significa la navegación Coarse-Time?..... | 18 |
| 3.1.2 ¿Qué ventajas presenta la navegación Coarse-Time? | 21 |
| 3.2 Cálculo de la posición de los satélites | 22 |
| 3.3 Cálculo de la posición Coarse | 23 |
| 3.3.1 Posición <i>a priori</i> | 24 |
| 3.3.2 Pseudorangs estimados ($\mathbf{r}(\mathbf{i})$)..... | 25 |

| | | |
|-------------|---|----|
| 3.3.3 | Pseudorángos medidos ($\mathbf{r}(i)$) | 26 |
| 3.3.4 | Diferencia de pseudorángos ($\delta\mathbf{r}(i)$) | 26 |
| 3.3.5 | Cálculo del vector solución de diferencias | 27 |
| 3.3.6 | Actualización del vector solución | 28 |
| Capítulo 4. | Análisis de los resultados | 30 |
| 4.1 | Evolución del tiempo Coarse-Time | 32 |
| 4.2 | Error en el cálculo de la posición | 35 |
| Capítulo 5. | Mejoras sobre el algoritmo de Peterson y análisis de los resultados | 39 |
| 5.1 | Estimación del ms de referencia y reconstrucción de pseudorángos | 39 |
| 5.1.1 | Cálculo de la posición de los satélites | 41 |
| 5.1.2 | Error en el cálculo de la posición | 43 |
| 5.1.3 | Evolución del tiempo Coarse Time | 46 |
| 5.2 | Búsqueda de posición <i>a priori</i> usando el efecto Doppler | 51 |
| 5.2.1 | Error en el cálculo de la posición | 57 |
| Capítulo 6. | Conclusiones y líneas futuras | 61 |
| 6.1 | Conclusiones | 61 |
| 6.2 | Líneas futuras | 63 |
| Capítulo 7. | Bibliografía | 64 |
| Capítulo 8. | Anexos | 66 |
| 8.1 | Anexo I | 66 |

Lista de figuras

| | |
|--|----|
| Figura. 1 Esquema de uso GNSS Logger y GNSS Analysis..... | 7 |
| Figura. 2 Pantalla de inicio de GNSS Analysis..... | 8 |
| Figura. 3 Ejemplos de medidas de GNSS Analysis | 9 |
| Figura. 4 Pantalla de inicio de GNSS Logger | 11 |
| Figura. 5 C/N0 frente al tiempo..... | 14 |
| Figura. 6 Frecuencia Doppler frente al tiempo..... | 15 |
| Figura. 7 Pseudorangos frente al tiempo | 17 |
| Figura. 8 Ventana de correlación..... | 19 |
| Figura. 9 Esquema de la recepción de pseudorangos ambiguos..... | 20 |
| Figura. 10 Algoritmo LS para el cálculo de la solución de navegación..... | 24 |
| Figura. 11 Posición real del escenario Cielo Abierto | 30 |
| Figura. 12 Posición real del escenario Urbano | 31 |
| Figura. 13 Posición real del escenario de Interior | 31 |
| Figura. 14 Evolución de tc con algoritmo de Peterson..... | 33 |
| Figura. 15 Evolución de tc con algoritmo de Peterson..... | 33 |
| Figura. 16 Evolución de tc con algoritmo de Peterson..... | 34 |
| Figura. 17 Ejemplo de error de posición de pequeña distancia..... | 35 |
| Figura. 18 Error de posición por sesgo común de satélites | 36 |
| Figura. 19 Error de posición por posición a priori lejana..... | 37 |
| Figura. 20 Error de posición por sesgo común de satélites | 44 |
| Figura. 21 Estimación de posición con reconstrucción de pseudorangos | 44 |
| Figura. 22 Reconstrucción (izquierda), sin reconstrucción (derecha)..... | 45 |

| | |
|---|----|
| Figura. 23 Evolución de tc con reconstrucción de pseudorangos..... | 46 |
| Figura. 24 Evolución de tc con reconstrucción de pseudorangos..... | 47 |
| Figura. 25 Evolución de tc con reconstrucción de pseudorangos..... | 47 |
| Figura. 26 Evolución de tc con 60 segundos de deriva | 49 |
| Figura. 27 Evolución de tc con 60 segundos de deriva | 49 |
| Figura. 28 Evolución de tc con 60 segundos de deriva | 50 |
| Figura. 29 Estimación de las posiciones con 60 segundos de deriva | 51 |
| Figura. 30 Estimación de la posición en base al efecto Doppler | 57 |
| Figura. 31 Estimación de la posición en base al efecto Doppler | 58 |
| Figura. 32 Estimación de la posición en base al efecto Doppler | 58 |
| Figura. 33 Error en la posición a priori por efecto Doppler | 59 |
| Figura. 34 Posiciones estimadas por efecto Doppler con filtro de altitud..... | 60 |

Lista de tablas

| | |
|---|----|
| Tabla 1 Planificación del proyecto | 4 |
| Tabla 2 Funciones compatibles con Pixel 3 XL [1] | 10 |
| Tabla 3 Resultados de la estimación de tiempo..... | 34 |
| Tabla 4 Posición resultante con error de pequeña distancia..... | 36 |
| Tabla 5 Posición resultante con errores por falta de convergencia | 37 |
| Tabla 6 Posición resultante con errores debido a posición a priori lejana | 38 |
| Tabla 7 Posición resultante con pseudorángos reconstruidos | 45 |
| Tabla 8 Estimación del reloj con pseudorángos reconstruidos..... | 48 |
| Tabla 9 Estimación del reloj con 60 segundos de deriva | 50 |

Capítulo 1. Introducción

1.1 Contexto y justificación del Trabajo

Actualmente, existe una gran variedad de dispositivos electrónicos condicionados por una misma limitación, la batería de la que disponen, ya sea para hacerlos más ligeros y de menor tamaño, o incluso, más económicos. Este podría ser el caso de los *wearables*, o de los smartwatches, entre muchos otros. Generalmente, estos dispositivos necesitan la incorporación de receptores GNSS para ofrecer un servicio de geolocalización.

Dentro de los receptores GNSS existen los llamados receptores *snapshot*. Este tipo se caracteriza por no tener acceso a la información del tiempo de los mensajes de navegación.

Por tanto, el uso de receptores del tipo *snapshot*, más eficientes energéticamente que los receptores del tipo GNSS convencional, implicaría una mejora en la autonomía de los dispositivos que lo utilicen. A su vez, esto tendría múltiples ventajas en dispositivos que reciban una señal tan débil como para no poder recibir el mensaje *Time of Week* (TOW).

La motivación por el conocimiento de la localización en cualquier parte del globo terrestre ya sea en tierra, mar o aire se ha convertido hoy en día en prácticamente en una necesidad. Tanto a nivel de uso personal, como puede ser el uso del GPS en el teléfono móvil, como a nivel industrial en distintos ámbitos (industria aeronáutica, naval, automovilística) incluido el militar. Por ello, esta tecnología en los últimos años ha sufrido grandes avances y se encuentra en continua mejora.

Gracias a la gran evolución del concepto, se ha permitido un desarrollo de los satélites y las señales que manejan, consiguiéndose actualmente una generación de servicios de red global como puede ser los sistemas GPS o Galileo. Estos sistemas permiten conocer la posición aproximada de una persona o un objeto, aunque siempre estando sujeto a ciertas condiciones de calidad de la señal en la recepción.

Entre las principales motivaciones para la elección de este tema para el Trabajo de Fin de Máster (TFM) se encuentra la posibilidad de conocer la posición y una estimación del reloj del receptor en un mayor número de situaciones, sin la necesidad de una buena calidad de señal.

Esta solución se podría aplicar a múltiples dispositivos que actualmente no son capaces de ofrecer un servicio de localización debido a limitaciones técnicas.

1.2 Objetivos del Trabajo

El propósito de este trabajo es la implementación de un algoritmo que permita realizar el cálculo de la posición y la estimación del reloj de un receptor GNSS. Este receptor será del tipo *snapshot*, caracterizado por no disponer de la información de tiempo del mensaje de navegación.

Se parte del objetivo de realizar un análisis de los datos medidos en crudo y así obtener los datos necesarios para la implementación de la solución de navegación del tipo *Coarse-Time*. Para ello se realizarán simulaciones en MatLab a partir de las capturas realizadas gracias a la *Application Programming Interface* (API) de Google disponible a partir de Android 7, la cual se denomina *Raw GNSS Measurements*. Con la aplicación de MatLab desarrollada, además, se calcularán y mostrarán gráficamente los pseudorangos absolutos, el efecto Doppler y la relación señal portadora a ruido (C/N0) de las medidas tomadas.

Posteriormente, gracias a la información obtenida en la primera fase se pretende desarrollar un algoritmo para calcular la posición y la información del reloj del receptor en base a los pseudorangos. Modificando los pseudorangos absolutos obtenidos en la fase anterior, en pseudorangos ambiguos, se simula un receptor del tipo *snapshot*. Todo esto lleva a realizar una comparativa de los resultados de posición y tiempo con respecto al uso de pseudorangos absolutos.

Por último, se plantea el objetivo de mejorar el algoritmo diseñado para que sea capaz de superar algunas de las limitaciones que presenta de base. Se trata de añadir mejoras que resuelvan cada uno de estos problemas de forma específica, de tal forma que el conjunto total del sistema ofrezca un mejor rendimiento.

Gracias al proyecto, se pretende lograr un avance en el posicionamiento y estimación del reloj para equipos que no dispongan del *timestamp* del mensaje de navegación.

1.3 Planificación del Trabajo

Para la realización del TFM propuesto se necesitará una dedicación estimada de 320 horas entre los meses de octubre y enero, distribuidas entre las distintas fases del proyecto tal y como se muestra de forma detallada en la Tabla 1 mostrada en la página siguiente.

En relación con los recursos materiales necesarios para la elaboración del proyecto, a continuación, se presenta una lista con todos aquellos elementos utilizados:

- PC con sistema operativo Windows
- Matlab 2018b
- Software de descompresión de ficheros “Gunzip”
- Microsoft Office (Word, Excel, PowerPoint)
- Teléfono móvil con SO Android 10
- Software GNSS Analysis (Windows)
- Aplicación GNSS Logger (Android)

Tabla 1 Planificación del proyecto

| Actividad | Fecha de inicio | Fecha de fin | Horas estimadas |
|--|-------------------|-------------------|-----------------|
| 1. Planificación | 01/10/2019 | 18/10/2019 | 20 |
| 2. Fase 1 | 18/10/2019 | 03/11/2019 | 55 |
| 2.1 Lectura documentación API | 18/10/2019 | 18/10/2019 | 5 |
| 2.2 Lectura y compresión “GNSS raw measurements task force” | 19/10/2019 | 19/10/2019 | 5 |
| 2.3 Instalación del entorno de trabajo | 20/10/2019 | 20/10/2019 | 4 |
| 2.4 Familiarización con <i>GNSS Logger</i> y <i>GNSS Analysis</i> | 20/10/2019 | 22/10/2019 | 6 |
| 2.5 Desarrollo de aplicación en Matlab | 23/10/2019 | 03/11/2019 | 45 |
| 3. Fase 2 | 04/11/2019 | 04/01/2020 | 160 |
| 3.1 Lectura del artículo "GPS receiver structures for the urban canyon" | 04/11/2019 | 04/11/2019 | 4 |
| 3.2 Lectura del libro “A-GPS: Assisted GPS” | 05/11/2019 | 06/11/2019 | 6 |
| 3.3 Búsqueda y lectura de documentos sobre el estado del arte | 07/11/2019 | 10/11/2019 | 10 |
| 3.4 Calculo de pseudorangos absolutos | 11/11/2019 | 18/11/2019 | 20 |
| 3.5 Calculo de pseudorangos ambiguos | 19/11/2019 | 30/11/2019 | 40 |
| 3.6 Caracterización estadística de los resultados | 01/12/2019 | 08/12/2019 | 20 |
| 3.7 Mejorar la sensibilidad del sistema frente a errores de tiempo | 09/12/2019 | 21/12/2019 | 30 |
| 3.8 Mejora del algoritmo para incrementar la ambigüedad en la posición inicial | 22/12/2019 | 04/01/2020 | 30 |
| 4. Memoria | 20/10/2019 | 12/01/2020 | 50 |
| 4.1 Planificación | 20/10/2019 | 25/10/2019 | 5 |
| 4.2 Desarrollo | 25/10/2019 | 04/01/2020 | 40 |
| 4.3 Formato | 05/01/2020 | 12/01/2020 | 5 |
| 5. Presentación | 05/01/2020 | 12/01/2020 | 15 |
| 5.1 Planificación | 05/01/2020 | 05/01/2020 | 3 |
| 5.2 Escritura y diseño | 06/01/2020 | 12/01/2020 | 12 |

1.4 Breve descripción de los otros capítulos de la memoria

La memoria se compone de 5 capítulos dedicados al desarrollo del trabajo:

- **Capítulo 2. Obtención de observables:** Definición del entorno de trabajo utilizado y de cómo se han obtenido los datos que se utilizarán en los capítulos posteriores.
- **Capítulo 3. Cálculo de la posición mediante el algoritmo de Peterson:** Descripción detallada de la implementación del algoritmo de mínimos cuadrados para hallar una solución de navegación en receptores del tipo *snapshot*.
- **Capítulo 4. Análisis de los resultados:** Interpretación y análisis de los resultados obtenidos al aplicar el algoritmo de Peterson sobre los datos obtenidos en distintos escenarios.
- **Capítulo 5. Mejoras sobre el algoritmo de Peterson:** Desarrollo de la mejora de reconstrucción de pseudorangos y del cálculo de la posición *a priori* mediante el efecto Doppler. En este capítulo también se aborda el análisis de los resultados obtenidos al aplicar ambas mejoras y su comparación con aquellos logrados en el Capítulo 4.
- **Capítulo 6. Conclusiones y líneas futuras:** Descripción de las conclusiones alcanzadas al analizar los resultados de los Capítulos 4 y 5 así como posibles líneas futuras para mejorar los sistemas receptores.

Capítulo 2. Descripción del entorno y obtención de observables

La realización de la primera parte del trabajo está basada en la utilización de la API de Google para Android llamada “Raw GNSS Measurements” [1].

Este entorno de desarrollo está compuesto por 3 elementos, dos softwares ya desarrollados y una serie de funciones escritas en Matlab para que los desarrolladores puedan realizar sus propios proyectos.

GNSS Logger:

Se trata de uno de los softwares ya desarrollados, es una aplicación para Android que permite obtener los datos GNSS de distintos tipos de constelaciones, como puedan ser GPS, GALILEO, GLONASS, BEIDOU, etc.

Hace uso de los receptores GNSS disponibles en una gran cantidad de terminales de telefonía móvil para extraer información en formato texto.

Una vez extraída la información, permite exportar los datos a través del correo electrónico o *Google Drive* para su posterior interpretación con las herramientas ofrecidas por el programa *GNSS Analysis*.

GNSS Analysis:

La siguiente herramienta que compone la API “Raw GNSS Measurements” es el software *GNSS Analysis*. Está desarrollado en lenguaje MatLab y permite su ejecución desde una versión de Matlab del tipo *Runtime* para que cualquiera pueda ejecutarla a pesar de no disponer de una licencia completa de MatLab.

A través de esta aplicación se puede obtener información útil y una visión de las medidas obtenidas con la aplicación *GNSS Logger* en formato gráfico [1].

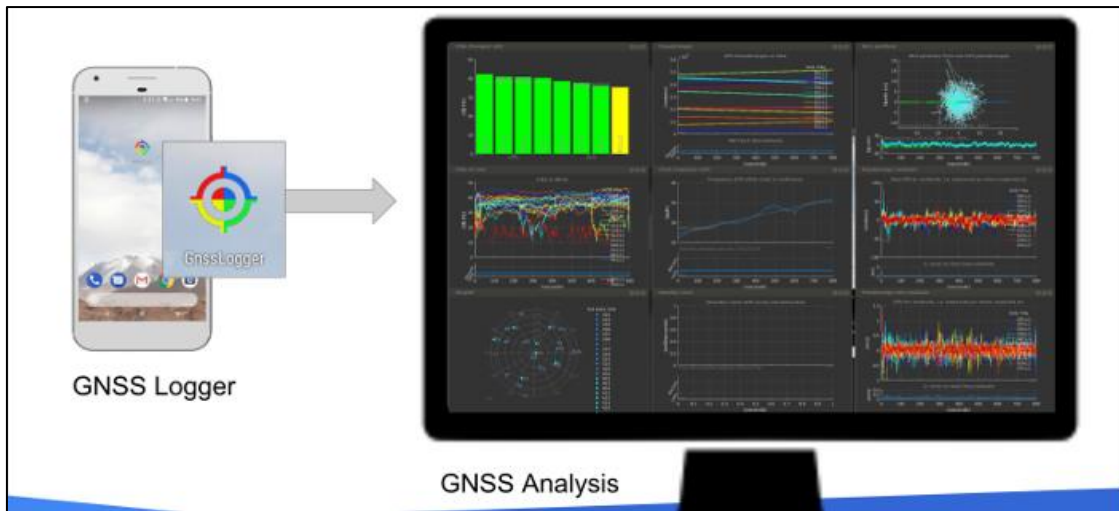


Figura. 1 Esquema de uso GNSS Logger y GNSS Analysis

GPS Measurement Tool Project:

Por último, además de las dos aplicaciones completas ya introducidas, se hace uso de una serie de funciones desarrolladas en Matlab. Estas funciones permiten a los desarrolladores tener acceso a todos los datos GNSS extraídos con *GNSS Logger* y poder ejecutar sus propias medidas, gráficos y análisis de forma sencilla.

La programación requerida en este trabajo para la implementación de algoritmos y el estudio de los resultados se llevará a cabo utilizando funciones de esta librería además de funciones de creación propia.

Nota:

Código de la librería disponible en: <https://github.com/google/gps-measurement-tools/tree/master/opensource>

2.1 Descripción de la API e instalación del entorno:

El entorno completo descrito anteriormente requiere la instalación por separado de cada uno de sus componentes, a continuación, se describen los requisitos que exige cada uno de ellos, así como una breve descripción de los pasos realizados para su posible reproducción.

2.1.1 GNSS Analysis

Para la instalación del Software *GNSS Analysis* se necesita un ordenador con sistema operativo Windows, Linux o MacOS. Al realizar la instalación por primera vez se instala *Matlab 2018a Runtime Version*. También es necesario disponer de un software de descompresión de archivos como pueda ser “gunzip”. Este programa se usa únicamente para descomprimir los datos obtenidos mediante el protocolo FTP provenientes del servidor de la NASA, los cuales contienen las efemérides de los satélites GPS.

Una vez completada la instalación del programa *GNSS Analyser*, al ejecutarlo, se muestra la siguiente pantalla de inicio (Figura. 2). En esta pantalla se permite añadir un fichero de tipo texto (*Find Log File*). Para que los datos sean legibles por el programa es necesario que el archivo seleccionado tenga el formato adecuado. La aplicación para Android *GNSS Logger* exporta sus archivos de Log directamente con este formato.

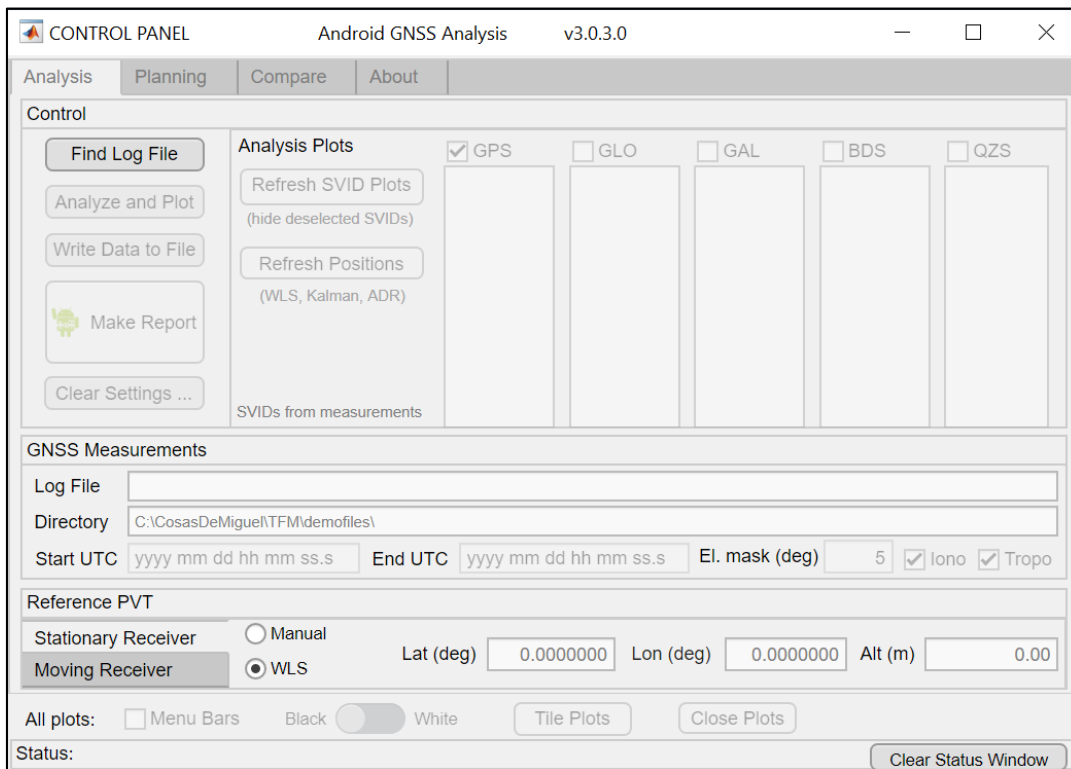


Figura. 2 Pantalla de inicio de *GNSS Analysis*

Una vez cargado el archivo de Log se procede al análisis de la información contenida utilizando la función *Analyze and Plot*. De esta forma se da comienzo al procesado de los datos y se ofrecen las graficas mostradas en la Figura. 3. Donde se imprime información de pseudorangos, posición de los satélites, estadísticas a lo largo del tiempo de la relación C/N₀, etc.

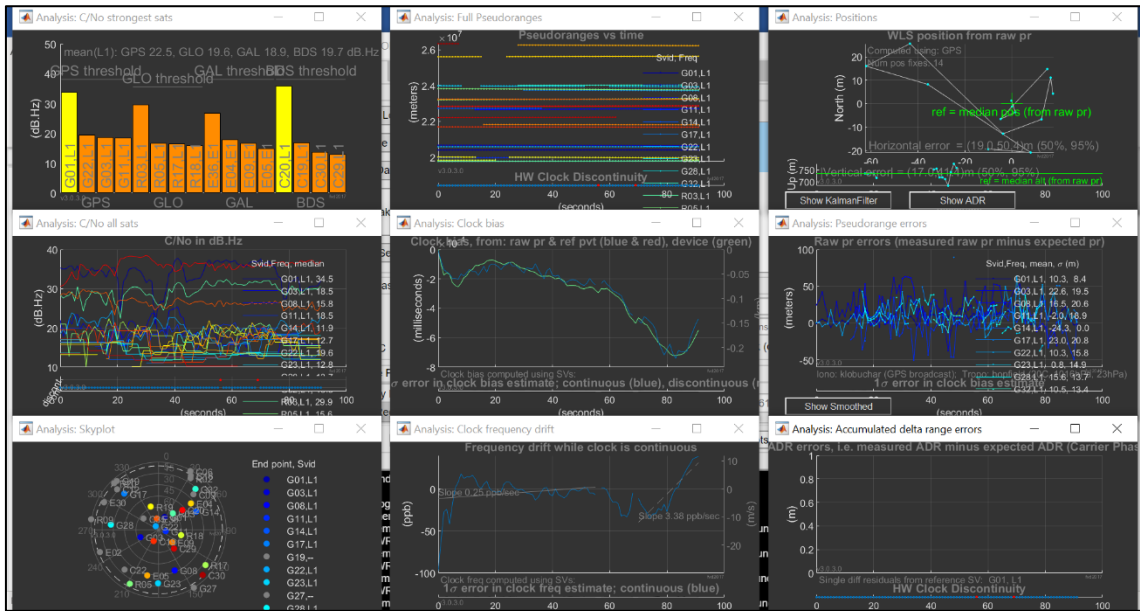


Figura. 3 Ejemplos de medidas de GNSS Analysis

Estos son solo algunos ejemplos de lo que se puede hacer con las funciones pertenecientes a la librería de Matlab, “GPS Measurement Tool Project”.

2.1.2 GNSS Logger

GNSS Logger es una aplicación descargable en formato “.apk” directamente del repositorio de GitHub correspondiente al proyecto “GPS Measurement Tool Project”.

Las librerías de Android necesarias para obtener los datos de GNSS y que *GNSS Logger* pueda funcionar solo están disponibles a partir del nivel de API 24, o lo que es lo mismo Android 7.0 [2]. Esto limita la cantidad de dispositivos compatibles con estas funciones.

Concretamente, para la realización de este trabajo se ha instalado sobre un dispositivo del tipo Pixel 3 XL con la versión de Android 10 (API Level 29).

Según la información ofrecida por Google, el dispositivo Pixel 3 XL dispone de la posibilidad de obtener los datos mostrados en la Tabla 2.

Tabla 2 Funciones compatibles con Pixel 3 XL [1]

| Model | Android Version | AGC | Nav messages | ADR (Carrier phase) | L5 | Global Systems |
|------------|-----------------|-----|--------------|---------------------|----|--------------------|
| Pixel 3 XL | 9.0 | Yes | No | No | No | GPS, GLO, GAL, BDS |

Como se puede observar en la Tabla 2, no existe la posibilidad de obtener el mensaje de navegación ni la información de fase de portadora en el dispositivo utilizado para el trabajo, pero esto no supondrá un problema ya que no son datos necesarios para cumplir los objetivos propuestos.

Una vez instalada la aplicación es necesario seleccionar que tipo de datos se quieren guardar en el archivo de *Log* para su uso posterior. Esta selección de datos se realiza desde el menú principal de la aplicación y ofrece las siguientes opciones:

- **Location:** Posición en formato [*Latitud, Longitud, Altitud*]
- **Measurements:** Proporciona medidas de distintos parámetros físicos, como la relación C/N0, la frecuencia de portadora, el identificador del satélite, la familia de constelación a la que pertenece, la variación del pseudorange, etc.
- **Navigation Messages:** Mensaje de navegación propio de cada sistema. *Nota: Esta medida no está disponible en el terminal utilizado.*
- **GnssStatus:** información acerca del estado actual de la información obtenida de cada una de las constelaciones.
- **Nmea:** Tipos de mensaje basados en los estándares de *National Marine Electronics Association*

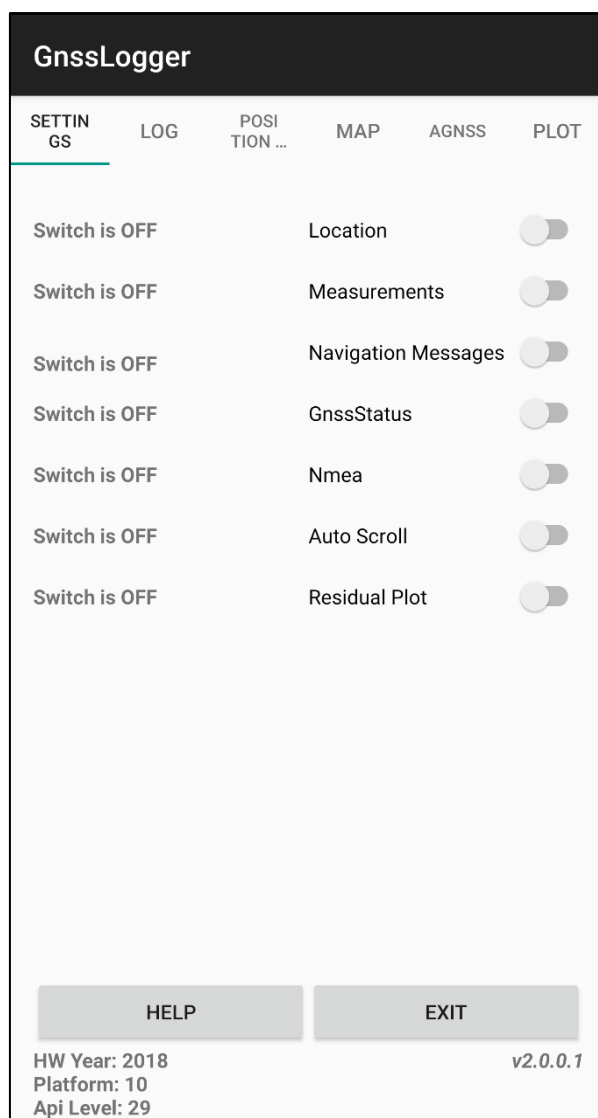


Figura. 4 Pantalla de inicio de GNSS Logger

2.1.3 Librería de Matlab

Como se ha explicado previamente, además de *GNSS Analysis* y *GNSS Logger* existen una serie de funciones que componen la librería *GPS Measurement Tool Project*, que permiten realizar análisis de los datos GNSS obtenidos.

Esta librería no requiere de instalación, simplemente hay que añadir la dirección donde se haya descomprimido al *Path* de ejecución de Matlab.

A continuación, se definen algunos ejemplos de las funciones utilizadas pertenecientes a la librería de análisis de datos GNSS:

- **ReadGnssLogger:** Lee los datos presentes en el archivo de Log proporcionado por la aplicación *GNSS Logger* y los traduce a estructuras de MatLab.
- **GetNasaHourlyEphemeris:** Se conecta con el servidor FTP de la NASA que proporciona las efemérides de los satélites GPS para un periodo determinado.
- **ClosestGpsEph:** Filtra la información de efemérides para disponer tan solo de las correspondientes a los satélites elegidos.
- **GpsEph2Xyz:** Proporciona la información de la posición y la velocidad de un satélite en un tiempo determinado, partiendo de la información de las efemérides.

2.2 Obtención de observables:

En la primera fase del proyecto se ha desarrollado un script que permite mostrar algunas de las variables físicas de las señales GNSS, así como el cálculo de pseudorangos absolutos.

Esta etapa tiene dos objetivos, el primero de ellos es el de familiarizarse con la librería de trabajo de GNSS y con el entorno. El segundo objetivo es la obtención de pseudorangos y de la frecuencia Doppler a partir de los datos proporcionados por *GNSS Logger*. Este es el principal objetivo ya que esta información es necesaria para la segunda parte del proyecto.

Para obtener los datos del archivo de Log se ha utilizado la función *ReadGnssLogger*. Esta función tiene como parámetro de entrada el archivo que se desea analizar, así como un filtro para extraer exclusivamente los datos que se desean.

Su parámetro de salida es una estructura de Matlab con el nombre *gnssRaw* donde se encuentran todos los datos presentes en el archivo de Log ordenados por tipo de información. En la tabla adjunta disponible el Anexo I se enumeran cada uno de estos parámetros y se añade una breve descripción de los más relevantes.

2.2.1 Variables físicas obtenidas:

C/N0-Carrier to Noise density:

Se considera un parámetro físico que indica la relación entre la potencia de portadora y la densidad de potencia espectral de ruido. Este parámetro es un indicador de la calidad del canal de comunicaciones. Se trata de uno de los valores que ofrece *GNSS Logger* en los datos que proporciona, la denominación utilizada en la aplicación es descrita como *Cn0DbHz* (`gnssRaw.Cn0DbHz`).

Las especificaciones del estándar GPS estiman una potencia de portadora en la superficie terrestre de -160 dBW, asumiendo una temperatura media de 20 °C (293 Kelvin), la potencia de ruido será aproximadamente de -204 dBW/Hz [3] [4].

$$\begin{aligned} N_0 \left(\frac{dBW}{Hz} \right) &= 10 \cdot \log_{10}(k \cdot T) \\ &= 10 \cdot \log_{10} \left(1.38 \cdot 10^{-23} \frac{J}{k} \cdot 293 k \right) \approx -204 \text{ dBW/Hz} \end{aligned} \quad (1)$$

Por tanto, se puede considerar que los valores típicos que debe tomar *C/N0* para la recepción de una buena señal GPS se deben encontrar entre 37 y 45 dB-Hz (Ecuación (2)). Los valores más altos obtenidos se encuentran en condiciones ideales de completa visibilidad y los valores más bajos pueden ser debidos a la ausencia de un rayo directo o condiciones climáticas desfavorables.

$$\frac{C}{N_0} = \frac{-160 \text{ dBW}}{-204 \text{ dBW/Hz}} = 44 \text{ dB/Hz} \quad (2)$$

Los valores obtenidos para el parámetro *C/N0* en la ejecución del análisis de las medidas realizadas rondan los valores de 37 dB-Hz para un satélite con buena señal y 20 dB/Hz para los peores casos (Figura. 5). En los peores casos se puede apreciar como incluso se pierde la conexión con los satélites en ciertos puntos.

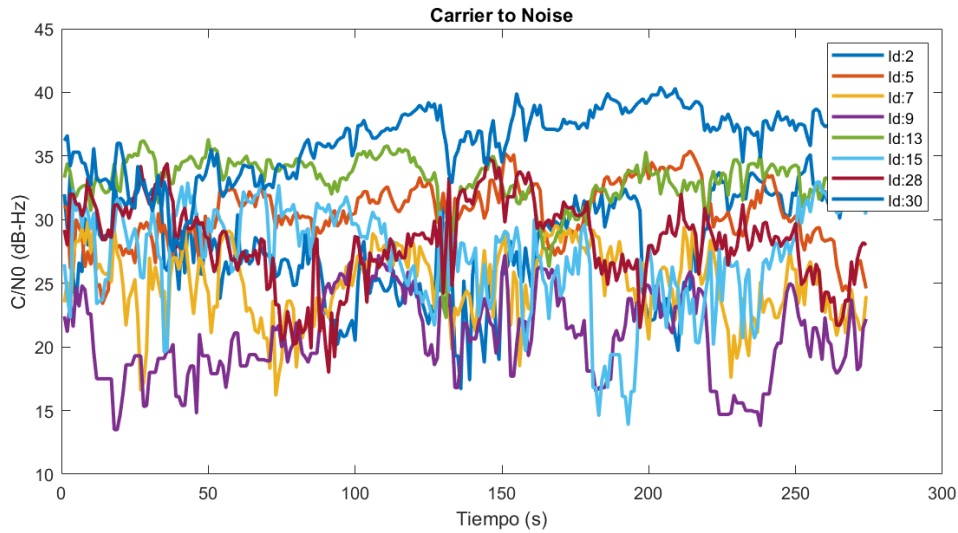


Figura. 5 C/N0 frente al tiempo

Frecuencia Doppler:

El efecto Doppler se debe al movimiento relativo del satélite con respecto al receptor, lo que se manifiesta como una variación de la frecuencia de portadora recibida.

La información correspondiente a este efecto no es provista de forma explícita en los datos proporcionados por la aplicación *GNSS Logger*. A pesar de esto, es posible calcularlo, ya que *GNSS Logger* sí muestra la información necesaria para ello.

Por este motivo es necesario conocer:

- La frecuencia de la portadora (*CarrierFrequencyHz*)
- La variación de pseudorángos (*PseudorangeRateMetersPerSecond*)
- La velocidad de la luz en el vacío (*GpsConstants.LIGHTSPEED*)

Una vez se conocen estos datos, el efecto Doppler está caracterizado por la siguiente ecuación:

$$Doppler [Hz] = - \frac{PseudorangeRateMPerSec \cdot CarrierFreqHz}{GpsConstants.LIGHTSPEED} \quad (3)$$

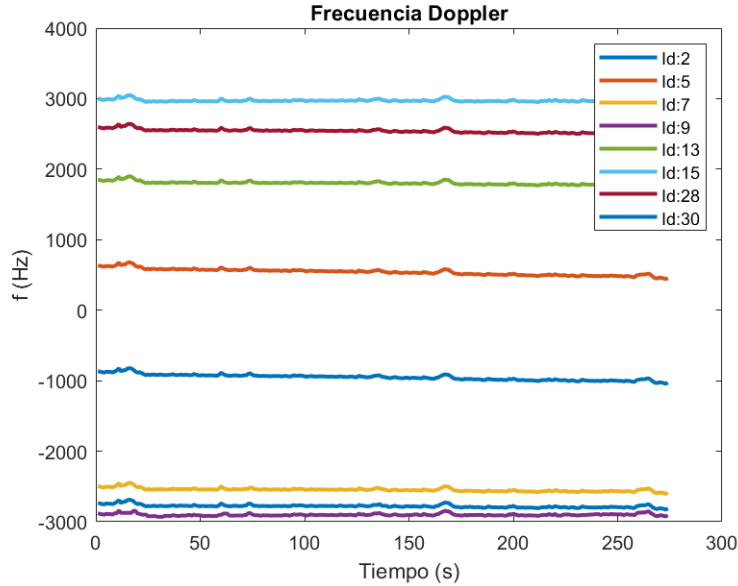


Figura. 6 Frecuencia Doppler frente al tiempo

Pseudorangs absolutos:

Los pseudorangs no son proporcionados directamente en la información recibida por el sensor GNSS y capturados por la aplicación *GNSS Logger*. Sin embargo, en estos datos sí que se encuentra toda la información necesaria para poder calcularlos.

La fórmula general del cálculo de pseudorangs está basada en la diferencia de tiempos entre el momento en el que se transmite la señal y el momento en el que se recibe. Al conocer esta diferencia y la velocidad a la que se propaga la señal, se obtiene la información de la distancia a la que se encuentra el satélite en el momento de la transmisión.

El parámetro t_{Tx} es la información de tiempo que se recibe del satélite GNSS en el momento en el que se realiza la medida. Este tiempo se encuentra referenciado al comienzo de la semana para todas las constelaciones excepto para Glonass. En este caso se centrará el cálculo en la constelación GPS.

La información del tiempo recibido cuando se realiza la medida viene proporcionada directamente en los parámetros de *Raw Data* con el nombre de *ReceivedSvTimeNanos* y en unidades de nanosegundos [5].

$$t_{Tx} = ReceivedSvTimeNanos [ns] \quad (4)$$

Para calcular el momento en el cual se recibe la señal se utiliza el reloj interno del receptor GNSS utilizado. Este valor se proporciona con el nombre *TimeNanos* por medio de la función *ReadGnssLogger*.

Para obtener una medida más precisa se necesita ajustar el tiempo de medida con la variable *TimeOffsetNanos* que proporciona el *offset* de tiempo en el cual fue tomada la medida.

Los otros dos parámetros necesarios para el cálculo del tiempo en el cual se recibe la señal son *FullBiasNanos* y *BiasNanos*. Estos datos proporcionan la diferencia entre el reloj interno del hardware del receptor GPS y el verdadero reloj GPS iniciado el 6 de enero de 1980.

$$t_{RxGNSS} = TimeNanos + TimeOffsetNanos - (FullBiasNanos(1) + BiasNanos(1)) [ns] \quad (5)$$

Una vez calculado el tiempo en el momento de la recepción, hay que adaptarlo al sistema GNSS correspondiente. En el caso de GPS y Galileo hay que referenciarlo a la semana actual. Para ello se calcula el número de nanosegundos desde el comienzo del sistema GPS hasta el comienzo de la semana actual y se le resta al tiempo calculado anteriormente.

$$t_{Rx} = t_{RxGNSS} - weekNumberNanos[ns] \quad (6)$$

De esta forma ya se dispone tanto t_{Tx} como t_{Rx} ajustados a la semana actual y listos para el cálculo de los pseudorángos.

Una vez conocidos todos los datos, el cálculo de los pseudorángos se ajusta a la siguiente fórmula, donde c es la velocidad de la luz en el vacío.

$$c = 3 \cdot 10^8 \frac{m}{s} \quad (7)$$

$$pseudorango (m) = \frac{(t_{Rx} - t_{Tx}) (ns)}{10^9} * c (m/s)$$

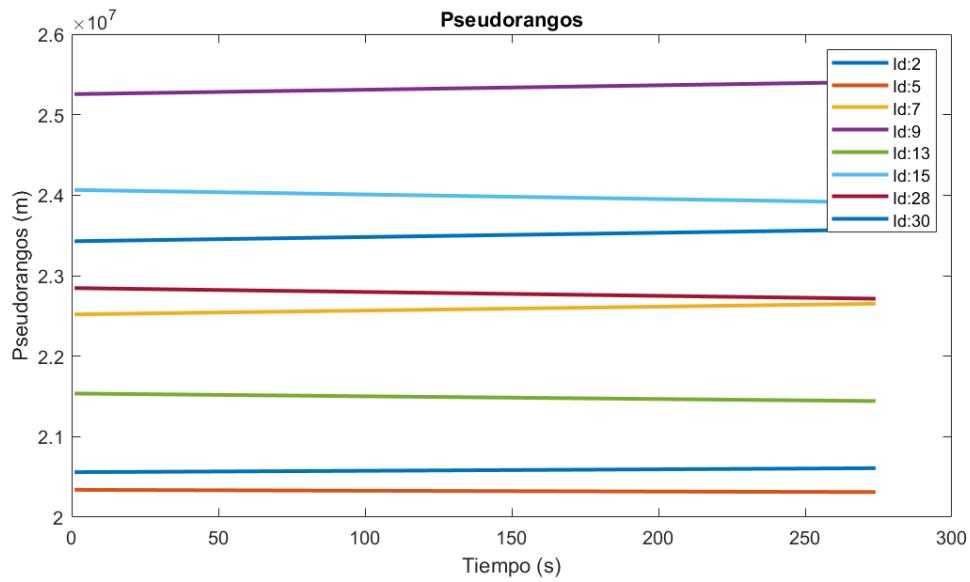


Figura. 7 Pseudorangos frente al tiempo

Se puede observar en la Figura. 7 como los resultados de los pseudorangos absolutos se encuentran en valores superiores a los 20000 km, altitud de la órbita de los satélites GPS con respecto a la superficie de la Tierra

Capítulo 3. Cálculo de la posición mediante el algoritmo de Peterson

3.1 Definición de los Sistemas de navegación Coarse-Time

Una vez finalizada la obtención de observables y la instalación del entorno (Capítulo 2), se comenzará con una segunda etapa de este trabajo. Esta consiste en, inicialmente, la implementación de un algoritmo de mínimos cuadrados para calcular la posición obtenida por un sistema del tipo *Coarse-time*, unido a un posterior análisis de los resultados obtenidos gracias al mismo.

3.1.1 ¿Qué significa la navegación Coarse-Time?

Los sistemas de navegación GNSS del tipo *Coarse-Time* son aquellos que no pueden confiar en la precisión del reloj del sistema o no disponen de la información del tiempo.

Un receptor puede no tener la información de tiempo de los satélites a causa de distintas razones. Una de ellas es la necesidad de obtener la posición en un tiempo menor al que los satélites necesitan para enviar la información de navegación.

Otra de las posibles razones es la recepción de una señal relativamente débil, esto puede suceder debido a la localización del receptor, por ejemplo, al encontrarse en entornos urbanos con edificios de gran altura. Una señal débil hace que no sea posible recibir una información de navegación fiable en unos pocos segundos.

Los sistemas tradicionales del tipo Fine-Time tienen una precisión en la sincronización de sus relojes, mejor que un milisegundo. Por lo tanto, se considera que un sistema de navegación es del tipo Coarse-Time en el momento en el que la deriva de los relojes presentes en el sistema es mayor a 1 milisegundo [6]. Esta diferencia de tiempos hace que el procesamiento tradicional utilizado en los sistemas Fine-Time no sea adecuado para el cálculo de la solución de navegación.

El problema de la falta de precisión que presentan estos sistemas de navegación viene asociado a la velocidad de los satélites necesarios para calcular la posición. Los 24 satélites de la constelación GPS se mueven a una velocidad aproximada de 3.88 km/s

alrededor de la tierra, realizando dos vueltas completas diarias a nuestro planeta [7]. La rapidez con la que se desplazan los satélites hace que la velocidad relativa entre un receptor en la superficie de la tierra y un satélite en órbita pueda ser de hasta ± 800 m/s [6], dando lugar a errores de centenares de metros si no se dispone de relojes bien sincronizados.

De esta forma, al tratarse de un sistema que se encuentra en una situación de no confianza con respecto a la información del tiempo, es necesario recurrir a técnicas de procesamiento diferentes a las utilizadas en los sistemas Fine-Time, ya que, si no, daría lugar a resultados erróneos.

En cuanto al funcionamiento de la navegación Coarse-Time, este tipo de navegación permite hacer uso exclusivamente de la función de correlación correspondiente a la señal GPS C/A (Coarse/Acquisition).

El código C/A se trata de una señal formada por 1023 chips que se transmiten de forma periódica con un periodo de 1 ms. La principal propiedad de esta señal es que se comporta como una señal de ruido blanco, donde su autocorrelación proporciona un valor muy alto para el punto de $t = 0$ y un valor prácticamente nulo para cualquier otro momento.

Esto significa que, si no se dispone de ningún tipo de información de tiempo, los pseudorangs obtenidos se considerarían como “pseudorangs ambiguos”.

El concepto de “pseudorangs ambiguos” hace referencia a pseudorangs donde solo se conoce su valor módulo 300 km. Estos 300 km representan la distancia aproximada que es capaz de recorrer la luz en el vacío durante el periodo de repetición de la señal C/A (1 ms) [8].

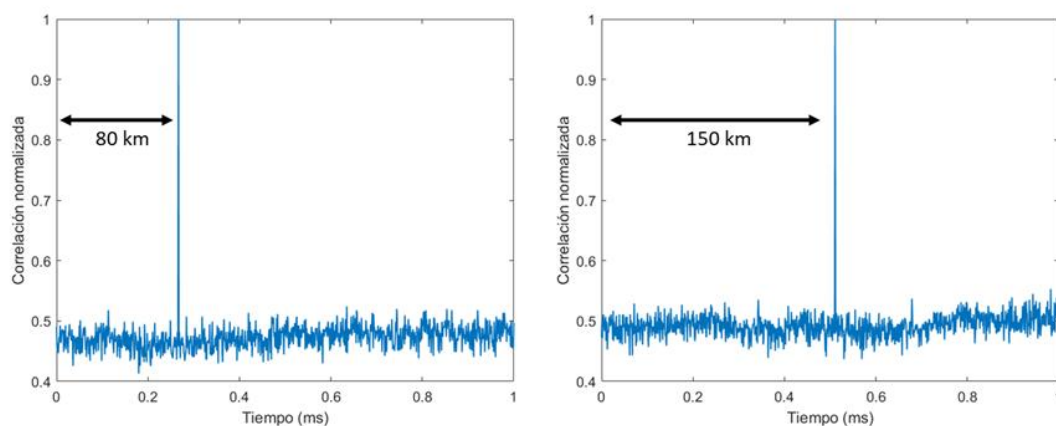


Figura. 8 Ventana de correlación

En la Figura. 8 se ha realizado una representación de lo que “visualiza” el correlador cuando se recibe la señal C/A. Se pueden observar ventanas de 1 milisegundo donde dependiendo de la posición del pico de correlación se interpreta un valor u otro para los pseudorangos ambiguos.

$$c \cdot T_{C/A} = 300 \text{ km} \quad (8)$$

$$\text{Pseudorangos ambiguos} = (\text{pseudorangos absolutos}) \bmod 300 \text{ km}$$

- c : velocidad de la luz en el vacío ($\frac{300000 \text{ km}}{\text{s}}$)
- $T_{C/A}$: Periodo de la señal GPS C/A (1 ms)

A continuación, se expone un ejemplo que ayuda a describir mejor el concepto de pseudorango ambiguo.

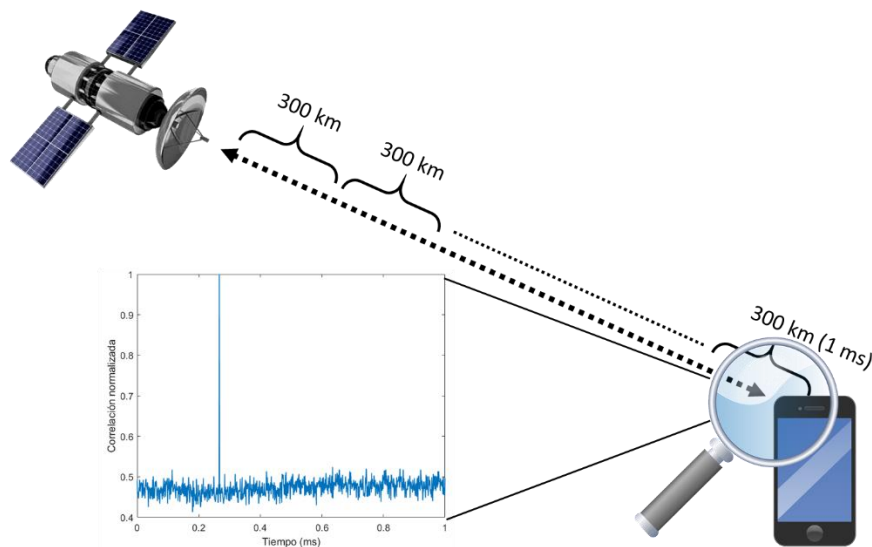


Figura. 9 Esquema de la recepción de pseudorangos ambiguos

Suponiendo que la distancia real entre nuestro receptor y el satélite es de 22000 km, en el caso de la navegación tipo Fine-Time se ha obtenido la información del tiempo en el que se transmitió el mensaje y el tiempo en el que se recibió. Asumiendo que, en el ejemplo dado, no existe un error de sincronización entre los relojes de receptor y satélite, se puede concluir que el pseudorango absoluto es exactamente 22000 km.

Si este mismo experimento se realizase en un sistema del tipo Coarse-Time se obtendría un pseudorango ambiguo de valor:

$$(22000 \text{ km}) \bmod (300 \text{ km}) = 100 \text{ km} \quad (9)$$

Así, no sería posible conocer con exactitud a qué distancia se encuentra el satélite. A ojos del sistema podría ser a 22000 km de distancia, pero también podrían encontrarse otras soluciones igualmente válidas. En definitiva, todas aquellas distancias que cumplan la ecuación (10):

$$300 \cdot n + 100 \text{ km} \quad \forall n \in \mathbb{N} \quad (10)$$

Por ejemplo, valores como 21700 km o 4600 km ofrecerían los mismos resultados (11), a pesar de tratarse de medidas con diferencias de miles de kilómetros.

$$(21700 \text{ km}) \bmod (300 \text{ km}) = 100 \text{ km} \quad (11)$$

$$(4600 \text{ km}) \bmod (300 \text{ km}) = 100 \text{ km}$$

La incertidumbre de no conocer que múltiplo entero de 300 km corresponde a cada pseudorango, es la que genera una ambigüedad al utilizar el sistema de navegación *Coarse-Time*. Al intentar solucionar estas ambigüedades se pueden cometer errores, lo que hace que el sistema *Coarse-Time* tenga una precisión menor que un sistema *Fine-Time* completo, donde se conoce toda la información del reloj y de los pseudorangos.

3.1.2 ¿Qué ventajas presenta la navegación *Coarse-Time*?

Siempre que se habla de ventajas o desventajas de la navegación *Coarse-Time* se hace comparando esta con la navegación del tipo *Fine-Time*, donde sí que se dispone de toda la información de navegación y existe una buena sincronización de los relojes.

Se enumeran a continuación algunas de las ventajas presentes en este tipo de navegación:

- **Rápida sincronización.** Al contrario que en las soluciones de navegación del tipo *Fine-Time*, en este caso no se necesita adquirir la información de navegación de los satélites ya sea la palabra de *handover* (HOW) o el *Time Of Week* (TOW).

Gracias a la solución *Coarse-Time* se puede obtener la posición del receptor desde el mismo momento en el que se realiza la fase de *Correlation Lock* con un

número mínimo de cinco satélites. A partir de este instante, se obtiene la información del pseudorange ambiguo con un error máximo de 1 ms.

- **Bajo consumo.** Debido a que no se tiene que mantener activo el receptor durante largos periodos, con el fin de obtener información relativa al tiempo de los satélites, es posible reducir el ciclo de trabajo considerablemente. El receptor solo tiene que funcionar durante fragmentos temporales muy reducidos para poder encontrar una solución de navegación lo suficientemente precisa.

3.2 Cálculo de la posición de los satélites

La posición de los satélites es una información necesaria para poder calcular la localización del receptor en un sistema de navegación del tipo *Coarse-Time*. Al no disponer de la capacidad de recibir el mensaje de navegación de los satélites, las efemérides de estos deben ser provistas por una fuente externa.

En el caso de la simulación que se ha llevado a cabo para la realización de este trabajo, la fuente de información con las efemérides de los satélites GPS es el servidor FTP de la NASA. La NASA proporciona las efemérides de los satélites GPS de forma pública para cualquiera que desee obtenerlas.

Como parte de la API de Google descrita en el apartado 2.1 de este proyecto, existe una función llamada *GetNasaHourlyEphemeris*. Esta función permite de forma automática conectarse al servidor FTP de la NASA para recibir las efemérides asociadas al archivo de Log correspondiente a la captura realizada con *GNSS Logger*.

Después de realizar la descarga de las efemérides es necesario procesarlas, ya que la información proporcionada por la NASA es una información “bruta” referente a los datos de todos los satélites que componen la constelación GPS.

Para poder procesar esta información y mantener solo los satélites que interesan en cada momento se hace uso de otra de las funciones presentes en la API “GPS Measurement Tool Project”. En este caso se utiliza la función *ClosestGpsEph*, que simplifica las efemérides de los satélites a aquellas que realmente se necesitan en cada momento.

Para ello se le introduce como parámetros la información bruta obtenida desde el servidor de la NASA (*allGpsEph*), el identificador de los satélites observables en un determinado momento (*svid*), y el segundo en el que esos satélites han sido observados (*FctSeconds*).

Una vez se conoce toda esta información se procede al cálculo de la posición de los satélites propiamente dicho, esto se realiza a través de la función *GpsEph2Xyz*, también perteneciente al conjunto de funciones de la API de Google para Matlab.

La función *GpsEph2Xyz* necesita conocer las efemérides de los satélites de los que se desea obtener información, así como el tiempo exacto en el que se quiere conocer la posición de los mismos.

Con el fin de mejorar la precisión del cálculo de la posición de los satélites no se puede tomar directamente el tiempo de recepción de la señal. Es necesario estimar el momento de la transmisión, como referencia para el cálculo de la posición de los satélites. Para ello se parte del tiempo de recepción, el tiempo de vuelo y el sesgo común de los satélites, así como de otras correcciones descritas en la ecuación (12).

$$t_{tx}^{(i)} = t_{rx}^{(i)} - t_{of}^{(i)} + t_{cb} - t_e^{(i)} + t_c \quad (12)$$

$$Sat_p^{(i)} = GpsEph2Xyz(efemerides^{(i)}, t_{tx}^{(i)})$$

- $t_{tx}^{(i)}$: Tiempo de transmisión de la señal del satélite i.
- $t_{rx}^{(i)}$: Tiempo de recepción de la señal del satélite i.
- $t_{of}^{(i)}$: Tiempo de vuelo de la señal para cada satélite ($t_{of}^{(i)} = \frac{\text{pseudorange}^{(i)}}{c}$)
- t_{cb} : Sesgo común del reloj de los satélites
- $t_e^{(i)}$: Error propio del reloj de cada uno de los satélites
- t_c : Error propio del sistema Coarse-Time
- $Sat_p^{(i)}$: Posición del satélite i

3.3 Cálculo de la posición Coarse

El proceso para calcular la posición en un sistema del tipo Coarse-Time no difiere demasiado del utilizado para un sistema Fine-Time. El algoritmo utilizado está compuesto por los mismos pasos, aunque la implementación de estos varía de un método a otro.

Para describir cómo se realiza el cálculo de la posición en el método Coarse-Time se recorrerán los pasos necesarios, explicados uno a uno, con la descripción de las matemáticas utilizadas para llevarlos a cabo.

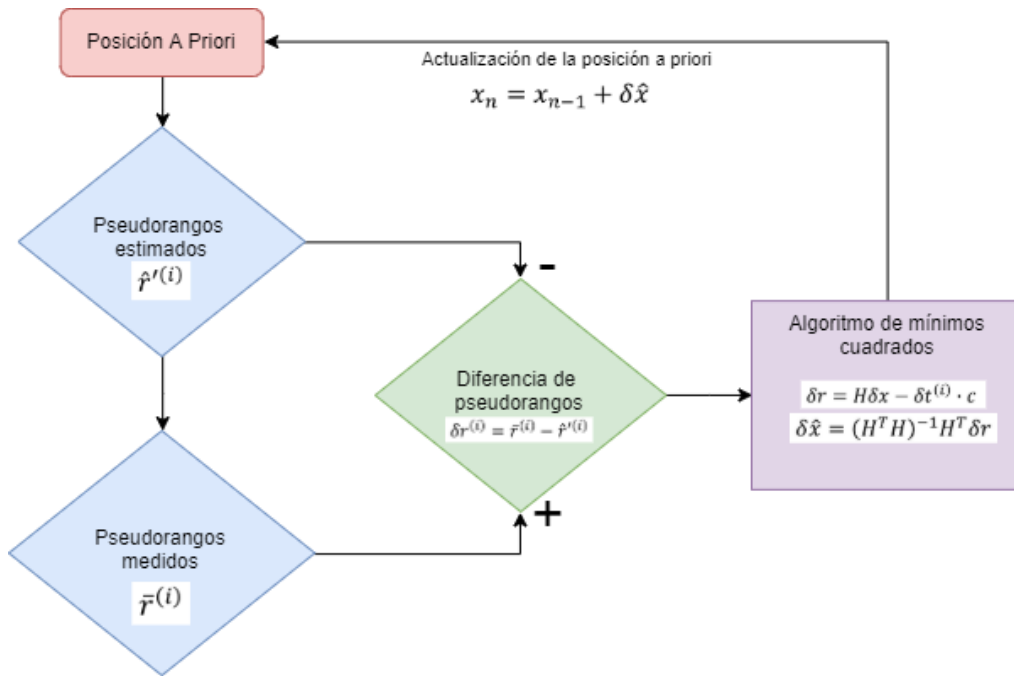


Figura. 10 Algoritmo LS para el cálculo de la solución de navegación

El método utilizado es el algoritmo de mínimos cuadrados, donde se puede escribir el planteamiento de un problema genérico de la siguiente manera:

$$\delta y = H\delta x + \varepsilon \quad (13)$$

La solución, también genérica, a un problema de este tipo se puede escribir tal como se indica en la ecuación (14):

$$\delta \hat{x} = (H^T H)^{-1} H^T \delta y \quad (14)$$

En los siguientes apartados se explica la implementación asociada a este procedimiento de forma específica para el cálculo de la solución de navegación en un sistema Coarse-Time.

3.3.1 Posición *a priori*

En el apartado 3.1.2 se han descrito algunas de las ventajas que tiene la navegación Coarse-Time con respecto a la navegación Fine-Time. Pero en este caso, lo que se encuentra es una desventaja, o más bien, una limitación en su uso.

En la navegación *Coarse-Time* es necesario conocer una posición aproximada *a priori* de donde se encuentra el receptor. La distancia máxima a la que se puede resolver la ambigüedad en un sistema GPS del tipo *Coarse-Time* viene dado por el periodo de la señal C/A. En el sistema GPS esta señal tiene una periodicidad de 1 ms, lo que lleva a una ambigüedad máxima de la posición *a priori* de ± 150 km con respecto a la posición real. Esto significa que no se puede garantizar la convergencia de la solución en casos donde el error inicial sea mayor a 150 km. Siendo este el mayor punto débil del sistema *Coarse-Time*.

Se han implementado dos mejoras, descritas en los apartados 5.1 y 5.2, con el fin de mejorar el comportamiento frente a estas situaciones. La primera de ellas realiza una reconstrucción de los pseudorangos, lo que proporciona una mayor robustez al sistema. La segunda mejora permite aumentar el rango de error de la posición *a priori* con respecto de la posición inicial.

Además de las coordenadas *a priori* se tiene que elegir otros valores iniciales, los cuales se irán actualizando con el vector solución. Estas componentes son el sesgo común del reloj de los satélites (t_{cb}) y el error debido a la navegación tipo *Coarse* (t_c).

De esta forma se puede definir vector de información *a priori* de la siguiente manera:

$$\mathbf{x}_0 = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ t_{cb_0} \\ t_{c_0} \end{bmatrix} \quad (15)$$

- x_0, y_0, z_0 : Coordenadas x, y, z del sistema cartesiano que define la posición
- t_{cb_0} : Inicialización del valor del sesgo común de los satélites
- t_{c_0} : Error de Coarse Time

3.3.2 Pseudorangos estimados ($\hat{r}^{(i)}$)

Llegados a este punto se conoce una posición aproximada de los satélites observados gracias al método explicado en el apartado 3.2. Conociendo la posición de los satélites se procede a realizar una primera estimación de los pseudorangos, que luego se compararán con los pseudorangos medidos.

El pseudorango estimados asociado a un satélite i no es más que el valor del módulo del vector que une la posición del satélite con la posición *a priori*.

$$r_i = \left\| \text{Sat}_p^{(i)} - \mathbf{x}_p \right\| \quad (16)$$

En caso de no existir errores en la medida, producidos por la falta de sincronización de los relojes, la expresión de los pseudorangs se podría definir solamente con la expresión (16). Pero en el mundo real no es así y es necesario incluir algunas correcciones para obtener un valor de pseudorangs estimados más precisos.

En la siguiente expresión se incluyen los parámetros conocidos que pueden influenciar el valor del pseudorango entre el satélite i y receptor.

$$\hat{r}_i = \left\| \text{Sat}_p^{(i)} - \mathbf{x}_p \right\| + t_{cb} \cdot c - t_e^{(i)} \cdot c + v^{(i)} \cdot t_c \quad (17)$$

- t_{cb} : Sesgo común de los satélites.
- $t_e^{(i)}$: Sesgo del reloj del satélite i .
- $v^{(i)}$: Velocidad relativa del satélite i con respecto al receptor.
- t_c : Valor de Time Coarse.
- c : Velocidad de la luz en el vacío

3.3.3 Pseudorangs medidos ($\bar{r}^{(i)}$)

La otra parte necesaria para poder aplicar la solución de mínimos cuadrados y encontrar el vector solución que actualiza la posición, es el valor de los pseudorangs medidos. Estos datos vienen proporcionados directamente por el hardware del receptor, basados en la correlación con la señal C/A como se ha explicado en el apartado 3.1.1.

Al tratarse de un sistema *Coarse-Time*, el valor de estos pseudorangs está comprendido entre 0 y 300 km, lo que implica que se desconoce un número entero de segmentos de 300 km que habría que añadir al pseudorango ambiguo medido para obtener el pseudorango absoluto.

3.3.4 Diferencia de pseudorangs ($\delta r^{(i)}$)

Al calcular la diferencia entre los pseudorangs ambiguos medidos y los pseudorangs estimados se encuentra el problema de sus órdenes de magnitud. Los pseudorangs ambiguos ($\bar{r}^{(i)}$) no superan los 300 km, en cambio los pseudorangs estimados ($\hat{r}^{(i)}$) son pseudorangs completos, con valores en torno a 20200 km.

La solución más simple pasa por realizar el módulo 300 km a los pseudorangos estimados ($\hat{r}^{(i)}$). De esta forma se tiene tanto $\hat{r}'^{(i)}$ como $\bar{r}^{(i)}$ en la misma escala.

$$\hat{r}'^{(i)} = \hat{r}^{(i)} \text{ mod } 300 \text{ km} \quad (18)$$

Una vez se tienen los dos valores en la misma escala se puede obtener la diferencia entre ambas, que posteriormente se utilizará para calcular el vector solución.

$$\delta r^{(i)} = \bar{r}^{(i)} - \hat{r}'^{(i)} \quad (19)$$

El problema de esta solución es que es muy sensible a la posición *a priori* elegida. Posiciones incluso muy cercanas a la posición real pueden dar lugar a una falta de convergencia debido a la transición entre números enteros de milisegundos por culpa del sesgo común entre los satélites. La solución a esta falta de consistencia se aborda en el capítulo 5.1.

3.3.5 Cálculo del vector solución de diferencias

Como se ha explicado al comienzo del apartado 3.3, el método utilizado para solucionar este problema es el método de mínimos cuadrados. A lo largo del capítulo se han ido describiendo en qué consisten las variables que intervienen en la solución del problema.

Ya se ha descrito como se obtienen los pseudorangos ambiguos medidos ($\bar{r}^{(i)}$) y los pseudorangos estimados ($\hat{r}^{(i)}$). Haciendo un resumen de lo desarrollado hasta ahora, se puede escribir la diferencia de pseudorangos de la siguiente manera.

$$\delta r^{(i)} = \bar{r}^{(i)} - \hat{r}^{(i)} = -e^{(i)} \cdot \delta x_{xyz} + \delta t_{cb} + v^{(i)} \cdot \delta t_c - \delta t^{(i)} \cdot c \quad (20)$$

Si se transforma la ecuación anterior a una forma matricial que contenga la información de todos los satélites utilizados durante una medida concreta se puede expresar como una ecuación genérica de un problema de mínimos cuadrados (21).

$$\delta x = \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta t_{cb} \\ \delta t_c \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\delta r = H\delta x - \delta t^{(i)} \cdot c$$

Donde la matriz de observación viene definida por los siguientes elementos:

$$H = \begin{bmatrix} -e^{(1)} & 1 & v^{(1)} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ -e^{(i)} & 1 & v^{(i)} \end{bmatrix} \quad (22)$$

- $e^{(i)} = \frac{Sat_p^{(i)} - x_p}{\|Sat_p^{(i)} - x_p\|}$: Vector director normalizado, desde la posición del receptor hasta el satélite i.
- $v^{(i)}$: Modulo de la velocidad relativa del satélite con respecto al receptor

Para poder obtener una solución válida es necesario disponer de la información de tantos satélites como indique la dimensión de la matriz H . En el caso de la navegación *Coarse-Time* la dimensión de la matriz H es 5, lo que significa que se necesita al menos la información de 5 satélites. Esto contrasta con la navegación *Fine-Time*, donde no se necesitan más que 4 satélites, al no incluir la información de la velocidad en la matriz H .

Como se ha visto en la ecuación (20)(18), la velocidad es el parámetro que permite hallar la solución de mínimos cuadrados de la incógnita t_c y ofrecer una cierta estabilidad al reloj del sistema receptor.

Siguiendo la solución genérica para un problema de mínimos cuadrados (14) y aplicándola al caso específico de este problema se obtiene la siguiente ecuación:

$$\delta \hat{x} = (H^T H)^{-1} H^T \delta r \quad (23)$$

Donde el valor obtenido permite actualizar las condiciones iniciales y repetir el proceso hasta que la solución converge.

3.3.6 Actualización del vector solución

Al actualizar el vector de la posición *a priori* y repetir el proceso no se actualiza solamente la posición, también es necesario actualizar los valores del sesgo común y del error de *Time Coarse* (24), ya que ambos influyen en el cálculo de los pseudorangos estimados.

$$x_n = x_{n-1} + \delta \hat{x}$$

$$\begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \\ t_{cb_n} \\ t_{c_n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{n-1} \\ y_{n-1} \\ z_{n-1} \\ t_{cb_{n-1}} \\ t_{c_{n-1}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \hat{x} \\ \delta \hat{y} \\ \delta \hat{z} \\ \delta \hat{t}_{cb} \\ \delta \hat{t}_c \end{bmatrix} \quad (24)$$

Capítulo 4. Análisis de los resultados.

Durante el Capítulo 4 se van a explicar los resultados obtenidos utilizando el algoritmo de Peterson para el cálculo de la posición. Con el objetivo de mostrar los resultados con mayor claridad se va a presentar la información obtenida en tres entornos con características distintas cada uno de ellos. Los tres entornos representan situaciones reales de uso de un receptor GPS.

El marcador presente en las figuras mostradas a continuación indica la posición real desde la que se tomaron las medidas para cada uno de ellos.

Escenario de cielo abierto: Este caso representa una situación idónea donde se recibe la señal de multitud de satélites con una buena calidad y no existen elementos interferentes alrededor. Para tomar estas medidas se ubicó el dispositivo receptor en la localización mostrada en la Figura. 11. En esta ubicación no existe ningún edificio en un radio de 80 metros, lo que ofrece una visión clara y directa de los satélites.



Figura. 11 Posición real del escenario Cielo Abierto

Escenario de entorno urbano: Las medidas han sido tomadas en una calle de la ciudad de Madrid con edificios de 4 y 5 plantas en cada uno de los lados de la vía. Este tipo de situación no es la idónea, pero se sigue teniendo visión directa de algunos satélites.

Existe la posibilidad de recibir señales atenuadas o de peor calidad que en el caso de cielo abierto y también es habitual recibir información de un menor número de satélites al mismo tiempo, lo que puede reducir la calidad de las medidas.

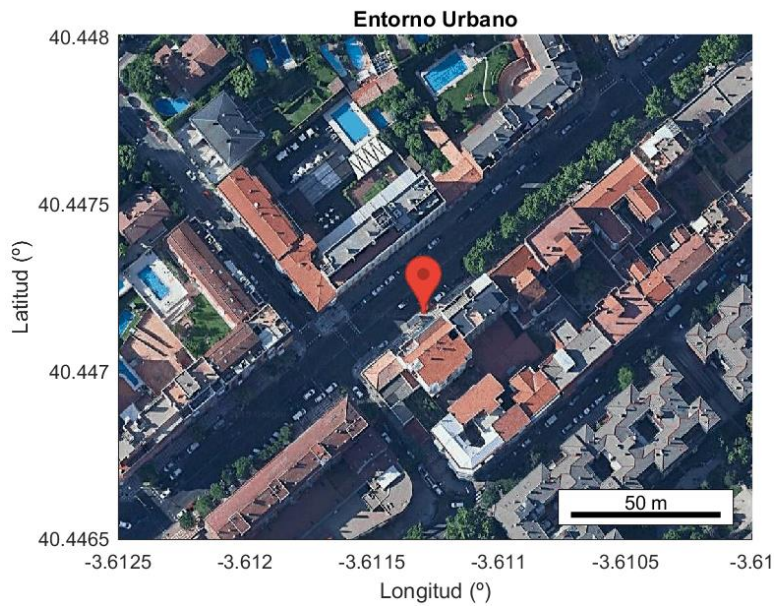


Figura. 12 Posición real del escenario Urbano

Entorno interior: En el último de los ejemplos los resultados han sido recogidos desde la ventana de una vivienda que da acceso a un patio interior. Siendo este ejemplo el que representa una situación más perjudicial para la obtención de las señales procedentes de los satélites. En este caso las señales se pueden recibir atenuadas, distorsionadas o de forma intermitente.

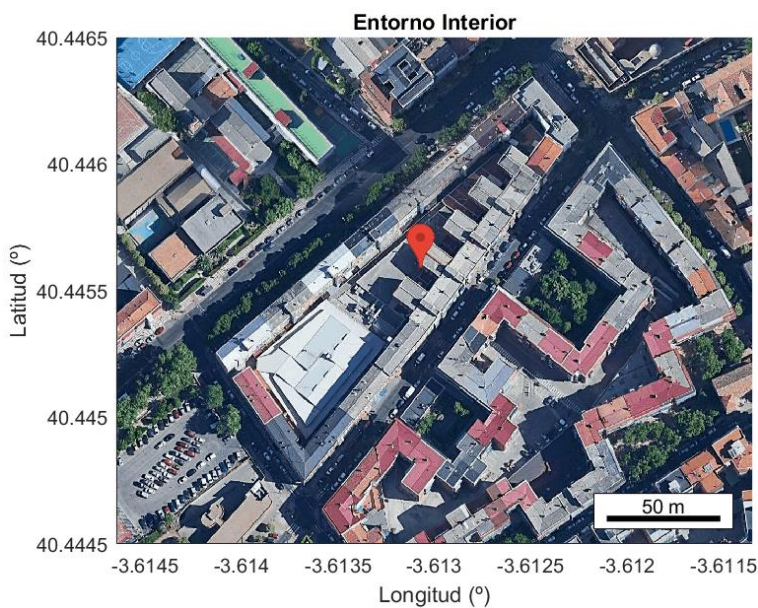


Figura. 13 Posición real del escenario de Interior

En este trabajo, además de analizar el rendimiento del algoritmo de Peterson se añadirán los resultados obtenidos gracias a las mejoras de reconstrucción de pseudorángos (5.1) y cálculo de la posición inicial aproximada mediante el efecto Doppler (5.2).

4.1 Evolución del tiempo Coarse-Time

Uno de los principales objetivos del trabajo es conocer como de fiable puede ser el reloj de un sistema cuando el tiempo se estima a partir de pseudorángos ambiguos. En esta sección se realiza un análisis de la evolución del tiempo *Coarse-Time* obtenido a partir de los pseudorángos ambiguos y como el algoritmo de mínimos cuadrados trata de converger con los datos proporcionados.

Al no disponer de la información de tiempo por parte de los satélites se pueden producir grandes errores si los relojes de transmisión y recepción se encuentran desincronizados. Como se ha explicado en el apartado 3.1.1, el cálculo de la posición de los satélites debido a esta desincronización puede generar errores de centenares de metros en la obtención de la posición debido a la alta velocidad que alcanzan los mismos.

Para realizar el análisis de la evolución del tiempo *Coarse* estimado, se va a abordar desde los tres escenarios planteados. Este método servirá para conocer como de ruidosa es la estimación del tiempo cuando se utiliza para su cálculo la información de pseudorángos ambiguos de la que se dispone.

Varianza de la estimación del tiempo:

Continuando con la estructura de tres escenarios, cielo abierto, urbano e interior se puede observar la evolución del error estimado de tiempo en la Figura. 14, Figura. 15 y Figura. 16 respectivamente.

Escenario de Cielo Abierto:

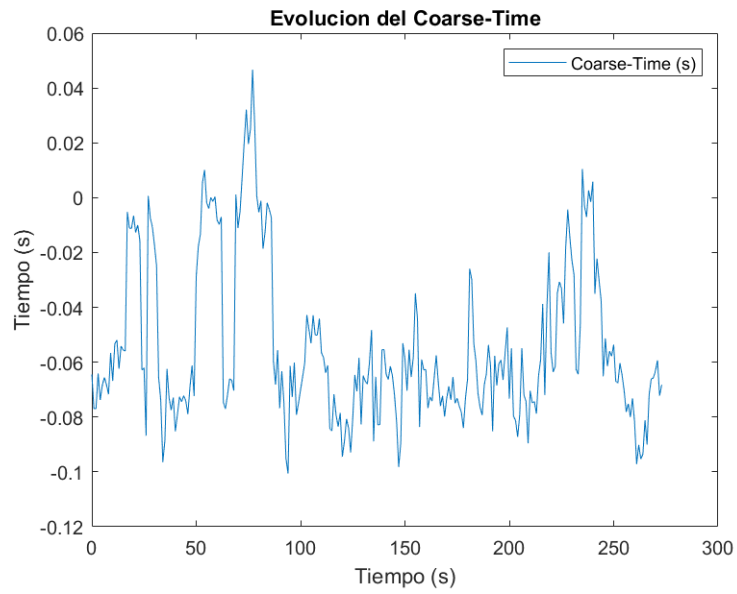


Figura. 14 Evolución de t_c con algoritmo de Peterson

Escenario Urbano:

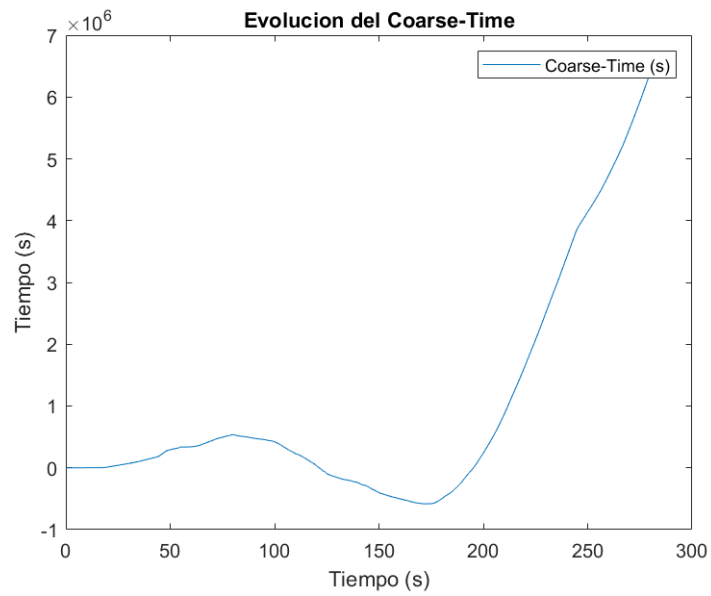


Figura. 15 Evolución de t_c con algoritmo de Peterson

Escenario Interior:

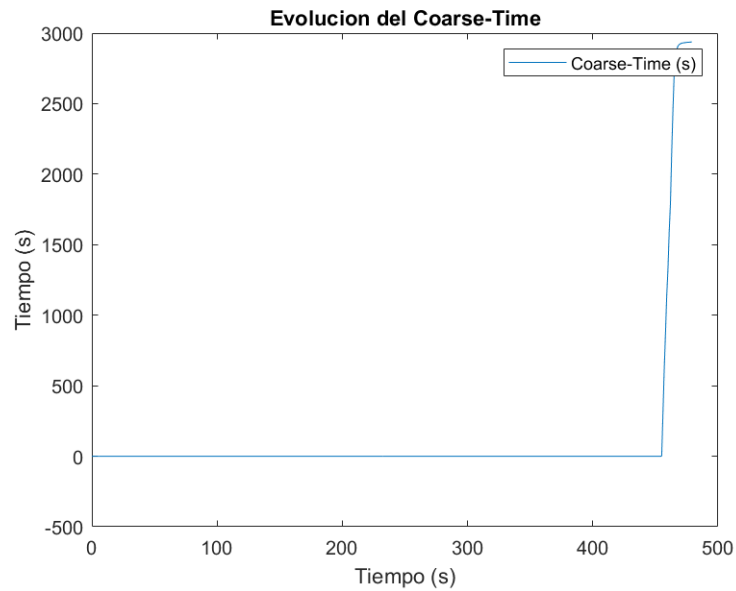


Figura. 16 Evolución de t_c con algoritmo de Peterson

Los resultados obtenidos en los tres escenarios se resumen en la siguiente tabla:

Tabla 3 Resultados de la estimación de tiempo

| Escenario | Desviación Típica (σ) |
|---------------|--------------------------------|
| Cielo Abierto | 29.3 ms |
| Urbano | $1.78 \cdot 10^6$ s |
| Interior | 542 s |

Se puede observar cómo solamente en el caso de Cielo Abierto se obtienen valores que se pueden considerar válidos. Tanto en el caso del escenario Urbano como en el escenario de Interior, el algoritmo no ha sido capaz de converger y los resultados obtenidos son completamente inestables.

Estos resultados se visualizan con más claridad en el siguiente apartado (4.2), donde se muestra la localización medida del receptor en comparación con la posición real conocida y se puede hacer una valoración de lo que implica la falta de convergencia en términos de posición obtenida.

A pesar de la falta de convergencia en dos de los tres escenarios, es importante destacar que en el caso en el que se han conseguido resultados válidos, el valor de la desviación típica se acota por debajo de los 30 ms.

4.2 Error en el cálculo de la posición

A raíz de la utilización del método de Peterson sin mejoras, aparecen errores relacionados con el cálculo de la posición. Estos errores pueden ser clasificados en dos categorías:

- **Errores de pequeña distancia.** Se trata de errores que se deben a la pérdida de información al utilizar pseudorángos ambiguos en lugar de pseudorángos completos, a las desviaciones de las señales o a las derivas de los relojes con respecto a los valores teóricos. Estos errores son intrínsecos del sistema y no es posible su completa corrección.

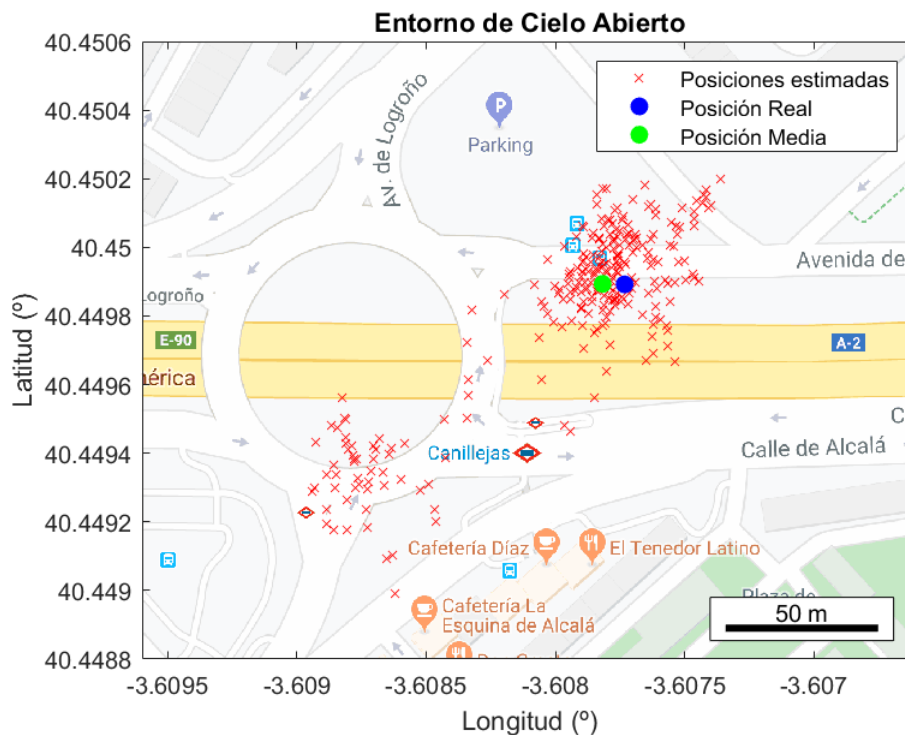


Figura. 17 Ejemplo de error de posición de pequeña distancia

Tabla 4 Posición resultante con error de pequeña distancia

| Posición | Latitud (°) | Longitud (°) |
|---------------------------|--------------------|--------------------|
| <i>A priori</i> | 40.4 | -3.7 |
| Real | 40.449892 | -3.607732 |
| Media | 40.449893497559560 | -3.607817112634713 |
| Distancia Real-Medida (m) | 7.2221 m | |

- **Errores por falta de convergencia.** Se trata de errores que, debido a la influencia de una posición *a priori* errónea, pueden llegar a converger en una posición localizada hasta a centenares de kilómetros de la posición correcta.

Estos errores a su vez pueden ser diferenciados en dos tipos diferentes:

→ Errores cuando la posición *a priori* presenta un error **menor** de 150 kilómetros: Se producen tras el uso del método de Peterson sin reconstrucción de pseudorangos, debido a que el sesgo común de los satélites puede producir una transición entre dos milisegundos enteros [6]. Este efecto sucede independientemente de lo cercana que se encuentre la posición *a priori* respecto a la posición real. Con el fin de corregir este tipo de error, se ha implementado una mejora de reconstrucción de pseudorangos, descrita en el apartado 5.1.

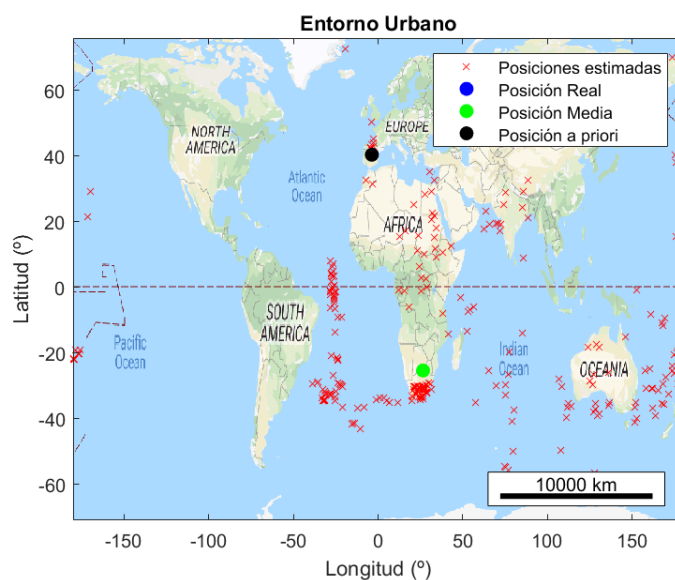


Figura. 18 Error de posición por sesgo común de satélites

En la Tabla 5 se muestra un resumen de los resultados obtenidos en el entorno Urbano, donde se ha experimentado el error por falta de convergencia debido al sesgo común de los satélites.

Tabla 5 Posición resultante con errores por falta de convergencia

| Posición | Latitud (°) | Longitud (°) |
|---------------------------|---------------------|--------------------|
| <i>A priori</i> | 40.4 | -3.7 |
| Real | 40.447168 | -3.611299 |
| Media | -25.316617073290640 | 26.534162073875173 |
| Distancia Real-Medida (m) | 7222.1 km | |

→ Errores cuando la posición *a priori* presenta un error mayor de 150 kilómetros: Se producen tras la utilización del método de Peterson debido a la pérdida de información por el uso de pseudorangos ambiguos. No son evitables ni siquiera con la reconstrucción de pseudorangos (5.1). La mejora explicada en el apartado 5.2 ha sido implementada con el objetivo de encontrar una posición *a priori* con un error menor de 150 kilómetros gracias a la frecuencia Doppler y así evitar estas situaciones.

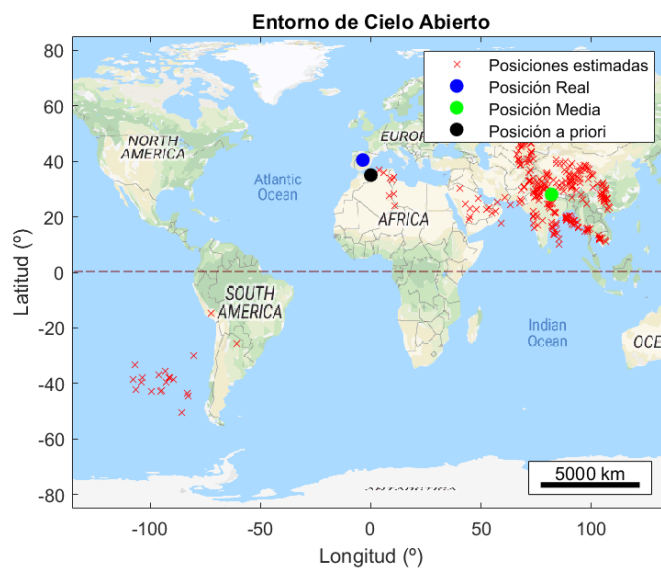


Figura. 19 Error de posición por posición a priori lejana

En la Tabla 6 se muestra un resumen de los resultados obtenidos en el entorno de Cielo Abierto al situar la posición *a priori* a más de 150 km de la posición real.

Tabla 6 Posición resultante con errores debido a posición a priori lejana

| Posición | Latitud (°) | Longitud (°) |
|----------------------------------|--------------------|---------------------|
| <i>A priori</i> | 35 | 0 |
| Real | 40.447168 | -3.611299 |
| Medida | 28.042274297369530 | 82.001449552796800 |
| Distancia Real-Medida (m) | 7242.7 km | |

Capítulo 5. Mejoras sobre el algoritmo de Peterson y análisis de los resultados

5.1 Estimación del ms de referencia y reconstrucción de pseudorangos

El cálculo de la solución siguiendo el método descrito a lo largo del Capítulo 3 no es suficiente para conseguir un sistema estable. Como se ha explicado en el apartado 3.3, existe la posibilidad de que el sesgo común del tiempo de los satélites, de lugar a grandes errores en el cálculo de la posición, incluso con posiciones iniciales muy cercanas a la posición real (Figura. 18).

Para solucionar este inconveniente se plantea el problema de estimar de la forma más precisa posible el número entero de segmentos de 300 km que hay que añadir a los pseudorangos ambiguos medidos.

El objetivo de obtener el número entero de segmentos de 300 km es el de hallar unos pseudorangos reconstruidos lo más similares posible a los pseudorangos absolutos que se hubieran obtenido utilizando un sistema del tipo *Fine-Time*.

El primer paso para realizar una estimación fiable es elegir un satélite de referencia y calcular el número de segmentos de 300 km que existen entre la posición del receptor y el satélite. Cualquiera de los satélites observados durante la toma de las medidas puede ser escogido como referencia sin caer en una gran pérdida de precisión.

A pesar de eso, se han realizado estudios donde se recomienda escoger el satélite de referencia, aquel que se encuentre a una mayor altitud [6]. La demostración de porque el satélite de mayor altitud es el satélite óptimo de referencia, se encuentra fuera del alcance de este trabajo.

Una vez escogido un satélite de referencia se calcula el valor del número entero de milisegundos (N_0) que hay que añadir a un pseudorango ambiguo para realizar la reconstrucción (25).

$$N_0 + \frac{\bar{r}^{(0)}}{300 \text{ km}} = \frac{\|Sat_p^{(0)} - x_p\| + t_{cb} \cdot c - t_e^{(0)} \cdot c}{300 \text{ km}} \quad (25)$$

- $Sat_p^{(0)}$: Posición del satélite de referencia según el método descrito en 5.1.1.
- $\bar{r}^{(i)}$: Pseudorango ambiguo medido con respecto al satélite de referencia
- \mathbf{x}_p : Posición *a priori* del receptor
- t_{cb} : Sesgo común del reloj de los satélites
- $t_e^{(0)}$: Sesgo propio del reloj del satélite de referencia
- c : Velocidad de la luz en el vacío

De esta forma se toma un punto de partida para estimar el número de milisegundos necesarios para reconstruir los pseudorangos ambiguos.

Se puede asumir que la misma ecuación utilizada para el satélite de referencia puede ser válida para cualquier satélite i genérico.

$$N_i + \frac{\bar{r}^{(i)}}{300 \text{ km}} = \frac{\|Sat_p^{(i)} - \mathbf{x}_p\| + t_{cb} \cdot c - t_e^{(i)} \cdot c}{300 \text{ km}} \quad (26)$$

Tanto en la expresión (25) como en la expresión (26) existe un término idéntico, que no es dependiente del satélite que se está tratando en cada momento. Este término es el sesgo común de tiempo (t_{cb}). Teniendo esto en cuenta, se puede despejar el sesgo común en cada una de las expresiones:

$$t_{cb} \cdot c = N_0 + \frac{\bar{r}^{(0)} - \|Sat_p^{(0)} - \mathbf{x}_p\| + t_e^{(0)} \cdot c}{300 \text{ km}} \quad (27)$$

$$t_{cb} \cdot c = N_i + \frac{\bar{r}^{(i)} - \|Sat_p^{(i)} - \mathbf{x}_p\| + t_e^{(i)} \cdot c}{300 \text{ km}}$$

Igualando las dos fórmulas se obtiene una ecuación con todas sus variables conocidas excepto aquella que se está buscando, el número entero de milisegundos necesarios para reconstruir el pseudorango obtenido desde el receptor hasta un satélite i (N_i):

$$N_0 + \frac{\bar{r}^{(0)} - \|Sat_p^{(0)} - \mathbf{x}_p\| + t_e^{(0)} \cdot c}{300 \text{ km}} \quad (28)$$

$$= N_i + \frac{\bar{r}^{(i)} - \|Sat_p^{(i)} - \mathbf{x}_p\| + t_e^{(i)} \cdot c}{300 \text{ km}}$$

Simplificando la ecuación (28) se puede despejar el valor de N_i buscado:

$$N_i = \text{round}\left(N_0 + \frac{\bar{r}^{(0)} - \bar{r}^{(i)} - (\|Sat_p^{(0)} - x_p\| - t_e^{(0)} \cdot c) + (\|Sat_p^{(i)} - x_p\| - t_e^{(i)} \cdot c)}{300 \text{ km}}\right) \quad (29)$$

Hay que tener en cuenta que el valor de N_i solamente puede ser un número entero, ya que se está hablando de segmentos completos de 300 km a los que se les tiene que añadir el pseudorango ambiguo medido. Por tanto, es necesario redondear el valor de N_i a su entero más cercano.

De esta manera se calcula para cada uno de los pseudorangos ambiguos asociados a un satélite, cuál es el número entero de segmentos de 300 km que permite reconstruirlo hasta obtener un valor similar a un pseudorango no ambiguo (30).

$$\text{Pseudorango reconstruido} = \bar{r}^{(i)} + N_i \cdot 300 \text{ km} \quad (30)$$

5.1.1 Cálculo de la posición de los satélites

Como se ha explicado en el apartado 3.2, se utiliza la función *GpsEph2Xyz* de la API de Google para calcular la posición de los satélites a partir de las efemérides. Es necesario destacar que la precisión en el cálculo de la posición de los satélites en un momento determinado está influenciada por la calidad del tiempo que se introduce como parámetro en la función. Por ello, es importante tratar de encontrar el tiempo que más se ajusta a la realidad.

En la ecuación (12) se describen todos los parámetros que componen la expresión para la estimación del tiempo.

$$t_{tx}^{(i)} = t_{rx}^{(i)} - t_{of}^{(i)} + t_{cb} - t_e^{(i)} + t_c \quad (31)$$

$$Sat_p^{(i)} = \text{GpsEph2Xyz}(\text{efemerides}^{(i)}, t_{tx}^{(i)})$$

Al aplicar la mejora de la reconstrucción de pseudorangos, es conveniente realizar el cálculo de la posición de los satélites en dos etapas si se quiere aumentar la precisión obtenida.

Primera Etapa:

La primera etapa es previa a la estimación del milisegundo de referencia, por lo tanto, solo se tiene la información de los pseudorangos ambiguos no reconstruidos, es decir, modulo 300 km.

En este momento la estimación de la posición de los satélites vendrá lastrada por un gran error en el valor de T_{of} , debido a que el valor de los pseudorangos obtenidos nunca es mayor de 300 km. En esta situación se está hablando de un valor de T_{of} siempre inferior a 1 ms, cuando normalmente este término se encuentra rondando los valores comprendidos entre 64 y 89 ms [6].

Como se ha descrito en el apartado 3.1.1, la velocidad orbital de los satélites es del orden de 3.88 km/s [7]. Se va a tomar este valor de la velocidad como ejemplo para representar que sucede si se desprecia el error de T_{of} .

Los satélites del sistema GPS se encuentran a una altura aproximada de 20200 km con respecto a la superficie de la tierra. Para simplificar el ejemplo, asumimos que el receptor se encuentra exactamente en la proyección del satélite sobre la superficie de la tierra.

De esta forma el tiempo de vuelo de la señal se calcula como:

$$T_{of} = \frac{\text{pseudorango}}{c} = \frac{20200 \text{ km}}{300000 \text{ km/s}} = 67.33 \text{ ms} \quad (32)$$

Con el resultado de la ecuación (32), se puede calcular el error en la posición del satélite debido a su velocidad orbital, si no se tiene en cuenta el tiempo de vuelo:

$$V_{sat} \cdot T_{of} = 3.88 \frac{\text{km}}{\text{s}} \cdot 67.33 \text{ ms} = 261 \text{ m} \quad (33)$$

- V_{sat} : Velocidad orbital del satélite
- T_{of} : Tiempo de vuelo de la señal

Por tanto, si se obvia la corrección en la posición del satélite con respecto al tiempo de vuelo, se puede estar derivando en un error del orden de centenas metros en la posición del satélite.

Si se habla en términos de posición relativa con respecto al receptor, el factor que habría que aplicar es de 800 m/s [6].

$$V_{rel} \cdot T_{of} = 800 \frac{m}{s} \cdot 67.33 \text{ ms} = 53 \text{ m} \quad (34)$$

- V_{rel} : Velocidad relativa entre satélite y receptor
- T_{of} : Tiempo de vuelo de la señal

Tras estos cálculos, se observa como la primera aproximación no es suficientemente precisa para obtener la posición de los satélites, pero si para estimar cual es el valor del número entero de milisegundos necesarios para hacer la reconstrucción de los pseudorangs en base a los pseudorangs ambiguos.

El cálculo del milisegundo de referencia se obtiene tomando las posiciones de los satélites halladas en esta primera aproximación. La reconstrucción se basa en segmentos de 300 km, donde una variación de decenas de metros como la obtenida en la ecuación (34), no supone un gran error.

Segunda Etapa:

Una vez realizada la primera aproximación de la posición del satélite y se han obtenido los pseudorangs reconstruidos, se procede a calcular de nuevo la posición del satélite siguiendo el mismo método.

En este caso, el valor de T_{of} tendrá un valor muy similar al valor real, con un error aproximado del orden de unos pocos milisegundos, ya que tanto los pseudorangs reales como los reconstruidos son del mismo orden de magnitud.

Gracias al cálculo de la posición del satélite en dos etapas se puede reducir el error de su posición debido al T_{of} desde centenares de metros a menos de una decena.

5.1.2 Error en el cálculo de la posición

Para explicar la mejora que implica la aplicación de la reconstrucción de pseudorangs estimando un milisegundo de referencia se van a tomar los datos obtenidos en la misma captura que se mostró en el apartado 4.2.

En el apartado 4.2 se ejemplifico como el sesgo común de los satélites puede llegar a producir una transición entre segmentos de 300 km que den lugar a una ausencia de convergencia y por tanto unos resultados completamente erróneos (Figura. 20).

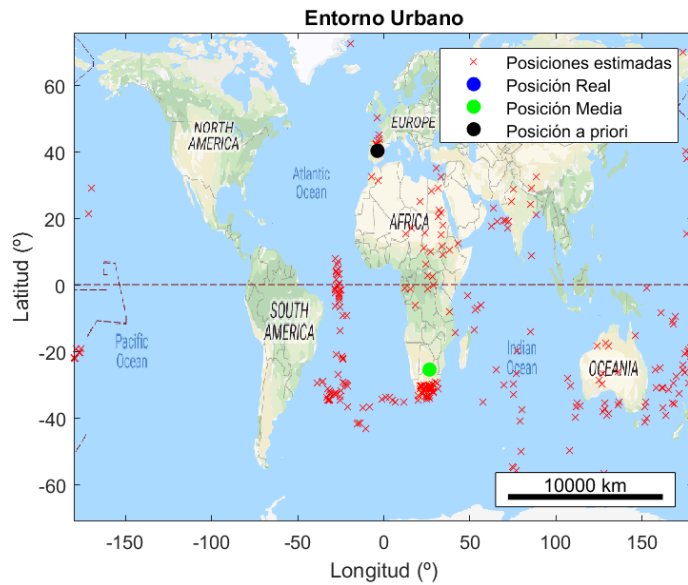


Figura. 20 Error de posición por sesgo común de satélites

Para ejemplarizar el cálculo de la posición añadiendo la reconstrucción de pseudorangs, se ha elegido una posición *a priori* que se encuentra a 80 km de las coordenadas reales, a diferencia que en el caso del apartado 4.2 que se eligió una posición *a priori* a tan solo unos pocos metros de la posición real.

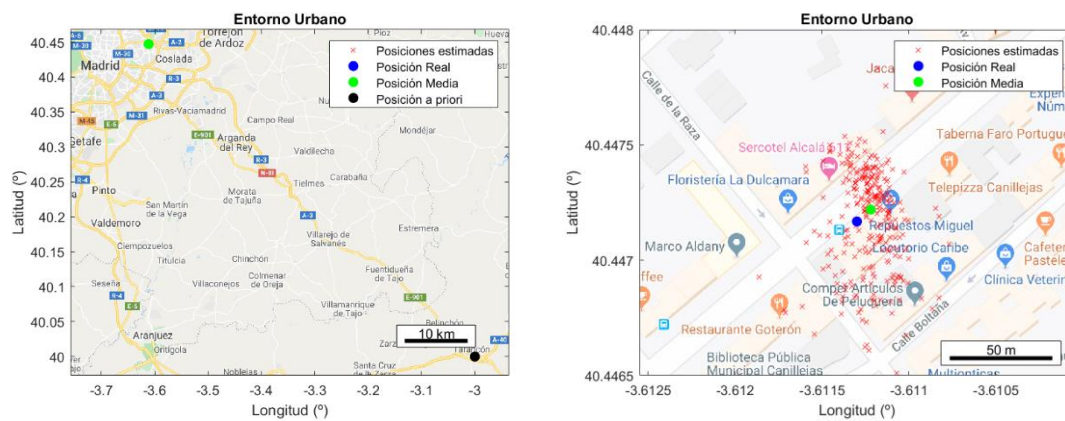


Figura. 21 Estimación de posición con reconstrucción de pseudorangs

Se puede observar en la Figura. 21 como se han escogido las medidas tomadas en el entorno Urbano y el resultado en este caso solamente está marcado por los errores de pequeña distancia, propios de los posibles errores de medida, o pequeños errores en la reconstrucción de pseudorangs. En la siguiente tabla se muestran los resultados obtenidos en términos de posición y distancia con respecto a la posición real.

Tabla 7 Posición resultante con pseudorangos reconstruidos

| Posición | Latitud (°) | Longitud (°) |
|---------------------------|--------------------|--------------------|
| <i>A priori</i> | 40 | -3 |
| Real | 40.447168 | -3.611299 |
| Medida | 40.447219609584110 | -3.611219698312259 |
| Distancia Real-Medida (m) | 8.83 m | |

Con los resultados expuestos en la Tabla 7 se podría deducir que la reconstrucción de pseudorangos utilizando un satélite de referencia es de gran utilidad a la hora de obtener un sistema más robusto. Gracias a esta mejora se puede afirmar que disponer de una posición *a priori* con un error menor que 150 km no solo es condición necesaria, sino también condición suficiente para encontrar una solución de convergencia.

También es interesante analizar la posición obtenida en el caso de que el algoritmo ya fuera convergente incluso sin la mejora tratada en este capítulo. Para ello se utiliza la única situación del tipo convergente de la que se dispone antes de la mejora aplicada, el entorno de Cielo Abierto.

Los resultados del cálculo de la posición con y sin mejora de reconstrucción de pseudorangos se muestran en la Figura. 22.

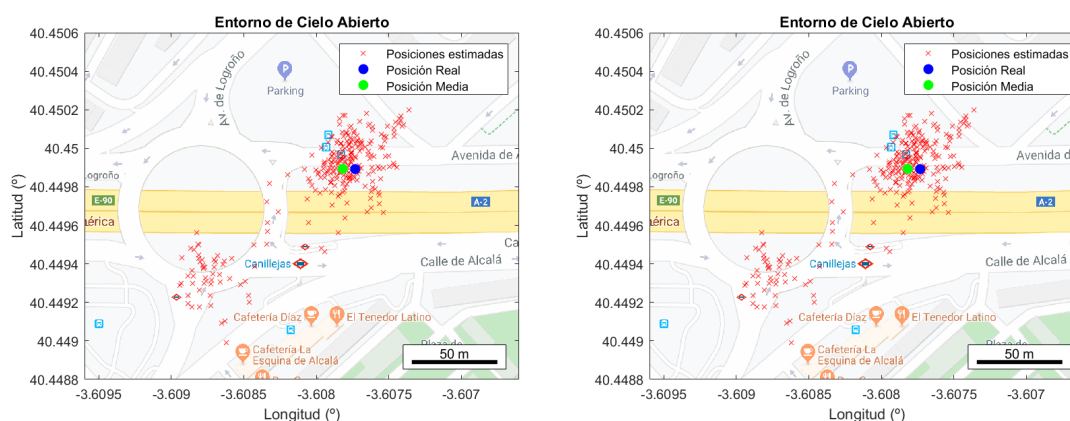


Figura. 22 Reconstrucción (izquierda), sin reconstrucción (derecha)

Se puede observar como los resultados obtenidos son idénticos, no existe una mejora en la estimación de la posición por utilizar la reconstrucción de pseudorangos basados en el milisegundo entero de referencia. La mejora aplicada simplemente aumenta la robustez

del sistema, haciendo suficiente la condición de tener una posición *a priori* con un error menor de 150 km para alcanzar la convergencia.

5.1.3 Evolución del tiempo Coarse Time

Al introducir la mejora de estimación de pseudorangos no se mejora solamente el cálculo de la posición, también se mejora la estimación del tiempo con respecto al método de Peterson sin reconstrucción de pseudorangos. Por ello se realiza un análisis de los resultados de la estimación del tiempo aplicando esta mejora.

Desviación típica de la estimación del tiempo:

Al igual que en el apartado 4.1, el parámetro matemático analizado es la desviación típica. Este valor permite hacerse una idea de cómo de estable es el tiempo estimado del sistema cuando se utilizan pseudorangos ambiguos reconstruidos. En las siguientes figuras se muestra la evolución del tiempo Coarse estimado en función del tiempo para cada uno de los escenarios.

Cielo abierto:

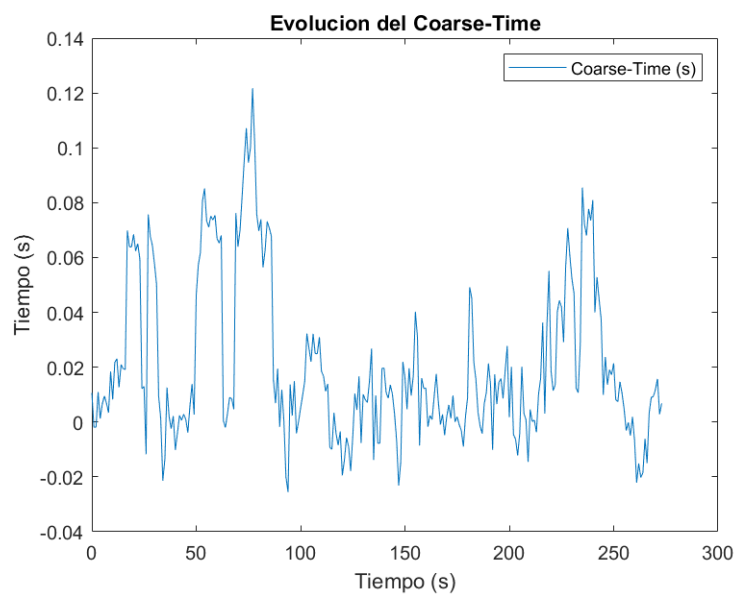


Figura. 23 Evolución de t_c con reconstrucción de pseudorangos

Urbano:

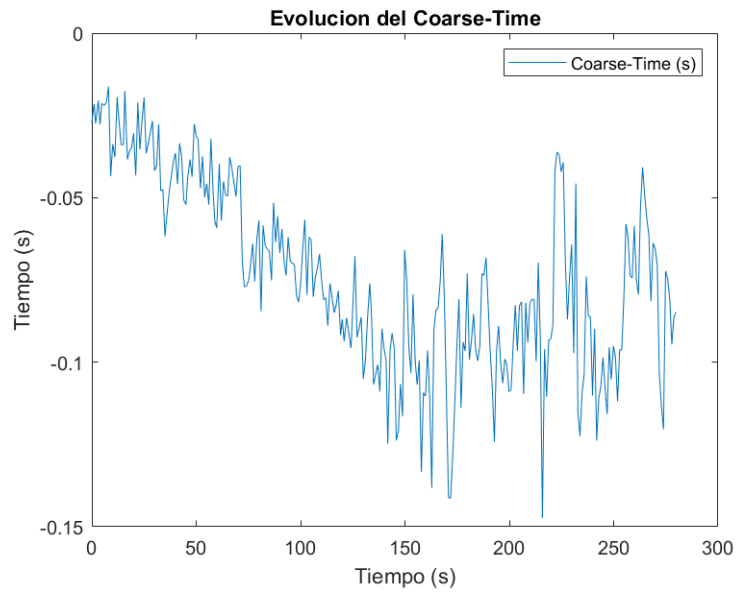


Figura. 24 Evolución de t_c con reconstrucción de pseudorangos

Interior:

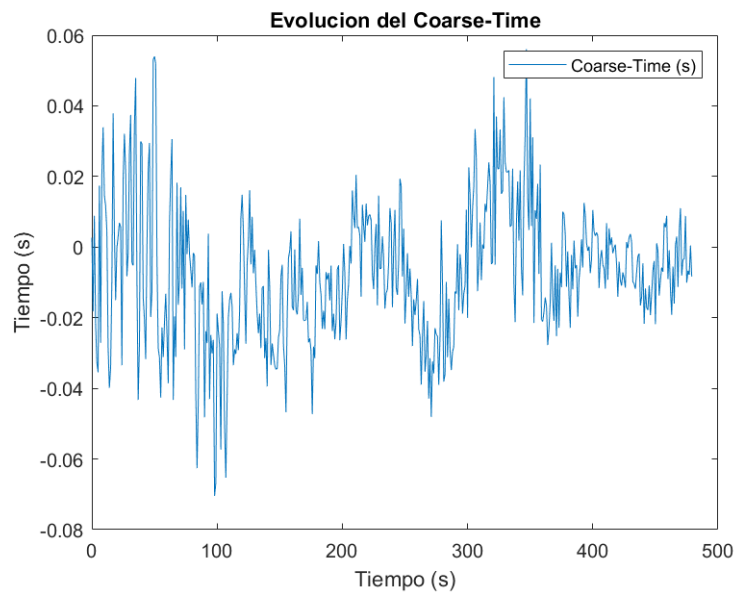


Figura. 25 Evolución de t_c con reconstrucción de pseudorangos

La Tabla 8 ofrece un resumen de los resultados del cálculo de la desviación típica para cada uno de los tres escenarios:

Tabla 8 Estimación del reloj con pseudorangos reconstruidos

| Escenario | Desviación Típica (σ) |
|----------------------|--|
| Cielo Abierto | 29.3 ms |
| Urbano | 28.5 ms |
| Interior | 19.4 ms |

Los resultados en los tres escenarios son muy similares, ofrecen una desviación típica en la estimación del reloj de entre 20 y 30 ms. Dependiendo de la aplicación que se quisiera dar a este sistema, el reloj estimado gracias a la información de los pseudorangos ambiguos podría considerarse suficientemente preciso.

También se puede observar como al igual que en el cálculo de la posición, no existe una mejora significativa aplicando la estimación del milisegundo de referencia en los casos donde el sistema ya fuera convergente. Este efecto se puede visualizar en el escenario de Cielo Abierto, se trata del único escenario que converge sin la de reconstrucción de pseudorangos y el resultado de la desviación típica del tiempo con y sin mejora es idéntico.

Corrección de un error significativo en la precisión del reloj:

Gracias a la mejora de reconstrucción de pseudorangos se ha comprobado que se dispone de un sistema mucho más robusto, lo que hace pensar que puede ser capaz de resistir hasta grandes desviaciones de los relojes.

En el siguiente ejemplo se procede a simular una desviación del reloj del receptor de 60 segundos con respecto al reloj original. El objetivo de este experimento es medir la desviación típica del tiempo estimado y visualizar si el algoritmo Coarse-Time es capaz de corregir un error de estas características y mantener la estabilidad del reloj.

Entorno de Cielo abierto:

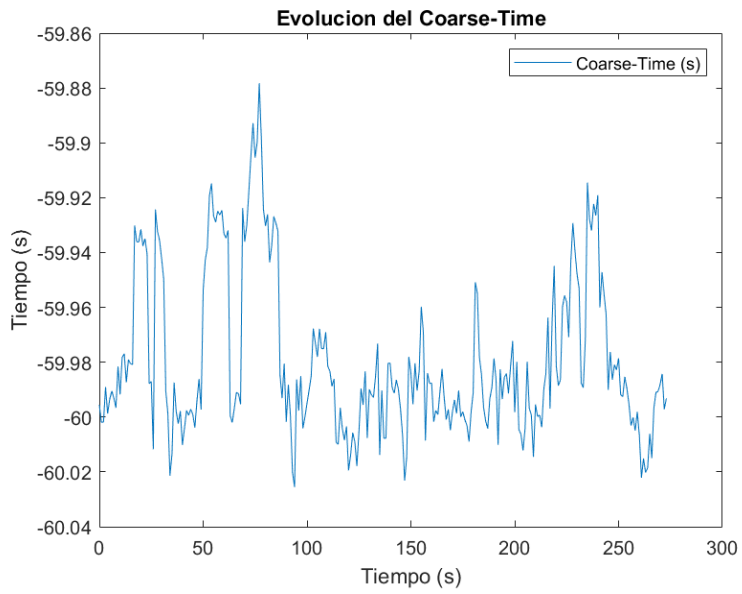


Figura. 26 Evolución de t_c con 60 segundos de deriva

Entorno Urbano:

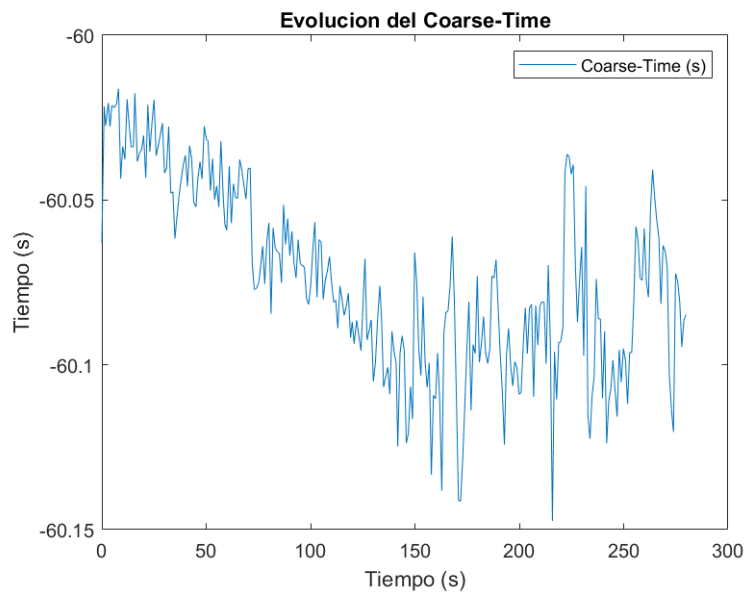


Figura. 27 Evolución de t_c con 60 segundos de deriva

Entorno de Interior:

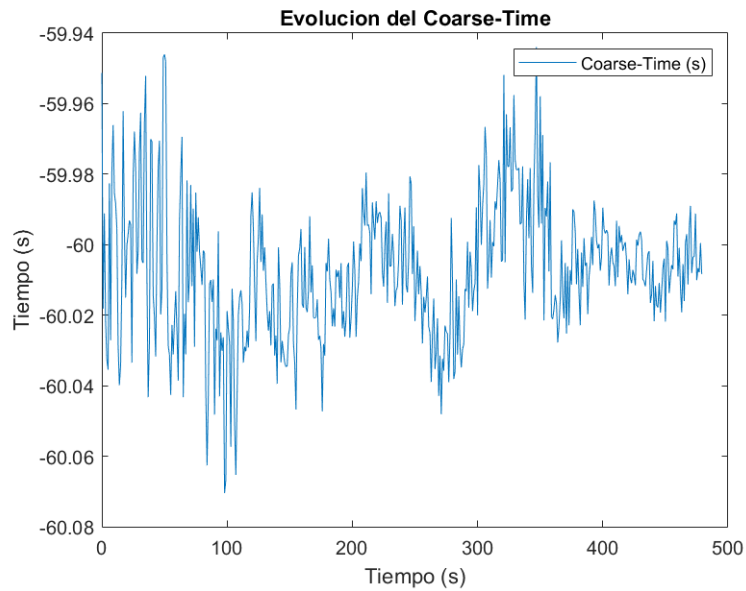


Figura. 28 Evolución de t_c con 60 segundos de deriva

En la Figura. 26, Figura. 27 y Figura. 28 se muestran los resultados obtenidos para los 3 escenarios, se observa como el algoritmo ha sido capaz de encontrar la desviación desde el primer momento y con ello, corregir el cálculo de la posición de los satélites para posteriores iteraciones.

De esta forma se ha conseguido mantener el sistema estable con una desviación típica en la estimación del reloj prácticamente idéntica a la obtenida cuando la desincronización entre relojes no era significativa (Tabla 9).

Tabla 9 Estimación del reloj con 60 segundos de deriva

| Escenario | Desviación Típica (σ) |
|---------------|--------------------------------|
| Cielo Abierto | 29.3 ms |
| Urbano | 28.3 ms |
| Interior | 19.6 ms |

A su vez, se puede observar en la Figura. 29 como gracias a la buena corrección que se realiza del reloj por parte del algoritmo de mínimos cuadrados no se aprecia un detrimento en el cálculo de la posición del receptor incluso con una diferencia de tiempos de 60 segundo.

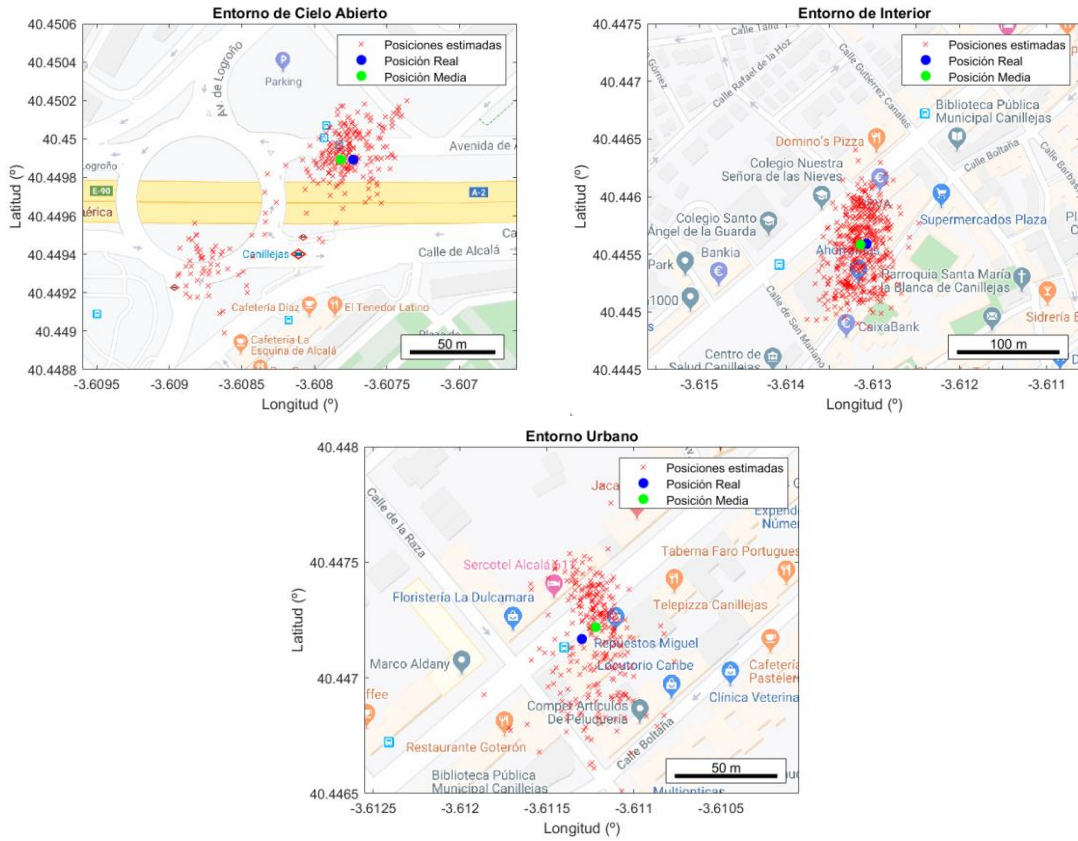


Figura. 29 Estimación de las posiciones con 60 segundos de deriva

5.2 Búsqueda de posición *a priori* usando el efecto Doppler

Como ya se ha comentado en el apartado 3.3.1, para poder obtener una solución válida cuando solo se dispone de pseudorangs ambiguos, es necesario conocer la posición *a priori* del receptor con un error menor de 150 km.

Esta es la principal limitación de este sistema, por ello sería conveniente encontrar otra variable física medible que proporcione la información suficiente para encontrar una posición *a priori* valida.

La solución a este problema se encuentra en el efecto Doppler. El efecto Doppler es el fenómeno físico que produce que una señal sea percibida por un receptor con una

frecuencia distinta a la que fue transmitida, simplemente por el movimiento relativo que existe entre transmisor y receptor.

Se puede utilizar este efecto para conocer cuál es la velocidad relativa de los satélites con respecto al receptor. Unido al hecho de que se conoce la posición y el vector velocidad de los satélites gracias a las efemérides, se puede calcular la posición aproximada del receptor [9].

Al igual que en el cálculo de la posición por el método de Coarse-Time, se va a utilizar el método de mínimos cuadrados. Donde la forma general del planteamiento del problema viene descrita en la ecuación (35) y la forma general de la solución en la ecuación (36):

$$\delta y = H\delta x + \varepsilon \quad (35)$$

$$\delta \hat{x} = (H^T H)^{-1} H^T \delta y \quad (36)$$

Tan solo queda identificar cada uno de los términos de la ecuación general de la solución de mínimos cuadrados con los términos específicos de este problema.

Posición *a priori*:

Se necesita establecer un vector de posición *a priori*, pero al contrario que en el caso de la navegación Coarse-Time, no existe ninguna limitación, este puede comenzar con una posición a una distancia cualquiera de la posición real.

$$\mathbf{x}_0 = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ t_{cb_0} \end{bmatrix} \quad (37)$$

- x_0, y_0, z_0 : Coordenadas x, y, z del sistema cartesiano que define la posición del receptor
- t_{cb_0} : Inicialización del valor del sesgo común de los satélites

Estimación de frecuencia Doppler ($\hat{f}^{(i)}$):

Para estimar la frecuencia Doppler es necesario conocer la posición de los satélites y su velocidad. Ambos datos son provistos por las efemérides obtenidas a través de otro medio.

El primer paso para calcular una estimación de la frecuencia Doppler con respecto a la velocidad dada por las efemérides y la posición inicial *a priori* es obtener la proyección del vector velocidad del satélite sobre el vector director, receptor-satélite ($e^{(i)}$).

El cálculo del vector $e^{(i)}$ se realiza atendiendo a la siguiente expresión:

$$e^{(i)} = \frac{Sat_p^{(i)} - x_p}{\|Sat_p^{(i)} - x_p\|} \quad (38)$$

- $Sat_p^{(i)}$: Vector posición del satélite i
- $x_p = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$: Vector posición del receptor

La velocidad relativa del satélite con respecto al receptor no es más que la proyección del vector velocidad del satélite i sobre el vector director previamente calculado. Para calcular el valor de la proyección se realiza el producto escalar entre ambos vectores.

$$Sat_{vr}^{(i)} = e^{(i)} \cdot Sat_v^{(i)} \quad (39)$$

- $Sat_{vr}^{(i)}$: Velocidad relativa del satélite i con respecto al receptor
- $Sat_v^{(i)}$: Vector velocidad del satélite

La frecuencia observada debido al efecto Doppler viene dada por la frecuencia original a la que se le suma el incremento de frecuencia producida por la velocidad relativa (40).

$$\hat{f}_d^{(i)} = \left(1 + \frac{Sat_{vr}^{(i)}}{c}\right) \cdot f_{L1} \quad (40)$$

- c : Velocidad de la luz en el vacío
- f_{L1} : Frecuencia de la señal GPS L1, tomada como referencia
- $\hat{f}_d^{(i)}$: Frecuencia Doppler estimada

Frecuencia Doppler medida ($\bar{f}^{(i)}$):

La frecuencia Doppler medida se obtiene como la variación de frecuencia recibida con respecto a una frecuencia nominal conocida.

La frecuencia nominal conocida en sistemas GPS se trata de la frecuencia L1 puesto que es la portadora de la señal *Coarse Acquisition* (C/A). Esta diferencia de frecuencia viene dada por la velocidad relativa de los satélites con respecto del receptor.

Para realizar las simulaciones de este trabajo se toman los datos del parámetro *PseudorangeRateMetersPerSecond* (PrrMps) directamente de la información en crudo proporcionada por el software *GNSS Logger* al realizar las medidas.

Este parámetro indica la variación de los pseudorangs en metros por segundo, lo que se puede interpretar como la variación de la posición del satélite vista desde el receptor.

Aplicando los mismos conceptos que para el cálculo de la frecuencia Doppler estimada se obtiene la siguiente ecuación:

$$\bar{f}_d^{(i)} = \left(1 + \frac{\text{PrrMps}^{(i)}}{c}\right) \cdot f_{L1} \quad (41)$$

- c : Velocidad de la luz en el vacío
- f_{L1} : Frecuencia de la señal GPS L1, tomada como referencia
- $\bar{f}_d^{(i)}$: Frecuencia Doppler medida

Cálculo del vector solución de diferencias:

La frecuencia Doppler está estrechamente relacionada con la velocidad relativa entre satélite y receptor, lo que a su vez viene definido como la derivada de los pseudorangs con respecto del tiempo.

En la ecuación (42) se plantea la diferencia de frecuencias Doppler como la diferencia de las derivadas con respecto al tiempo de los pseudorangs estimados y los pseudorangs medidos.

$$\delta f_d^{(i)} = \bar{f}_d^{(i)} - \hat{f}_d^{(i)} = \frac{d\bar{r}^{(i)}}{dt} - \frac{d\hat{r}^{(i)}}{dt} = H \frac{d(\delta x)}{dt} + \frac{d(H)}{dt} \delta x + \boldsymbol{\varepsilon}' \quad (42)$$

Operando los términos en derivadas de $H \frac{d(\delta x)}{dt}$ y $\frac{d(H)}{dt} \delta x$ se obtiene que la diferencia de frecuencias Doppler se puede expresar de la siguiente manera:

$$\delta f_d = \left(H \begin{bmatrix} \delta x' \\ \delta y' \\ \delta z' \\ \delta t_{cb}' \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\hat{e}^{(1)} \\ \vdots \\ -\hat{e}^{(i)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + \boldsymbol{\varepsilon}' \right) \frac{f_{L1}}{c} \quad (43)$$

El término " $H \begin{bmatrix} \delta x' \\ \delta y' \\ \delta z' \\ \delta t_{cb}' \end{bmatrix}$ " viene asociado a la velocidad del receptor, por tanto, se puede

considerar de valor nulo para el resto del desarrollo, puesto que el objetivo es intentar calcular una posición determinada cuando el receptor se encuentra en una posición estática.

De esta forma, la expresión para un receptor estático se puede simplificar en la ecuación (44):

$$\delta f_d = \left(\begin{bmatrix} -\hat{e}^{(1)} \\ \vdots \\ -\hat{e}^{(i)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + \boldsymbol{\varepsilon}' \right) \frac{f_{L1}}{c} \quad (44)$$

Ahora tan solo queda determinar el valor de $\hat{e}^{(i)}$. Tal y como se expresa en la ecuación (42) este parámetro proviene del término $\frac{d(H)}{dt}$ siendo:

$$H = \begin{bmatrix} -e^{(1)} & 1 \\ \vdots & \vdots \\ -e^{(i)} & 1 \end{bmatrix} \quad (45)$$

Por tanto, el vector $\hat{e}^{(i)}$ se trata de la derivada de $e^{(i)}$ con respecto del tiempo:

$$\begin{aligned} \hat{e}^{(i)} &= \frac{de^{(i)}}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{Sat_p^{(i)} - \mathbf{x}_p}{\|Sat_p^{(i)} - \mathbf{x}_p\|} \right) = \\ &= \left(\frac{d(Sat_p^{(i)} - \mathbf{x}_p)}{dt} \|Sat_p^{(i)} - \mathbf{x}_p\| - (Sat_p^{(i)} - \mathbf{x}_p) \frac{d\|Sat_p^{(i)} - \mathbf{x}_p\|}{dt} \right) \frac{1}{\|Sat_p^{(i)} - \mathbf{x}_p\|^2} = \end{aligned} \quad (46)$$

$$\begin{aligned}
&= \left(\frac{d(Sat_p^{(i)})}{dt} \|Sat_p^{(i)} - x_p\| - (Sat_p^{(i)} - x_p)(e^{(i)} \cdot Sat_v^{(i)}) \right) \frac{1}{\|Sat_p^{(i)} - x_p\|^2} = \\
&= \left(\frac{d(Sat_p^{(i)})}{dt} \|Sat_p^{(i)} - x_p\| - \|Sat_p^{(i)} - x_p\| e^{(i)}(e^{(i)} \cdot Sat_v^{(i)}) \right) \frac{1}{\|Sat_p^{(i)} - x_p\|^2} = \\
&= \left(\frac{d(Sat_p^{(i)})}{dt} - e^{(i)}(e^{(i)} \cdot Sat_v^{(i)}) \right) \frac{1}{\|Sat_p^{(i)} - x_p\|}
\end{aligned}$$

Si se transforma la ecuación (44), extrayendo el sesgo común del reloj del valor ϵ' se puede expresar en forma de un problema genérico de mínimos cuadrados:

$$\delta f_d = \left(\begin{bmatrix} -\hat{e}^{(1)} & 1 \\ \vdots & \vdots \\ -\hat{e}^{(i)} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta t_{cb} \end{bmatrix} + \epsilon' \right) \frac{f_{L1}}{c} \quad (47)$$

Donde la matriz de observación \hat{H} y el vector de incógnitas son:

$$\hat{H} = \frac{d(H)}{dt} = \begin{bmatrix} -\hat{e}^{(1)} & 1 \\ \vdots & \vdots \\ -\hat{e}^{(i)} & 1 \end{bmatrix}; \delta x = \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta t_{cb} \end{bmatrix} \quad (48)$$

Y la solución de mínimos cuadrados es:

$$\delta \hat{x} = (\hat{H}^T \hat{H})^{-1} \hat{H}^T \delta f_d \quad (49)$$

Actualización del vector solución:

El vector solución se debe actualizar iterativamente para tratar de converger a una solución de navegación. El vector actualizado se utiliza para calcular de nuevo los valores de la frecuencia Doppler estimada y realizar el proceso recursivamente, tantas veces como sea necesario.

$$x_n = x_{n-1} + \delta \hat{x} \quad (50)$$

$$\begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \\ t_{cb_n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{n-1} \\ y_{n-1} \\ z_{n-1} \\ t_{cb_{n-1}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \hat{x} \\ \delta \hat{y} \\ \delta \hat{z} \\ \delta \hat{t}_{cb} \end{bmatrix}$$

5.2.1 Error en el cálculo de la posición

Lo primero que se tiene que tener en cuenta al analizar los resultados ofrecidos al implementar esta mejora es que no es una forma de conseguir una ubicación precisa del receptor. El cálculo de la posición utilizando la información del efecto Doppler es un sistema para encontrar una posición *a priori* lo suficientemente buena como para poder aplicar posteriormente el método de Peterson junto a la reconstrucción de pseudorangs del apartado 5.1.

Por tanto, el objetivo a batir es obtener una posición que proporcione un error de la posición menor de 150 km con respecto a la posición real.

A continuación, se muestran los resultados al aplicar el método basado en el efecto Doppler sobre los tres escenarios planteados. Todos los mapas mostrados vienen acompañados de su correspondiente escala que permite hacerse una idea de la distancia entre las posiciones estimadas y la posición real.

Cielo abierto:

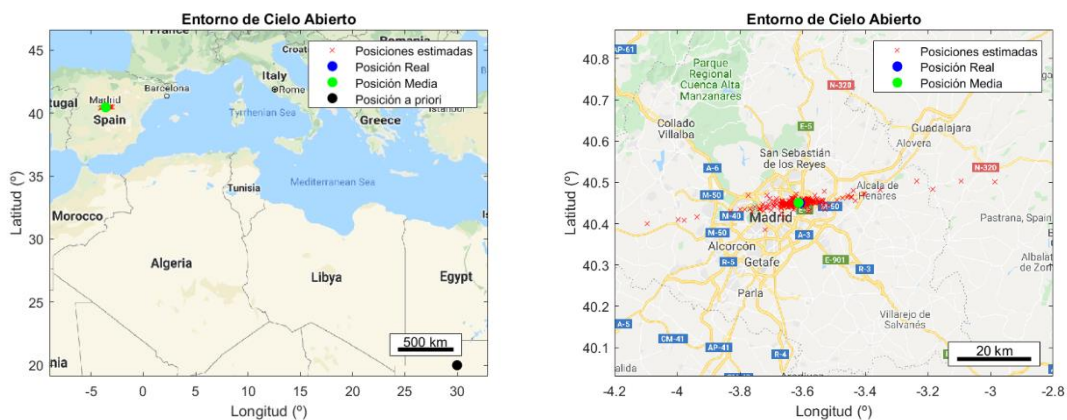


Figura. 30 Estimación de la posición en base al efecto Doppler

Urbano:

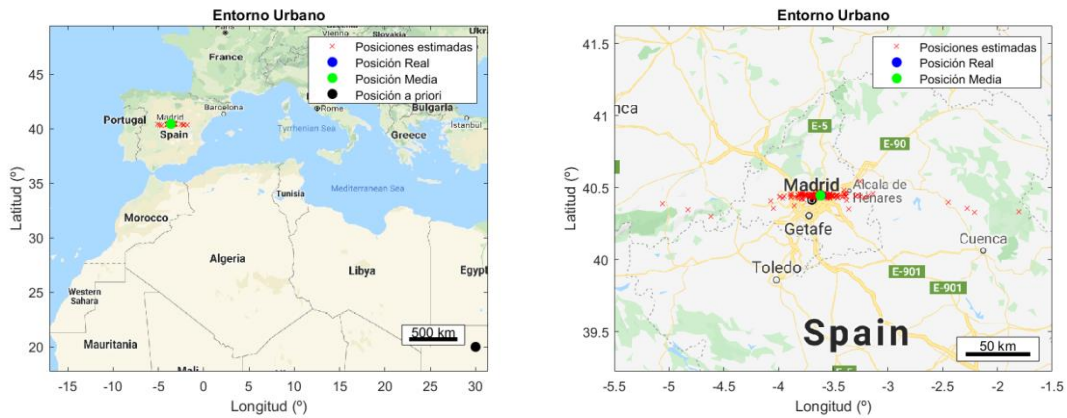


Figura. 31 Estimación de la posición en base al efecto Doppler

Interior:

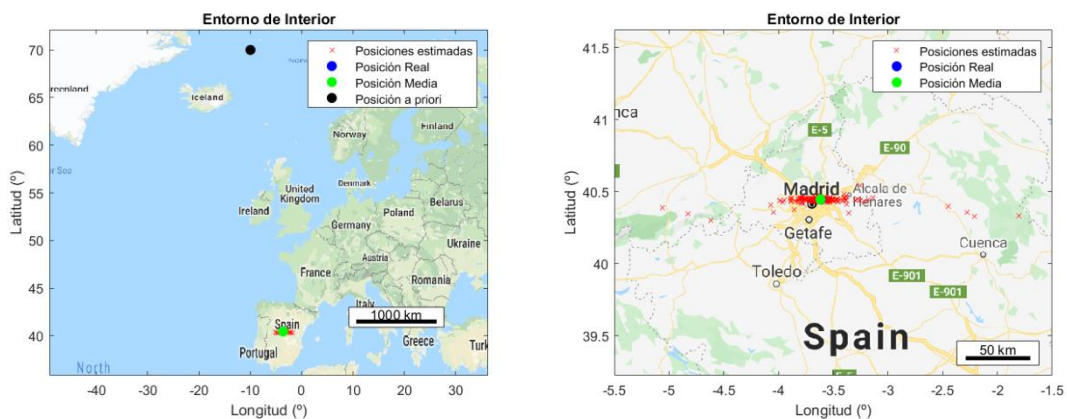


Figura. 32 Estimación de la posición en base al efecto Doppler

En la Figura. 30, Figura. 31 y Figura. 32 se muestra cómo se obtiene el resultado esperado en un alto porcentaje de los casos. Es cierto que siguen existiendo algunas situaciones donde la posición lograda por medio de este sistema difiere en más de 150 km la posición real como se puede apreciar en la dispersión de las cruces rojas sobre el mapa. Esto sucede especialmente en la toma de medidas en el interior de un edificio.

Para corregir este problema se ha realizado una media de las posiciones calculadas durante un determinado periodo de tiempo. La Figura. 33 muestra el resultado con más detalle sobre el mapa.

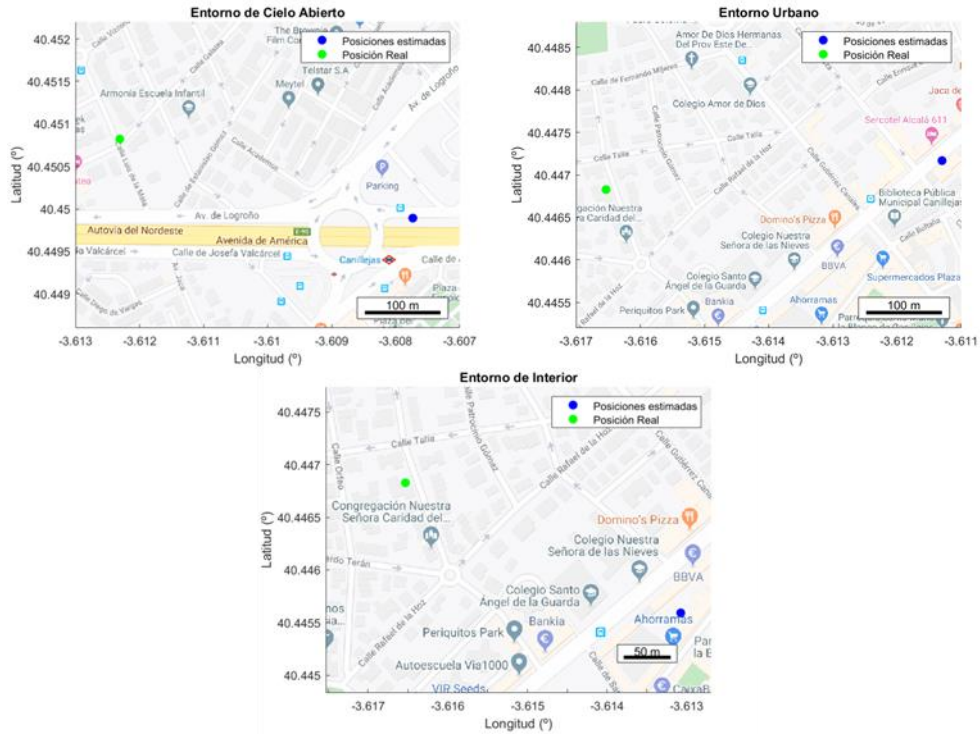


Figura. 33 Error en la posición *a priori* por efecto Doppler

Si en el sistema donde se implemente la mejora de la posición *a priori* mediante el efecto Doppler requiere conocer una posición aproximada lo más rápido posible, es posible que no se disponga del tiempo necesario para recoger varias medidas y realizar la media. Por ello, también se puede realizar un filtrado de los resultados obtenidos basándose en la asunción de que estos se encuentran en la superficie de la tierra.

Esta limitación acota los resultados que proporcionen una altitud mayor de 9000 metros o menor que -500 metros, puesto que no existen puntos con mayor o menor altitud que las mencionadas.

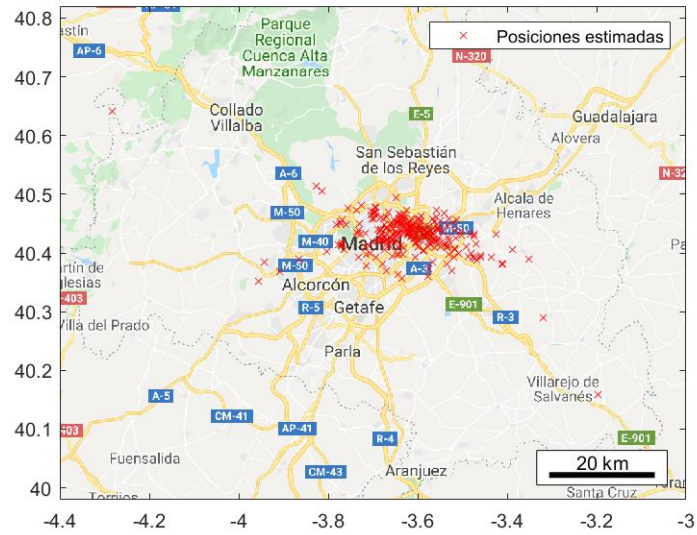


Figura. 34 Posiciones estimadas por efecto Doppler con filtro de altitud

De esta forma reducimos aún más las posibilidades de obtener una posición *a priori* con un error superior a 150 km. En la Figura. 34 se muestran los resultados tras aplicar este filtro y se puede apreciar como ninguna de las posiciones resultantes supera la distancia límite establecida.

Capítulo 6. Conclusiones y líneas futuras

6.1 Conclusiones

El trabajo se ha realizado con dos objetivos, el primer objetivo es analizar el rendimiento que supone el cálculo de la posición de un receptor haciendo uso de un sistema del tipo *Coarse-Time*. El segundo objetivo es el de determinar como de estable es el reloj de un sistema que haga uso de la información de pseudorangos ambiguos para definir su tiempo.

Para poder alcanzar los propósitos planteados se ha hecho uso de la API de Google disponible a partir de la versión de Android 7.0 que proporciona las medidas en crudo de los sistemas GNSS. Los datos obtenidos son propios de un sistema Fine-Time, por tanto, una vez se capturados estos datos se han modificado de la manera necesaria para simular un sistema *Coarse-Time*.

Se ha implementado en lenguaje Matlab el algoritmo propuesto por Peterson en el año 1995 en el artículo *GPS Receiver Structures for the Urban Canyon* para realizar el procesamiento de los datos del tipo Coarse-Time [10]. Con el propósito de realizar un estudio más completo de la fiabilidad del algoritmo de Peterson se han seleccionado tres escenarios (Cielo Abierto, Urbano e Interior) representativos de situaciones en las que se puede encontrar un receptor GPS.

Los resultados obtenidos al aplicar el algoritmo de Peterson sobre los datos adquiridos en los 3 escenarios han servido para mostrar los puntos débiles que tiene este algoritmo si no se le aplica alguna corrección. Se ha determinado que se trata de un método extremadamente sensible a las condiciones iniciales. Un pequeño error en la posición *a priori* o en la estimación del sesgo común de los satélites puede dar lugar a la falta de convergencia de todo el proceso.

Esta falta de convergencia se traduce en el cálculo de una posición completamente errónea, pudiendo ser incluso en el otro extremo del globo terráqueo. De la misma manera que sucede con el cálculo de la posición, la estimación de tiempos se vuelve completamente inválida en el momento en el que el algoritmo no converge.

Llegados a este punto era necesario implementar una serie de mejoras que complementarían al algoritmo de Peterson y suplirían sus principales carencias, la excesiva sensibilidad y la necesidad de una posición *a priori* relativamente cercana.

También desarrollados en Matlab se han añadido la reconstrucción de pseudorangos tomando un satélite de referencia y el cálculo de la posición inicial *a priori* gracias a la información proporcionada por el efecto Doppler.

Al analizar los resultados sobre los mismos escenarios, pero en este caso aplicando una reconstrucción de pseudorangos, se ha podido observar que el sistema se vuelve mucho más estable. Gracias a esta mejora, la limitación de disponer de una posición *a priori* a menos de 150 km de la posición real ha pasado de ser una condición necesaria, a una condición suficiente para hallar la convergencia.

Los resultados obtenidos en cuanto a la estabilidad de un reloj basado en la información de pseudorangos ambiguos han determinado que este proceso puede ofrecer una estabilidad caracterizada por una desviación típica que oscila entre 20 y 30 ms. Cabe destacar que los resultados de la estabilidad del reloj no muestran una mejora sobre situaciones en las que la solución ya era convergente utilizando solamente el algoritmo de Peterson.

Se puede concluir que se ha conseguido aumentar la deriva de tiempo que es capaz de corregir el sistema. Los resultados son optimistas, ya que muestran un método con gran potencial de uso sobre equipos que no tengan acceso a una resincronización del tiempo real durante largos periodos y por tanto la deriva de su reloj sea notable.

Por otro lado, los resultados obtenidos gracias a la introducción del cálculo de una posición *a priori* mediante información Doppler han sido satisfactorios. El uso de un algoritmo de mínimos cuadrados con la frecuencia Doppler como referencia, permite conocer una ubicación aproximada del receptor con un error del orden de unos pocos kilómetros.

De esta forma, se cumple el objetivo que se le pedía a esta mejora, encontrar una ubicación de forma rápida, a menos de 150 km de la posición real, partiendo de un emplazamiento en cualquier lugar de la tierra.

6.2 Líneas futuras

Existen algunos puntos de mejora que se han quedado fuera del objetivo del trabajo y que podrían ser una posible ampliación a lo desarrollado hasta este punto:

- **Utilización de matriz de pesos:** A la hora de aplicar el procedimiento de mínimos cuadrados para el cálculo de la posición, ya sea mediante pseudorángos o mediante frecuencia Doppler, se puede incluir una matriz de pesos. Esta matriz tendría el objetivo de dar una mayor relevancia a la información obtenida de unos determinados satélites frente a otros. De esta forma se podría priorizar aquellos satélites que ofrecieran señales de mayor calidad, lo que muy probablemente mejoraría las estimaciones.
- **Sistema Galileo:** El trabajo ha sido desarrollado para obtener las posiciones con la información de los satélites de la constelación GPS, pero de una forma sencilla podría aplicarse el mismo procedimiento a la constelación de Galileo. Los únicos cambios significativos entre las dos constelaciones que afectarían al método planteado en este trabajo son, la obtención de la posición de los satélites y la utilización de una señal de correlación distinta a la señal GPS C/A.
- **Receptores en movimiento:** En la aplicación de la mejora del cálculo de la posición *a priori* con la información Doppler no se ha tenido en cuenta la velocidad del receptor. Por simplicidad, se ha considerado que el receptor se encuentra estático, lo que podría suponer un aumento del error en la posición obtenida si se aplicara el mismo algoritmo a un receptor en movimiento. Anadir la posibilidad de reconocer un receptor en movimiento sería una mejora interesante a realizar.

Capítulo 7. Bibliografía

- [1] Google, «Android Developers: Mediciones GNSS sin procesar,» [En línea]. Available: <https://developer.android.com/guide/topics/sensors/gnss>. [Último acceso: 5 10 2019].

- [2] Google, «Codenames, Tags, and Build Numbers,» [En línea]. Available: <https://source.android.com/setup/start/build-numbers> . [Último acceso: 5 10 2019].

- [3] A. Joseph, «GNSS Solutions: Measuring GNSS Signal Strength,» *Inside GNSS*, pp. 20-25, 2010.

- [4] Northwood Labs LLC, «GPS Carrier-to-Noise Density,» 2003.

- [5] Google, «Documentation: GnssMeasurement,» [En línea]. Available: <https://developer.android.com/reference/android/location/GnssMeasurement> . [Último acceso: 8 10 2019].

- [6] F. v. Diggelen, *A-GPS: Assisted GPS, GNSS, and SBAS*, Boston: Artech House, 2009.

- [7] Astronoo, «Astronoo: El universo en todos sus estados,» 1 Junio 2013. [En línea]. Available: <http://www.astronoo.com/es/articulos/gps.html>. [Último acceso: 2 11 2019].

- [8] J. L. V. G. S. G. José A. Lopez-Salcedo, *El sistema GPS*, FUOC. Fundació per la Universitat Oberta de Catalunya, 2019.

- [9] M. S. B. D. a. F. G. Daniel Örn, «A Novel Multi-Step Algorithm for Low-Energy Positioning Using GPS,» de *Fusion 2016, 19th International Conference on Information Fusion*, Linköping, 2016.

- [10] H. O. Peterson, «GPS Receiver Structures for the Urban Canyon,» de *The 8th International Technical Meeting of The Satellite Division*, Palm Springs, CA, 1995.
- [11] European Global Navigation Satellite Systems Agency, «Using GNSS raw measurements on Android devices,» Publications Office of the European Union, Luxembourg, 2017.

Capítulo 8. Anexos

8.1 Anexo I

Parámetros obtenidos a través de la aplicación GNSS Logger:

| Parámetro | Descripción |
|--|---|
| ElapsedRealtimeMilis | |
| TimeNanos | Valor del tiempo expresado en ns en el reloj interno del receptor de GNSS |
| FullBiasNanos | Diferencia entre el valor de TimeNanos y el reloj de referencia de GPS con fecha de inicio el 6 de enero de 1980. |
| BiasNanos | Sesgo del reloj menor por debajo de los nanosegundos |
| BiasUncertaintyNanos | |
| DriftNanosPerSecond | Deriva del reloj por segundo |
| DriftUncertaintyNanosPerSecond | |
| HardwareClockDiscontinuityCount | |
| Svid | Identificador del satélite |
| TimeOffsetNanos | |
| State | |

| | |
|--|---|
| ReceivedSvTimeNanos | |
| ReceivedSvTimeUncertaintyNanos | Tiempo del satélite GNSS recibido en el momento de la medida |
| Cn0DbHz | Relación C/N0 en dB-Hz |
| PseudorangeRateMetersPerSecond | Velocidad relativa de satélite con respecto al receptor |
| PseudorangeRateUncertaintyMetersPerSecond | |
| AccumulatedDeltaRangeState | |
| AccumulatedDeltaRangeMeters | |
| AccumulatedDeltaRangeUncertaintyMeters | |
| CarrierFrequencyHz | Frecuencia de la portadora |
| CarrierCycles | Número de ciclos completos de portadora entre el satélite y el receptor |
| MultipathIndicator | |
| ConstellationType | Tipo de constelación (GPS, Galileo, GLONASS...) |
| AgeDb | |
| allRxMillis | |