

Escuela Politécnica Superior de Ávila.

Universidad de Salamanca



# EJERCICIOS PRÁCTICOS PARA EL PROCESADO DE DATOS GNSS - PBGNSS

Máster en Geotecnologías Cartográficas en  
Ingeniería y Arquitectura.  
PROYECTO FIN DE MASTER

*Autora: Karmele  
Artano Pérez*

*Tutora: Manuela  
Chaves Tolosa*

*Septiembre de 2012*



# EJERCICIOS PRÁCTICOS PARA EL PROCESADO DE DATOS GNSS. PBGNSS.

## ÍNDICE

1.	ANTECEDENTES .....	4
2.	INTRODUCCIÓN .....	5
3.	OBJETIVOS DEL PROYECTO .....	8
4.	SOFWARE UTILIZADO .....	9
5.	METODOLOGÍA.....	9
5.1.	Análisis de los cursos antes citados.....	9
5.1.1.	Procesado de datos GPS: código y fase. Algoritmos, Técnicas y Recetas. HERNÁNDEZ-PAJARES M.; et al [2].....	9
5.1.2.	The GPS Easy Suite–Matlab code for the GPS newcomer, Kai Borre [7]. .....	12
5.2.	Descripción de PBGNSS – Solución adoptada .....	15
5.2.2.	Instalación de PBGNSS .....	18
5.3.	Desarrollo de cada práctica.....	19
5.3.1.	PRÁCTICA 1. Ficheros RINEX de datos y efemérides. Enunciado .....	20
5.3.1.1.	Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. ...	22
5.3.2.1.1.	Descripción de la función <b>rinav.m</b> .....	22
5.3.1.2.	Solución .....	24
5.3.2.	PRÁCTICA 2. Observables GPS/GLONASS y sus combinaciones. Enunciado .....	26
5.3.2.1.	Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO2_2.m .....	29
5.3.2.1.1.	Descripción de la función <b>obsheader.m</b> .....	31
5.3.2.1.2.	Descripción de la función <b>fepoch0k.m</b> .....	31
5.3.2.1.3.	Descripción de la función <b>grabdata.m</b> .....	33
5.3.2.1.4.	Descripción de la función <b>makeasc.m</b> .....	34
5.3.2.2.	Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO2_3.m .....	36
5.3.2.3.	Solución .....	38
5.3.2.3.1.	Figuras .....	40

5.3.3. PRÁCTICA 3. Detección de saltos de ciclo. Enunciado .....	48
5.3.3.1. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO3_1.m .....	51
5.3.3.2. Solución .....	53
5.3.3.2.1. Figuras .....	54
5.3.4. PRÁCTICA 4. Órbitas y relojes de los satélites. Enunciado .....	60
5.3.4.1. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. ..	64
5.3.4.1.1. Descripción de la función <b>kepler2xyz.m</b> .....	64
5.3.4.1.2. Descripción de la función <b>satxyz.m</b> .....	66
5.3.4.1.3. Descripción de la función <b>find_eph.m</b> .....	68
5.3.4.1.4. Descripción de la función <b>geoc2local.m</b> .....	68
5.3.4.1.5. Descripción de la función <b>carte2geoBR.m</b> .....	69
5.3.4.1.6. Descripción de la función <b>sp3.m</b> .....	69
5.3.4.2. Solución .....	71
5.3.4.3. Figuras .....	73
5.3.5. PRÁCTICA 5. Posicionamiento absoluto con pseudodistancia. Enunciado .....	77
5.3.5.1. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5_2.m .....	84
5.3.5.2. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5_3.m .....	87
5.3.5.3. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5_4.m .....	89
5.3.5.4. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5_5.m .....	91
5.3.5.5. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5_6.m .....	91
5.3.5.6. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5_7.m .....	91
5.3.5.6. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5_8.m .....	92
5.3.5.7. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. FUNCIONES.....	95
5.3.5.7.1. Descripción de la función <b>check_t.m</b> .....	95
5.3.5.7.2. Descripción de la función <b>e_r_corr.m</b> .....	96
5.3.5.7.3. Descripción de la función <b>trpo2.m</b> .....	96
5.3.5.7.4. Descripción de la función <b>ionoc.m</b> .....	97



5.3.5.7.5. Descripción de la función <b>obsdataG.m</b> .....	98
5.3.5.7.6. Descripción de la función <b>anomaE.m</b> .....	99
5.3.5.7.7. Descripción de la función <b>recpo_lsk2.m</b> (Variantes <b>recpo_lsk.m</b> y <b>recpo_lskP2.m</b> ) .....	99
5.3.5.7.8. Descripción de la función <b>recpo_kalman</b> .....	103
5.3.5.8. Solución .....	107
5.3.3.8.1. Figuras .....	115
6. CONCLUSIONES .....	120
7. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	121
Monografías .....	121
Textos Electrónicos .....	121
Páginas web.....	122
8. LISTADO DE FIGURAS .....	123

## ANEXOS

ANEXO 1. PBGNSS. RELACIÓN DE SCRIPTS

ANEXO 2. PBGNSS. RELACIÓN DE FUNCIONES

ANEXO 3. PBGNSS. SCRIPTS DE RESOLUCIÓN

ANEXO 4. FUNDAMENTOS TEÓRICOS

## 1. ANTECEDENTES

Con la realización de este proyecto se concluyen los estudios del Máster oficial de Geotecnologías Cartográficas en Ingeniería y Arquitectura de la Universidad de Salamanca, impartido en la Escuela Politécnica Superior de Ávila. Se ha llevado a cabo bajo la dirección de la profesora Dra. Dña. Manuela Chaves Tolosa, durante el curso 2011-2012.

En la elección del tema a desarrollar en este proyecto han influido de manera notable mi experiencia como docente en la Universidad del País Vasco y los conocimientos adquiridos en el máster, en temas relacionados con el posicionamiento y navegación, sensores y la aplicación práctica en programación utilizando MATLAB.

El proyecto está dividido en ocho capítulos: En primer lugar se exponen los antecedentes y la introducción al proyecto con el fin englobarlo en el contexto en el que se diseña, para posteriormente, establecer los objetivos del mismo así como el software utilizado. El quinto capítulo muestra la metodología empleada en el desarrollo del proyecto, en el que se describen los cinco ejercicios planteados en este proyecto.

Finalmente, en el capítulo de conclusiones, se analizan las aportaciones de este proyecto así como las futuras líneas de trabajo e investigación a seguir. En los capítulos siete y ocho se podrán consultar las referencias bibliográficas y el listado de las figuras representadas.

## 2. INTRODUCCIÓN

El objetivo de este proyecto es la generación de una herramienta práctica para el aprendizaje de los conceptos relacionados con los sistemas GNSS (Global Navigation Satellite Systems) y que bien podría conformar un curso. La forma clásica para impartir estos conceptos se basa en una exposición teórica de los sistemas GNSS y su aplicación práctica, a través del empleo de receptores en campo tanto para la realización de una observación en estático como en tiempo real. El cálculo de la observación estática se realiza normalmente utilizando software comercial, siendo en muchos casos este proceso casi automático y simplificado, con el objetivo de que un usuario no experto pueda resolver el problema. De esta forma, la aplicación práctica de los conceptos teóricos a través del uso de receptores GPS y programas de cálculo de post-proceso resulta insuficiente para comprender estos sistemas, y el aprendizaje de los sistemas GNSS no es del todo satisfactorio.

La actividad docente de la autora de este proyecto fin de master se lleva a cabo en el Grado de Ingeniería Geomática de la Universidad del País Vasco/ Euskal Herriko Unibertsitatea, en concreto impartiendo la asignatura de segundo curso Geodesia Espacial y Cartografía Matemática. Dentro de las competencias específicas de esta asignatura se encuentra el comprender los sistemas GNSS. La metodología propuesta para la adquisición de esta competencia por parte del alumnado ha sido, hasta ahora, la anteriormente descrita. Aunque el alumno una vez superada la asignatura adquiera la destreza en el manejo de instrumental GNSS, así como en las herramientas de post proceso, en muchos casos no es capaz de enfrentarse y dar solución en una situación no favorable, tanto en campo (RTK) como en el cálculo post proceso. Por otro lado, no se encuentra capacitado para realizar un cálculo preciso, utilizando software no comercial. Dicho problema, lo achaca la autora de este proyecto a la no total comprensión por parte del alumnado de los conceptos teóricos de los sistemas GNSS.

Por otro lado, actualmente se encuentran disponibles en Internet herramientas potentes que realizan cálculo preciso, incluso de forma automática. Este tipo de herramienta es necesaria para el procesamiento GNSS en aplicaciones geodésicas debido a que el procesamiento estándar no garantiza las precisiones necesarias para estas aplicaciones. Un ejemplo de una herramienta online para el cálculo estándar y preciso es AutoGNSS<sup>1</sup> (Aranzadi Dept. of Applied Geodesy). Con esta herramienta el usuario envía sus datos de campo (archivos RINEX), se procesa de forma automática, y se renvía un informe con los resultados obtenidos. El estudio de este informe por parte del usuario es imprescindible para validar el resultado. El alumno que haya superado la asignatura debería ser capaz de realizar este proceso de validación sin ningún problema. El alumno debe comprender:

- Cuáles son las efemérides utilizadas y qué supone utilizar dichas efemérides (enlace al marco IGS08 – época actual).
- Tratamiento de los offset de antena – qué son los modelos absolutos de antena.
- Tratamiento de los retardos atmosféricos: eliminación de ionosfera y troposfera.
- Efecto de cargas de mareas terrestres y oceánicas.

---

<sup>1</sup> AutoGNSS: [www.autognss.com](http://www.autognss.com) [19]

- Método de cálculo: dobles diferencias, ppp, etc.
- Marco de referencia utilizado.
- Calidad de las coordenadas obtenidas, calidad del ajuste, etc.
- ...

Todos y cada uno de estos conceptos se trabajan en la asignatura, pero no se llegan a aplicar, ya que no se dispone de un software científico. La temática es muy compleja, y más aún para un alumno de segundo curso de grado.

Para ser capaces de llegar a hacer e interpretar un cálculo GNSS preciso, se deben comprender los sistemas GNSS, desde el cálculo más sencillo. Deberíamos de dar respuesta a las siguientes cuestiones, entre otras:

- ¿cómo realiza el cálculo de coordenadas un GPS de navegación?
- ¿por qué el orden de precisión es métrico en este tipo de instrumentos?
- ¿qué supone la obtención de una precisión del orden centimétrico?
- ¿qué supone la obtención de una precisión del orden milimétrico?

La experiencia nos demuestra que la mejor forma de aprender es mediante una aplicación práctica, de aquí surge la idea que se desarrolla en este proyecto: **desarrollar una serie de ejercicios prácticos para la aplicación de los conceptos de sistemas GNSS y Geodesia Espacial sencillos, utilizando herramientas desarrolladas en MATLAB.** La herramienta es fundamentalmente práctica, por lo que se apoya en la fundamentación teórica que se puede consultar en el *Anexo 4. Fundamentos teóricos*, así como en las referencias bibliográficas básicas [2], [3],[4], y [5].

El proyecto se ha basado en dos cursos de GPS de acceso libre mediante Internet:

1. Procesado de Datos GPS: código y fase. Algoritmos, Técnicas y Recetas, desarrollado por el grupo de Astronomía y Geodesia (gAGE), bajo la dirección de M. Hernández-Pajares, J.M. Juan Zorroza, J. Sanz Subirana<sup>2</sup>.
2. The GPS Easy Suite–Matlab code for the GPS newcomer, Kai Borre<sup>3</sup>.

El curso propuesto por gAGE-NAV trabaja los conceptos teóricos expuestos mediante 7 grupos de ejercicios, de distintos niveles de dificultad, utilizando herramientas desarrolladas en entorno UNIX. Se proporcionan los ficheros de datos reales y distintos programas y subrutinas para abordar los ejercicios. El libro y los programas son de libre distribución, por lo que se ha estudiado su aplicabilidad en este proyecto y se han detectado las siguientes desventajas:

- Está desarrollado en entorno UNIX.
- Los datos RINEX son antiguos. La versión de RINEX es 2.10., la disponibilidad selectiva estaba activada, sólo se trabaja con GPS, no se recibe C/A en L2, etc.
- Su aplicación se limita a los datos de entrada suministrados.

---

<sup>2</sup> <http://gage.upc.edu/> [18]

<sup>3</sup> <http://kom.aau.dk/~borre/> [16]

- El curso no está actualizado.

Por otro lado, se han estudiado las herramientas de MATLAB, de Kai Borre. Se distribuyen de forma libre divididos en dos grupos Easy Suite I e Easy Suite II. Los conceptos teóricos hacen referencia a la monografía “Linear Algebra, Geodesy and GPS” S. Strang, K. Borre” [5]. La utilización de MATLAB es un factor muy importante, ya que permite adecuar las funciones y los script suministrados en nuevos ejercicios. Aunque al no plantear unos ejercicios guiados, no se considera que sean de aplicación directa para el objetivo que se plantea en este proyecto.

La solución adoptada en este proyecto es una conjunción de estas dos propuestas de aplicación práctica de los conceptos de GNSS.

**desarrollar una serie de ejercicios prácticos para la aplicación de los conceptos de sistemas GNSS y Geodesia Espacial sencillos, utilizando herramientas desarrolladas en MATLAB.**

### 3. OBJETIVOS DEL PROYECTO

El objetivo principal de este proyecto es proporcionar una **herramienta práctica**<sup>4</sup> para la aplicación de los conceptos teóricos de GNSS mediante la elaboración de una serie de ejercicios prácticos. A dicha herramienta, o curso, le denominaremos **PBGNSS** (Prácticas básicas de GNSS). Las competencias específicas que se trabajarán con la realización de este proyecto son:

- Comprender la importancia de los conceptos geodésicos sobre sistemas de referencia (terrestre y espaciales), sistemas de coordenadas, y el tiempo en los sistemas GNSS.
- Analizar las características y funcionamiento de los sistemas GNSS: sectores que lo componen, características de la señal emitida y su utilización en el posicionamiento.
- Entender la importancia del estudio del movimiento de los satélites artificiales.
- Estudiar el posicionamiento absoluto con pseudodistancia: comprender las causas de sus limitaciones, a través del estudio de los errores del sistema.

Las especificaciones previas de la herramienta diseñada deben ser:

- Debe seguir como guía para el usuario en la comprensión de los conocimientos básicos de GNSS.
- Debe ser versátil, en cuanto a que debe proporcionar distintos niveles de dificultad, para que el usuario elija el nivel de profundización. Debe mantener el interés de un usuario más avanzado y no debe perder el seguimiento de un usuario menos entrenado en el sistema.
- El entorno de trabajo debe ser una herramienta que permita realizar cálculo computacional de forma sencilla y a su vez debe dar la posibilidad de generar salidas gráficas, en el que se debe apoyar para el estudio de los conceptos relacionados con GNSS.

---

<sup>4</sup> La herramienta PBGNSS proporciona los ejercicios prácticos a desarrollar, y aunque hace referencia a la fundamentación teórica necesaria (y que se puede consultar en el *Anexo 4. Fundamentos Teóricos*), su exposición queda fuera del objetivo de este proyecto.

## 4. SOFTWARE UTILIZADO

La herramienta planteada en este proyecto fin de master se basa en funciones y script desarrollados en el entorno de cálculo computacional MATLAB<sup>5</sup> que permite la realización cálculo matriciales complejos así como la realización de representaciones gráficas de una forma sencilla. El lenguaje de programación de MATLAB es de alto nivel y está basado en matrices, vectores y arrays. MATLAB ofrece un entorno interactivo para el análisis y modelado [6].

El lenguaje de cálculo MATLAB está extendido entre la comunidad científica, y existe una gran variedad de funciones desarrolladas a disposición de los usuarios.

Es por tanto el software elegido para el desarrollo de este proyecto por las siguientes razones:

- Existen funciones desarrolladas de cálculo GNSS. En concreto se han utilizado y en algunos casos adaptado funciones de cálculo GPS desarrollados por Kai Borre, siendo éstos de acceso libre.
- El entorno interactivo resulta adecuado para guiar al usuario de PBGNSS, permitiendo ejecutar los scripts y funciones que ofrece la herramienta, generar nuevos script que se requieren en los ejercicios, realizar y analizar las salidas gráficas, etc.
- Los conocimientos de programación en el lenguaje MATLAB de la autora de este proyecto han permitido generar y en su caso adaptar script y funciones de PBGNSS.

## 5. METODOLOGÍA

### 5.1. Análisis de los cursos antes citados

En este apartado se van a analizar dos herramientas semejantes a la propuesta en este proyecto, en los nos hemos basado y adaptado para generar una herramienta más adecuada a los objetivos marcados.

#### 5.1.1. Procesado de datos GPS: código y fase. Algoritmos, Técnicas y Recetas. HERNÁNDEZ-PAJARES M.; et al [2].

Del grupo de investigación de la Universidad Politécnica de Cataluña gAGE/UPC nace la empresa gAGE-NAV S.L., que trabaja en el ámbito del sector Espacial, en concreto, en temas relacionados con los sistemas GNSS y observación terrestre. Las actividades principales son:

- Navegación de alta precisión (WARTK&Enhanced PPP): Estudios de fiabilidad, diseño, desarrollo y validación del sistema.

<sup>5</sup> <http://www.mathworks.es/> [22]

- Proyectos y actividades relacionadas con el procesado de datos GNSS en general.
- Actividades en el marco de formación educacional en GNSS: cursos especializados y herramientas educacionales<sup>6</sup>.

Dentro de esta última actividad se enmarca el curso al que nos referimos, basado en una monografía práctica de GPS, siendo la primera edición de 2001. Junto con la monografía se suministra un CD con software y ficheros de datos, a los que también se podrá acceder en línea a través de la siguiente dirección web: [http://gage14.upc.es/TEACHING\\_MATERIAL/GPS\\_BOOK/CASTELLANO/PDGPS/](http://gage14.upc.es/TEACHING_MATERIAL/GPS_BOOK/CASTELLANO/PDGPS/).

El libro consta de una serie de ejercicios prácticos sobre el procesado de datos GPS estando dirigido a profesionales y estudiantes que deseen introducirse en el estudio del sistema GPS y en los algoritmos para el procesado de datos para el posicionamiento.

Se divide en siete capítulos comenzando con una introducción a las observables básicas a través del estudio de los formatos RINEX (Receptor INdependent Exchange Format), tanto de pseudodistancia como de fase, analizando también las combinaciones existentes, y problemas en la señal (saltos de ciclo, refracción ionosférica, multipath, etc.). Del fichero RINEX de navegación se extraen los datos de efemérides para el cálculo de las coordenadas de los satélites y se estudia la sincronización de los relojes de a bordo. En la última parte se realiza el tratamiento de las observables para el posicionamiento; estudio de los errores debidos a atmosfera, relatividad, etc. a través del cálculo de la pseudodistancia modelada. Por último se trabaja el posicionamiento, tanto de código como de fase, dando el resultado por mínimos cuadrados o mediante la aplicación del filtro de Kalman.

Cada capítulo comienza con un breve resumen de los conceptos teóricos que se van a trabajar y se exponen una serie de ejercicios (prácticas de laboratorio) para desarrollar utilizando el software que acompaña al libro. Los ejercicios se han de realizar en un entorno UNIX, ya que los diferentes programas y rutinas están programados en FORTRAN.

Existe una clasificación de los ejercicios en diferentes niveles de dificultad. Se proporcionan los programas y rutinas, los ficheros de trabajo (reales) y las soluciones a los ejercicios.

Los temas tratados son:

1. Herramientas informáticas. Conceptos básicos en el entorno UNIX
2. Ficheros RINEX de datos y efemérides
3. Observables y sus combinaciones. Detección de saltos de ciclo.
4. Elementos orbitales y relojes.
5. Modelado de la pseudodistancia
6. Resolución de las ecuaciones de navegación
7. Posicionamiento diferencial de código y fase

---

<sup>6</sup> Se pueden consultar las actividades de la empresa gAGE-NAV S.L. en la página web <http://gage.upc.edu> [18]



Práctica 2. Ficheros RINEX de datos y efemérides gAGE-NAV 31

---

## Práctica 2

### Ficheros RINEX de datos y efemérides

#### Objetivos

Conocer y manejar el formato RINEX de ficheros de observables y mensaje de navegación GPS, haciendo énfasis en el significado de los datos que contienen.

**Ficheros a utilizar**  
 95oct18casa\_\_r0.rnx, 97jan09coco\_\_r0.rnx,  
 95oct18casa\_\_r0.eph, Obsfile.html, Navfile.html

**Programas a utilizar**  
 rnx2txt, eph2txt

#### Fundamentos

RINEX significa *Receiver INdependent EXchange*. El formato consiste en tres tipos de ficheros: 1) de observación (95oct18casa\_\_r0.rnx o 1khu0010.00o.gz)<sup>21</sup>, 2) de navegación (broadcast Ephemeris) (95oct18casa\_\_r0.eph o 1khu0010.00n.gz) y 3) meteorológicos.

#### Desarrollo

1. Copiar los ficheros correspondientes en el directorio de trabajo.
2. El fichero `Obsfile.html` contiene un tutorial del formato RINEX-2<sup>22</sup> para los ficheros de observación. Visionar el fichero `Obsfile.html` con un navegador y recorrer sus diferentes campos.

Ejecutar: `netscape Obsfile.html`

Figura 1. Ejemplo de un ejercicio HERNÁNDEZ-PAJARES M.; et al. 2008

El análisis de la monografía nos lleva a destacar que los conceptos teóricos que se dan al principio del capítulo son resumidos, por lo que, a mi entender, no resultan suficientes para el desarrollo de los ejercicios, es decir, que se debería recurrir a una bibliografía adicional. Por otro lado, esta consulta bibliográfica (o de los conceptos teóricos) resulta un proceso guiado a través de las cuestiones prácticas planteadas en los ejercicios; lo cual estimo que es el aspecto más positivo de este curso, y que he adaptado para generar la herramienta PBGNSS de este proyecto. En definitiva, la estructura del libro es muy adecuada para el aprendizaje práctico guiado que se quiere conseguir mediante el PBGNSS.

Los ficheros de trabajo para la realización de los ejercicios son antiguos<sup>7</sup> por lo que los programas no resultan compatibles con los datos registrados por los receptores actuales.

Para poder llevar a cabo en curso se debería recurrir al entorno LINUX, y por tanto, requiere una familiarización con el entorno de trabajo. La herramienta PBGNSS requiere una actualización, modificación y adaptación de los ejercicios planteados en la monografía, por lo que se deben modificar las rutinas y, en muchos casos, generar nuevas. Si se adoptara esta solución requeriría un entrenamiento en la programación bajo FORTRAN.

### 5.1.2. The GPS Easy Suite–Matlab code for the GPS newcomer, Kai Borre [7].

The Easy Suite es una colección de scripts de Matlab para comprender los aspectos básicos del sistema GPS. Se dan en dos colecciones, GPS Easy Suite I (2003) (10 scripts) y GPS Easy suite II (8 scripts). Los primeros scripts permiten realizar operaciones básicas como, cambios de formatos de fechas, calcular la posición de los satélites en función de las efemérides transmitidas, y el cálculo de un punto mediante pseudodistancias. Posteriormente los scripts realizan cálculos más complejos, como líneas base a partir de mediciones de fase, detección de saltos de ciclos, cálculos de retardo ionosférico etc.

Los conceptos teóricos se exponen en la monografía “*Linear Algebra, Geodesy , and GPS*” Strang and Borre 1997 [5], por lo que el curso Easy Suite I, se divide en 10 temas expuestos en la monografía :

1. El tiempo: Tiempo Universal (UT) y Tiempo GPS (GPST). Fecha Juliana modificada, “leap second”, tiempo atómico internacional (TAI), tiempo dinámico terrestre (TDT).
2. Leyes de Kepler, cálculo de la posición del satélite.
3. Tipos de observaciones, cálculo de la posición del receptor.
4. Errores observacionales, diferentes técnicas, DOP (Dilution of Precision).
5. Cálculo de líneas base a partir de pseudodistancias
6. Cálculo de líneas base a partir de medidas de fase

Los siguientes temas realizan estudios adicionales de:

7. Estimación del error del receptor
8. Detección saltos de ciclo y reparación del reset de un milisegundo del reloj del receptor.
9. Varias representaciones de la línea base estimada.
10. Retardo ionosférico para la L1 y la L2.

<sup>7</sup> La versión 2.10. de RINEX no acepta datos mixtos, es decir, sólo recoge observables GPS: código C/A modulado en la frecuencia L1 y código P modulado en la frecuencia L2. Son datos anteriores al año 2000 por lo que la disponibilidad selectiva estaba activada, y por tanto, se da mucha importancia a dicha transición (Datos tomados con S/A activada y datos tomados con S/A desactivada)

La herramienta está a disposición de los usuarios a través de la página web del autor. Se realiza la descarga de un fichero comprimido, que una vez descomprimido genera una carpeta, con los script, funciones y ficheros de datos reales utilizados.

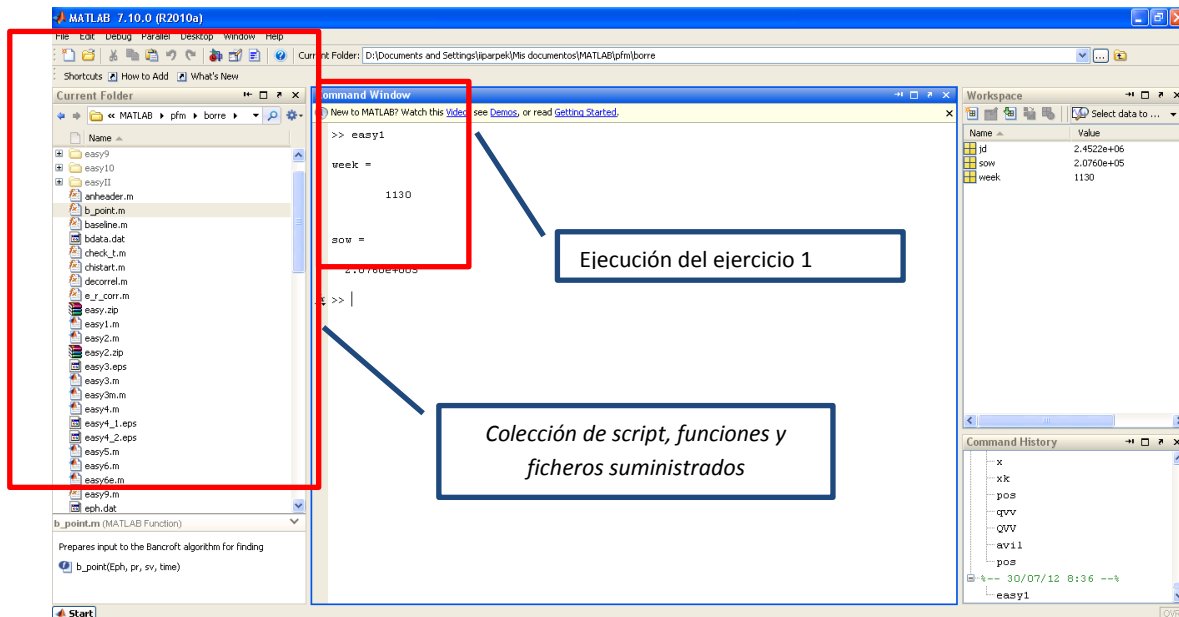


Figura 2. Script funciones y ficheros de GPS Easy Suite. K. Borre [7]

En la cabecera del script se describe el proceso que se realiza en el ejercicio. Por ejemplo:

```
%EASY1    Computation of the essential
parameter:
%          seconds of week, sow

%Kai Borre 27-07-2002
%Copyright (c) by Kai Borre
%$Revision: 1.0 $   $Date: 2002/07/27 $

%Copy of line 29 in the RINEX file
site247j.01o
%01 9 4 9 40 0.0000000 0 7G 1G 4G
7G13G20G24G25
% Compute sow for first epoch in observation
file
jd = julday(2001,9,4,9+40/60);
[week,sow] = gps_time(jd)%;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end easy1.m
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

Figura 3. Ejemplo script easy1.m GPS Easy Suite Kai Borre [7]

*GPS Easy Suite I* está, por tanto, compuesto de 10 script y mediante la utilización de diversas funciones realizan las operaciones siguientes [7]:

- Easy1.m. Convierte una cierta época dada en formato *año, mes, día, hora, minuto, segundo* al formato GPST, dado mediante la semana GPS y el segundo de la semana o “second of week” *sow*.
- Easy2.m Cálculo de la posición de un satélite en un sistema ECEF (Earth Centered and Earth Fixed) para un instante determinado, a través de la utilización de las efemérides transmitidas.
- Easy3.m. Cálculo de la posición del receptor mediante posicionamiento absoluto con código (SPP - standard point positioning)
- Easy4.m. Cálculo línea base mediante posicionamiento relativo con código.
- Easy5.m Cálculo de línea base mediante posicionamiento relativo de fase, utilizando el método Lambda para fijar las ambigüedades de fase.
- Easy6.m.Cálculo de línea base mediante posicionamiento relativo de fase, utilizando el método Lambda para fijar las ambigüedades de fase y mediante la aplicación del Filtro de Kalman (FK) en lugar del ajuste por mínimos cuadrados.
- Easy7.m. Estimación del offset del reloj de receptor.
- Easy8.m. Test para detectar saltos de ciclo y los reset del reloj de receptor.
- Easy9.m. Cálculo las coordenadas topocéntricas de la líneas base, azimut, elevación y distancia geométrica y aplicación de la matriz de covarianza.
- Easy10.m cálculo del retardo ionosférico mediante la utilización de las dos frecuencias.

Como se puede apreciar, los 10 ejercicios propuestos por K. Borre, realizan un análisis completo de la composición y funcionamiento del sistema GPS, incorporando diversas funciones que resuelven problemas típicos del posicionamiento.

GPS Easy Suite II incorpora una serie de herramientas adicionales que completan los ejercicios básicos antes descritos. Realizan tareas como representar de forma gráfica la trayectoria de los satélites artificiales, explicación detallada del método Lambda mediante un ejercicio numérico, monitorización de la integridad de un receptor autónomo, ejemplo de las correcciones SBAS, estudio comparativo de precisiones de distintos métodos de posicionamiento, posición de los satélites en un sistema de referencia inercial y cálculo de las correcciones diferenciales de una estación base [8] [9] [10] [11] [12] [13].

La aportación de funciones es importante, y se han utilizado en este proyecto. La estructura del aprendizaje es menos guiada que el propuesto por gAGE, ya que no hay cuestiones y ejercicios como en este último caso.

## 5.2. Descripción de PBGNSS – Solución adoptada

Básicamente la solución adoptada para la herramienta PBGNSS es una combinación de las dos herramientas descritas anteriormente. La estructura se asemeja a la de gAGE, aunque las funciones se han desarrollado bajo Matlab, como en el caso de K. Borre.

Se han diseñado cinco prácticas, en las que se trabajaran los conceptos básicos imprescindibles para comprender los sistemas de posicionamiento global, siendo el sistema GPS el sistema con el que más se trabaja.

Se ha realizado una cuidadosa selección de los conceptos a trabajar, considerados imprescindibles en una fase introductoria. Se deja abierta la posibilidad de, en un futuro, profundizar en el tema y de plantear distintas cuestiones en el caso de que existiera esta necesidad.

La herramienta está diseñada para su aplicación, por ejemplo, en unos estudios de Grado de Ingeniería Geomática, en la asignatura de Geodesia Espacial y Cartografía Matemática<sup>8</sup> que se imparte en la Escuela de Ingeniería de Vitoria- Gasteiz, en la Universidad del País Vasco. Dentro de las competencias específicas de esta asignatura, las que se corresponden con la Geodesia Espacial son las siguientes:

- Adquirir los conocimientos de la Geodesia Espacial, partiendo de la dinámica terrestre
- Conocer los distintos sistemas de referencia espaciales y los sistemas de coordenadas espaciales
- Estudiar los aspectos relacionados con los movimientos de los satélites artificiales
- Conocer los distintos tipos de técnicas de medida en la geodesia espacial
- Estudiar los sistemas de posicionamiento GNSS y sus redes

La metodología docente para la adquisición de estas competencias puede basarse en la herramienta aquí propuesta. A partir de unos conceptos teóricos se trabajan una serie de ejercicios prácticos, facilitando su comprensión. Aunque los ejercicios planteados están directamente ligados a la competencia 5, se trabajan también las demás competencias, ya que son necesarias para el estudio de los sistemas GNSS.

De esta forma se plantean cinco prácticas:

- PRÁCTICA 1. Ficheros RINEX de datos y efemérides.
- PRÁCTICA 2. Observables GPS/GLONASS y sus combinaciones
- PRÁCTICA 3. Detección de saltos de ciclo.
- PRÁCTICA 4. Órbitas y relojes de los satélites.

---

<sup>8</sup> La asignatura Geodesia Espacial y Cartografía Matemática, se imparte en el Grado de Ingeniería Geomática de la Universidad del País Vasco, en el segundo cuatrimestre del curso, siendo de 9 créditos ECTS, de los cuales 6 son los créditos asignados a la Geodesia Espacial. En el primer cuatrimestre del segundo curso se imparte la asignatura Geodesia Geométrica, en donde se adquieren los conocimientos previos relativos a la Geodesia y Matlab, necesarios para el manejo de la herramienta PNGNSS.

- PRÁCTICA 5. Modelación de la pseudodistancia. Cálculo de coordenadas absolutas. Aplicación del filtro de Kalman.

El diseño de cada práctica se ha realizado de la siguiente forma. Por un lado, se ha generado el enunciado de cada práctica, introduciendo en cabecera una tabla que resume la información previa necesaria para su desarrollo:

- Objetivo de la práctica.
- Competencias Específicas que se trabajan en la práctica.
- Fundamentos teóricos necesarios para la realización de la práctica. Se hace referencia a los temas o capítulos de contenidos teóricos y que se pondrán en práctica en los ejercicios planteados
- Herramientas necesarias para realizar la práctica. Documentación necesaria.
- Ficheros que se van a utilizar.
- Programas Funciones y script necesarios para la realización de la práctica.

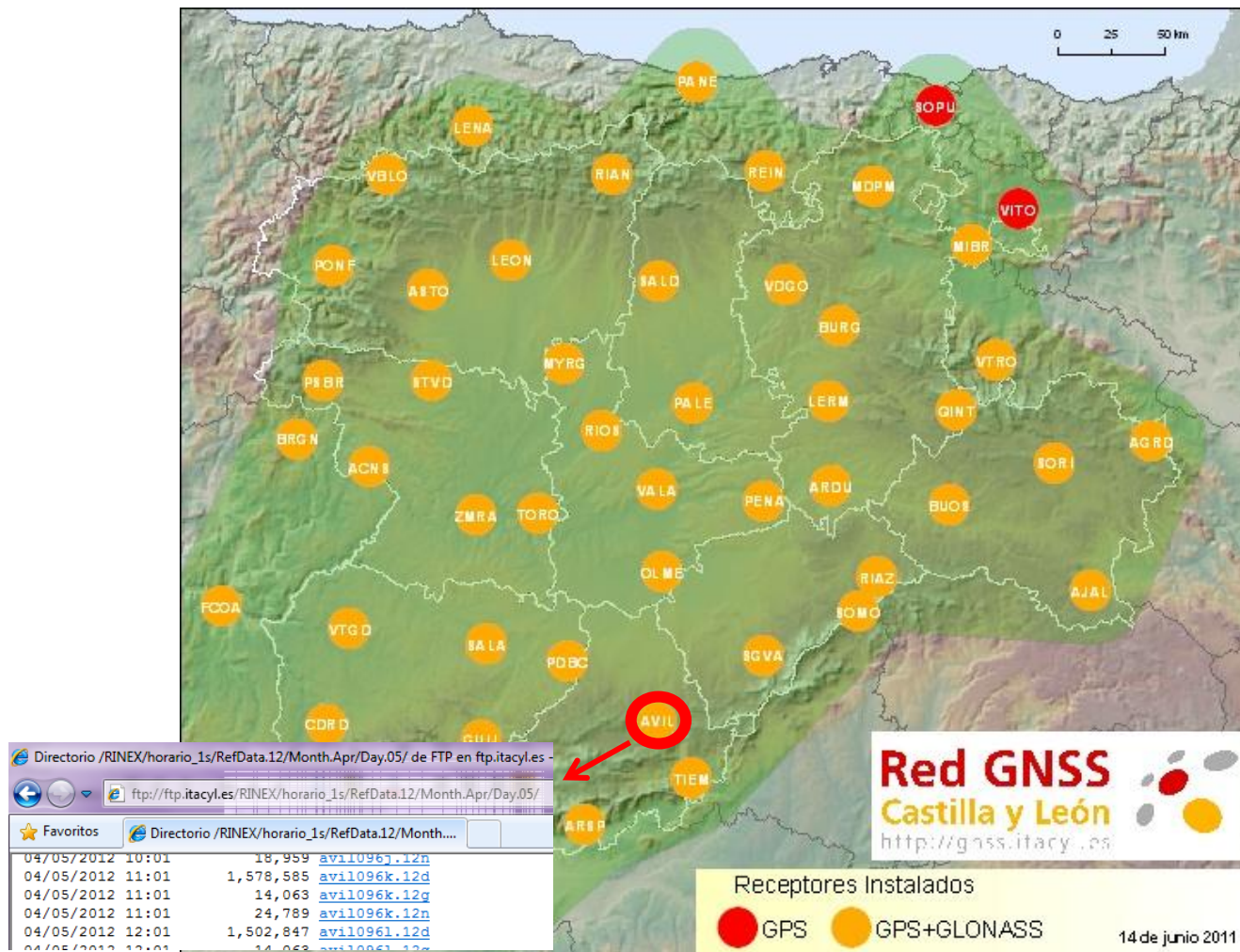
En el apartado desarrollo de la práctica se enumeran las cuestiones que se deben resolver.

Cada cuestión se clasifica de la siguiente forma:

- [Opcional] No es necesaria su realización
- [\*] Ejercicio con mayor complejidad

Los datos GNSS utilizados, son datos reales obtenidos de la base de referencia GNSS AVIL que forma parte de la red GNSS de Castilla y León, descargados desde su página web (<http://gnss.itacyl.es> [21])





**Figura 4.** Red GNSS de Castilla y León

Se suministran también los script y las funciones necesarias para responder a las cuestiones planteadas. El objetivo es que mediante estas funciones y script el usuario no tenga que programar los algoritmos, sino directamente aplicarlo. Por tanto, la resolución de las prácticas no exige un grado de programación elevado.

Se han resuelto todas las cuestiones. Se suministran también, por tanto, las respuestas de tres formas: en texto, mediante script de resolución y figuras (almacenadas en formato Matlab – extensión .fig).

### 5.2.2. Instalación de PBGNSS

La instalación de la herramienta requiere únicamente copiar la carpeta PBGNSS. Esta carpeta a su vez contiene dos subcarpetas:

- **PRACTICAS:** En ella se almacenan las cinco prácticas. Dentro de cada carpeta de prácticas se encuentran los ficheros necesarios para su ejecución, scripts y funciones, además del enunciado de la práctica. El usuario deberá señalar el directorio de la práctica correspondiente en Matlab como directorio de trabajo actual.

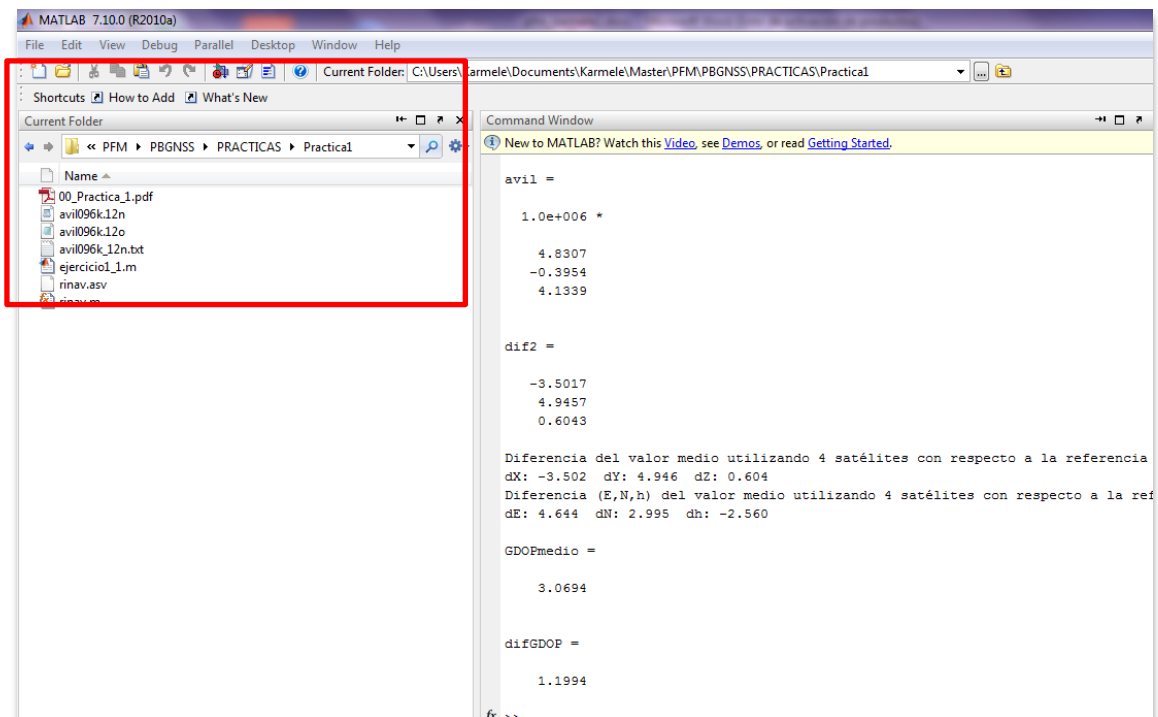


Figura 5. PBGNSS en Matlab

- **SOLUCIONES.** Se suministran en esta carpeta las soluciones a las cuestiones planteadas en las prácticas. Las operaciones que se deben realizar en Matlab para llevar a cabo la práctica se recogen en una serie de scripts. El nombre de los scripts indica que se refiere a la resolución, además de la práctica y apartado que se resuelve (por ejemplo, r\_ejercicio5\_2\_1\_1.m). Si el usuario deseara ejecutar el script para comprobar la solución del ejercicio, deberá copiar el script en el directorio de trabajo correspondiente a la práctica.

Dentro de la carpeta soluciones se encuentra una subcarpeta que contiene las representaciones gráficas que se proponen en las cuestiones prácticas.



### 5.3. Desarrollo de cada práctica

A continuación se va a desarrollar cada una de las prácticas propuestas. Se plantea un enunciado de cada práctica, con una serie de cuestiones a desarrollar. Las cuestiones son de distintos tipos; algunas relativas a conceptos teóricos, en otras se pide realizar una representación gráfica, otras se resuelven mediante un cálculo matemático de forma numérica o simbólica y otras requieran la realización de un script en Matlab.

El enunciado de la práctica comienza con un encabezamiento que recoge la información básica para su realización:

- **Objetivo:** se muestra el objetivo/s de la práctica
- **Competencias:** competencia que se trabaja en esta práctica
- **Fundamentos teóricos:** Fundamentación teóricos que se aplicará en los ejercicios. Se hace referencia a los capítulos de la documentación básica suministrada.
- **Herramientas:** Herramientas que dispone el alumna para la realización de la práctica. Se refiere a los apuntes donde se pueden consultar los fundamentos teóricos (*Anexo 4. Fundamentación teórica*)
- **Ficheros.** Ficheros con los que se va a trabajar en la práctica
- **Programas.** Script y funciones necesarias para la realización del ejercicio.

Una vez mostrado el enunciado de la práctica, se procederá a describir las herramientas informáticas desarrolladas para su ejecución, que son una serie de script y funciones. Los scripts desarrollados se pueden consultar en el *Anexo 1. PBGNSS. Relación de scripts* y las funciones en el *Anexo 2. PBGNSS. Relación de funciones*.

Posteriormente se da la resolución de cada uno de los apartados de la práctica, así como las representaciones gráficas que se deben realizar. En muchos casos la resolución del ejercicio se realiza mediante un script. Los script de resolución de los ejercicios se pueden consultar en el *Anexo 3. PBGNSS. Scripts de resolución*.

## 5.3.1. PRÁCTICA 1. Ficheros RINEX de datos y efemérides. Enunciado

# PRÁCTICA 1. Ficheros RINEX de datos y efemérides

<b>Objetivo</b>	<b>Conocer y manejar ficheros en formato RINEX, tanto los ficheros de observación como los ficheros de navegación.</b>
<b>Competencias</b>	Comprender el fundamento de los sistemas de posicionamiento global
<b>Fundamentos Teóricos</b>	<p>El formato RINEX (Receiver INdependent EXchanged) Formato de intercambio de datos GPS estandarizado, que debe ser generado por el interfaz de datos de cualquier receptor, con el objeto de ser utilizado por cualquier software de procesamiento.</p> <p>El formato RINEX consiste en tres ficheros ASCII de distintos tipos:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Fichero de Observación</li> <li>2. Fichero de navegación</li> <li>3. Fichero de datos meteorológicos</li> </ol> <p>Desde su definición en 1989, ha sufrido modificaciones, que han generado distintas versiones del formato. La versión con la que se va a trabajar en la versión RINEX 2.11.</p>
<b>Herramientas</b>	Documentos “rinex211.pdf”; “navfile.html”; “obsfile.html” (Se suministra en la carpeta de la práctica 1)
<b>Ficheros</b>	avil096k.12o avil096k.12n
<b>Programas</b>	<b>Ejercicio1_1.m</b> <b>Función: rinav.m</b>

## Desarrollo de la práctica

1. [Opcional] Descargar de un servidor de datos GNSS los ficheros de navegación y observación.
  - a. En el caso en el que los ficheros estén comprimidos con el formato de compresión HATANAKA, proceder a descomprimirlos.

Proceso detallado: Entrar en el servidor de datos GPS de la Comunidad De Castilla y León y descarga los RINEX correspondientes a la base GNSS de Ávila, de una hora de duración, con una época de registro de 1 segundo.

Descomprimir el fichero de observación mediante la utilidad “crx2rn.exe”. Ver más información en la siguiente página web:  
<http://sopac.ucsd.edu/dataArchive/hatanaka.html>

2. Se trabajará con dos ficheros RINEX.
  - a. Fichero de observación: avil096k.12o
  - b. Fichero de navegación: avil096k.12n

Proceso detallado: abrir los ficheros RINEX con un editor de textos y reconocerlos. Recorrer los campos de los ficheros. Para ello se abrirán los ficheros obsfile.html y navfile.html.

3. Visualizar el fichero RINEX : avil096k.12n y responder a las siguientes preguntas:
  - a. Ejecutar en Matlab [ejercicio1\\_1.m](#)
  - b. Consultar el fichero ascii generado. (Fichero de ayuda a la consulta: navfile.html)
  - c. ¿Cuáles son los parámetros de corrección de reloj del satélite PRN06 en el momento  $t_0 = 367\ 200$  s (sow)? Calcular la magnitud de dicha corrección para la época  $t = 367\ 900$  s.
  - d. ¿Cuáles son los parámetros Keplearinos correspondientes al satélite PRN06 en el momento  $t = 367\ 200$  s (sow)?
  - e. Calcular el valor del semieje mayor de la órbita en dicho momento. Calcular el valor del semieje menor. ¿De cuánto es la diferencia?
4. Visualizar el fichero RINEX : avil096k.12o y responder a las siguientes preguntas:
  - a. ¿Cuál es la versión del RINEX? ¿Qué tipo de fichero de observación es?
  - b. ¿Cuál es el identificador de la estación? ¿Cuáles son sus coordenadas aproximadas? ¿En qué sistema de coordenadas se muestra esta información?
  - c. ¿Cuál es el tipo de receptor y el tipo de antena?
  - d. ¿De cuánto es la época de registro?
  - e. Según la información de cabecera, ¿qué tipo de observación se recoge en el fichero de observación?
  - f. ¿Cuáles son las observables correspondientes al satélite GPS PRN08 en la primera época? ¿Se han registrado todas las observables posibles, según la información en cabecera?
  - g. ¿A qué distancia aproximada se encuentra el satélite PRN23 en la época 10:00:02?
  - h. [Opcional] ¿Está el AS activado?
  - i. [\*] Valores de SNR para L1 y para L2, para el satélite GPS PRN10 en la primera época y “flag value” correspondiente.

### 5.3.1.1. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio.

Para dar respuesta al apartado 3 del ejercicio 1, se ha generado un script en MATLAB **ejercicio1\_1.m**

```
%EJERCICIO 1_1. Reconocimiento del fichero RINEX de navegación
%Karmele Artano
%$Revisión: 1.0 $ $Date: 2012/05/11 $
%Ficheros de trabajo: avil096k.12n Debe estar en el directorio
%de trabajo
%Se generará un fichero ascii con los datos de efemérides, cada
%fila se corresponde con los datos de un satélite
eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt')
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio1_1.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

#### 5.3.2.1.1. Descripción de la función **rinav.m**

El script ejecuta una única sentencia que llama a la función **rinav.m**. La función **rinav.m** es la adaptación de la función **rinexe.m** (Kai Borre). El objetivo de la función es la lectura de un fichero de navegación RINEX para generar la matriz “eph” de 22 filas, con los 22 datos de efemérides. El número de columnas es variable, dependiendo de la información del fichero de navegación. Se traspone la matriz “eph2” con el objeto de escribir su contenido en un fichero de texto, con los datos de efemérides distribuidos en columnas.

Los datos almacenados en la matriz *eph* son los siguientes:

Variable matriz <i>eph</i>		
N. fila	Dato	Descripción
1	svprn	PRN satélite
2	af2	Coficiente $a_2$ del polinomio de corrección del estado del reloj
3	M0	Anomalía media en la época referencia
4	roota	Raíz cuadrada de semieje mayor de órbita del satélite
5	deltan	Variación del movimiento medio
6	ecc	Excentricidad de la órbita
7	omega	Argumento del perigeo
8	cuc	Coficiente del término coseno de corrección al argumento de la latitud

9	cus	Coeficiente del término seno de corrección al argumento de la latitud
10	crc	Coeficiente del término coseno de corrección al radio orbital
11	crs	Coeficiente del término seno de corrección al radio orbital
12	i0	Inclinación de la órbita en la época de referencia toe
13	idot	Variación de la inclinación
14	cic	Coeficiente del término coseno de corrección de la inclinación
15	cis	Coeficiente del término seno de corrección de la inclinación
16	Omega0	Ascensión recta (o Longitud) del nodo ascendente
17	Omegadot	Variación de la ascensión recta (o Longitud) del nodo ascendente
18	toe	Time of ephemeris tiempo de referencia para la posición del satélite (segundos de la semana GPS)
19	af0	Coeficiente $a_1$ del polinomio de corrección del estado del reloj
20	af1	Coeficiente $a_0$ del polinomio de corrección del estado del reloj
21	toc	Tiempo de referencia del reloj del satélite
22	tgd	Retardo instrumental del satélite

Se adjunta un ejemplo de fichero de texto generado con los datos de efemérides:

A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U	V
svprn	af2	M0	roota	deltan	eoc	omega	cuc	cus	crc	crs	i0	idot	cic	cis	Omega0	Omegadot	toe	af0	af1	toc	tgd
1	0	-3.010505	5153.661737	4.32E-09	5.97E-04	0.528048	2.24E-08	1.37E-05	115.281250	0.437500	0.960595	-1.24E-10	-9.31E-09	-3.73E-09	-0.232974	-7.84E-09	381600	2.44E-04	5.23E-12	381600	8.38E-07
2	0	-1.779018	5153.680355	4.80E-09	1.11E-02	-2.820473	1.94E-07	1.35E-05	106.968750	4.750000	0.939144	-1.54E-11	8.20E-08	-1.32E-07	-0.245563	-8.05E-09	381600	3.86E-04	1.48E-12	381600	-1.72E-07
3	0	2.559745	5153.708197	5.65E-09	1.51E-02	1.178199	-3.35E-06	3.87E-06	286.531250	-60.843750	0.930454	-4.01E-10	3.54E-08	-2.24E-07	-1.408645	-8.56E-09	381600	3.19E-05	5.00E-12	381600	-4.19E-07
4	0	1.342600	5153.589348	4.89E-09	1.00E-02	0.843563	6.63E-07	1.38E-05	107.187500	9.218750	0.938211	-2.22E-10	-1.81E-07	9.13E-08	-0.228602	-8.24E-09	381600	1.44E-04	1.14E-11	381600	-6.05E-07
5	0	-1.914658	5153.630562	5.22E-09	2.69E-03	0.277011	4.00E-06	4.97E-06	278.187500	81.531250	0.951523	5.09E-10	2.98E-08	-8.20E-08	0.817637	-8.61E-09	381600	-3.01E-04	-4.09E-12	324000	-1.02E-07
6	0	-1.810943	5153.691145	5.55E-09	7.23E-03	-0.579889	-3.27E-06	5.17E-06	269.656250	-62.687500	0.937390	-3.75E-10	-2.18E-07	-1.06E-07	-1.332394	-8.76E-09	381600	3.14E-05	-6.82E-13	381600	-5.12E-07
7	0	3.056118	5153.623087	3.75E-09	5.20E-03	-3.021336	-1.26E-06	1.34E-05	130.250000	-26.031250	0.976030	5.36E-11	-5.22E-08	-3.73E-08	2.927897	-7.59E-09	381600	7.01E-05	3.18E-12	381584	-1.07E-07
8	0	2.414319	5153.700029	3.25E-09	1.22E-02	-2.974795	-7.15E-07	1.40E-05	129.437500	-15.218750	0.998176	8.14E-11	-2.50E-07	1.30E-08	3.010044	-7.32E-09	381600	9.76E-07	1.14E-13	381600	-4.66E-07
9	0	2.358234	5153.635277	3.65E-09	1.73E-02	1.606962	-1.56E-07	1.44E-05	108.968750	-1.750000	0.984786	-3.36E-11	1.96E-07	-9.50E-08	2.902125	-7.31E-09	381600	1.49E-04	2.50E-12	338384	-5.59E-07
10	0	0.544798	5153.686737	5.23E-09	1.12E-02	0.748842	5.25E-06	4.90E-06	275.406250	96.125000	0.946420	2.69E-10	-5.40E-08	1.81E-07	0.839009	-8.78E-09	381600	-3.45E-05	-1.14E-12	381600	-2.33E-07
11	0	-3.090748	5153.682720	5.99E-09	1.28E-02	1.035433	-3.19E-06	1.21E-05	104.156250	-60.125000	0.888348	-3.46E-10	7.45E-08	-1.96E-07	-0.498955	-8.51E-09	381600	-2.48E-04	-3.64E-12	381600	-1.16E-07
12	0	-2.349950	5153.53171	4.51E-09	3.98E-03	-0.018559	3.32E-06	5.48E-06	281.812500	64.968750	0.979051	4.20E-10	-5.40E-08	-8.20E-08	-2.299478	-8.19E-09	381600	6.17E-05	2.16E-12	345600	-1.21E-07
13	0	-0.887403	5153.689526	4.18E-09	4.94E-03	1.956394	-4.48E-06	5.87E-06	284.750000	84.231250	0.936000	-4.48E-10	-9.13E-08	1.86E-09	1.957077	-8.17E-09	381600	2.15E-04	-2.27E-12	381600	-1.12E-07
14	0	-1.851156	5153.568842	4.34E-09	6.17E-03	-2.060202	-4.70E-06	5.05E-06	293.468750	90.750000	0.978861	5.01E-10	2.22E-07	-1.23E-07	1.930787	-8.11E-09	381600	1.99E-04	1.14E-12	374400	-8.85E-07
15	0	-2.363707	5153.788511	5.34E-09	4.39E-03	0.071467	-4.65E-06	5.58E-06	266.062500	88.343750	0.945728	-4.75E-10	-3.91E-08	-8.75E-08	1.845022	-6.63E-09	381600	-8.16E-05	2.27E-13	331200	-1.02E-07
16	0	-1.444857	5153.638954	4.53E-09	6.59E-03	-0.056230	3.20E-06	5.86E-06	277.125000	66.656250	0.979904	6.00E-10	2.79E-08	-7.26E-08	-2.281540	-8.19E-09	381600	-2.30E-04	-1.48E-12	381600	-9.78E-07
17	0	-0.433033	5153.657393	5.00E-09	7.29E-03	-2.309564	-3.34E-06	5.72E-06	271.687500	65.750000	0.962321	-4.36E-10	-6.15E-08	1.05E-07	-1.240458	-8.49E-09	381600	1.38E-04	-2.50E-12	381600	-1.07E-07
18	0	-2.101312	5153.681623	5.32E-09	1.30E-02	-2.187491	4.63E-06	4.59E-06	275.156250	90.750000	0.930255	4.98E-10	1.34E-07	-1.12E-07	0.828797	-8.49E-09	381600	1.89E-04	1.82E-12	360000	-1.07E-07
19	0	-2.308726	5153.767931	4.95E-09	8.10E-03	0.144596	-4.05E-06	6.55E-06	254.375000	-75.500000	0.959747	-4.28E-10	-1.02E-07	-1.187189	-8.35E-09	381600	-2.53E-04	-3.75E-12	374400	-1.44E-07	
20	0	1.409877	5153.731030	5.44E-09	5.09E-03	1.288556	5.27E-06	5.81E-06	250.250000	104.000000	0.930731	4.11E-10	1.92E-07	-4.66E-08	0.774847	-8.73E-09	381600	6.32E-05	0.00E-00	381584	-7.92E-07
21	0	-1.048777	5153.638704	4.86E-09	1.89E-02	-2.270905	8.21E-07	1.24E-05	124.687500	15.937500	0.931908	-1.95E-10	3.41E-07	-0.222095	-8.27E-09	381600	-2.15E-04	-2.50E-12	360000	-1.12E-07	
22	0	-1.889848	5153.683016	5.41E-09	5.88E-03	-2.008797	4.71E-06	4.83E-06	269.250000	15.937500	0.927971	3.62E-10	1.14E-07	-2.24E-08	0.832221	-8.64E-09	381600	1.43E-04	2.27E-13	381600	-1.68E-07
23	0	-1.671755	5153.647213	4.78E-09	7.68E-03	-3.026912	-4.64E-06	4.27E-06	296.593750	86.187500	0.960424	-3.46E-10	-3.91E-08	-1.30E-07	1.879550	-8.40E-09	381600	2.18E-04	-3.52E-12	381584	-2.00E-07
25	0	-2.526717	5153.730005	4.77E-09	1.46E-03	0.607670	3.65E-06	5.80E-06	271.031250	70.406250	0.967921	4.79E-10	4.10E-08	-3.54E-08	-2.333002	-8.31E-09	381600	3.27E-05	3.41E-13	352800	5.59E-07
26	0	-2.880316	5153.658932	4.27E-09	2.10E-02	1.183496	-4.98E-06	7.19E-06	247.468750	-94.000000	0.983572	-4.79E-10	3.99E-07	-1.71E-07	1.951619	-7.83E-09	381600	-2.56E-04	-5.43E-11	331200	-6.05E-07
27	0	-0.906307	5153.760406	3.84E-09	2.18E-02	-1.101100	-8.20E-08	1.47E-05	114.468750	2.593750	0.982247	1.98E-10	-3.41E-07	-7.64E-08	2.875404	-7.99E-09	381600	3.74E-04	3.98E-12	338400	-4.19E-07
28	0	-0.906638	5153.703844	4.61E-09	1.79E-02	-1.829798	3.95E-06	6.09E-06	276.843750	68.812500	0.978253	6.00E-10	-1.15E-07	3.19E-07	-2.274794	-8.45E-09	381600	1.30E-04	4.09E-12	374400	-1.07E-07
29	0	-1.838956	5153.603930	4.74E-09	2.33E-03	-1.163161	-3.94E-06	6.27E-06	257.343750	-73.500000	0.962866	-6.83E-10	-9.13E-08	7.82E-08	-1.231668	-8.29E-09	381600	3.00E-04	3.52E-12	352800	-9.31E-07
30	0	2.570539	5153.631880	4.87E-09	1.09E-02	1.556746	4.02E-06	6.59E-06	250.187500	80.750000	0.959246	5.01E-10	1.47E-07	-5.96E-08	-4.23459	-8.16E-09	381600	-1.16E-04	-1.61E-11	360000	-4.19E-07
31	0	3.014803	5153.633184	3.58E-09	7.90E-03	-0.873997	-1.95E-06	1.50E-05	100.875000	-40.875000	0.981113	3.93E-12	4.84E-08	5.96E-08	2.930576	-7.45E-09	381600	2.28E-04	4.32E-12	381600	-1.30E-07
32	0	-2.663195	5153.709881	4.91E-09	1.18E-02	-0.595155	5.15E-06	4.82E-06	280.718750	99.593750	0.952125	3.61E-10	-1.43E-07	1.86E-07	0.906138	-8.33E-09	381600	-4.29E-04	-4.55E-12	381600	-2.79E-07

Figura 6. Ejemplo de fichero de texto con los datos de efemérides.

## 5.3.1.2. Solución

**Apartado 2.**

Reconocimiento de los ficheros rinex de observación y navegación. Ayuda ficheros obsfile.html y navfile.html: ver anexo 1.

**Apartado 3.****3.c.**

PRN	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U
1	PRN	af2	MO	roota	delfan	ecc	omega	cuc	cus	crc	crs	ig	idot	cic	cis	Omega0	Omegadot	toe	a0	a1	toe
2	1.00000000	0.00000000	-3.01050469	5153.66173744	0.00000000	0.00059656	0.52804849	0.00000002	0.00001373	115.28125000	0.43750000	0.96059515	0.00000000	-0.00000001	0.00000000	-0.23297383	-0.00000001	381600.00000000	0.00024402	0.00000000	381600.00000000
3	2.00000000	0.00000000	-1.77901775	5153.68035507	0.00000000	0.01109668	-2.82047305	0.00000019	0.00001351	106.96875000	4.75000000	0.93914445	0.00000000	0.00000000	-0.00000013	-0.24556288	-0.00000001	381600.00000000	0.00038552	0.00000000	381600.00000000
4	3.00000000	0.00000000	2.55974463	5153.70819664	0.00000001	0.01513155	1.17819897	-0.00000335	0.00000387	286.53125000	-60.84375000	0.93945421	0.00000000	0.00000004	-0.00000022	-1.40864452	-0.00000001	381600.00000000	0.00003185	0.00000000	381600.00000000
5	4.00000000	0.00000000	1.34026039	5153.5894784	0.00000000	0.01000565	0.84356328	0.00000066	0.00001377	107.18750000	9.21875000	0.93821109	0.00000000	-0.00000018	0.00000009	-0.22860243	-0.00000001	381600.00000000	0.00014418	0.00000000	381600.00000000
6	5.00000000	0.00000000	-1.91465839	5153.63056183	0.00000001	0.00268870	0.27701061	0.00000400	0.00000497	278.18750000	81.53125000	0.95152312	0.00000000	0.00000003	-0.00000008	-0.00000000	-0.00000001	324000.00000000	-0.00030135	0.00000000	324000.00000000
7	6.00000000	0.00000000	-1.81094301	5153.69114494	0.00000001	0.00712926	-0.57888890	-0.00000327	0.00000517	269.65625000	-62.68750000	0.93738984	0.00000000	-0.00000022	-0.00000011	-1.33239447	-0.00000001	367200.00000000	0.00003142	0.00000000	367200.00000000
8	7.00000000	0.00000000	3.05611777	5153.62308693	0.00000000	0.00519633	-3.02133641	-0.00000126	0.00001337	130.25000000	-26.03125000	0.97603047	0.00000000	-0.00000005	-0.00000004	2.92789712	-0.00000001	381584.00000000	0.00007008	0.00000000	381584.00000000
9	8.00000000	0.00000000	2.41431942	5153.70002937	0.00000000	0.01215475	-2.97479528	-0.00000072	0.00001404	129.43750000	-15.21875000	0.99817624	0.00000000	-0.00000025	0.00000001	3.01004425	-0.00000001	381600.00000000	0.00000098	0.00000000	381600.00000000
10	9.00000000	0.00000000	2.35823377	5153.63527679	0.00000000	0.01733435	1.60696201	0.00000016	0.00001436	108.96875000	-1.75000000	0.98478563	0.00000000	0.00000000	-0.00000020	2.90212474	-0.00000001	338384.00000000	0.00014930	0.00000000	338384.00000000

a2	a0	a1	toe
0.00000000	3.14246863126800000E-05	-6.82121026329700000E-13	367200.00000000

toc=toe	t	corrección reloj sat PRN06
367200	367900	3.14242088279616000E-05

**3.d.**

Parametro Keplerianos en el momento=toe

a=	26560532.4	
e=	0.00722926	
i=	0.93738984	
Argumento del perigeo( $\omega$ )=	-0.57988890	
Argumento del nodo ascen=	-1.33239447	Es en el segundo 0 de la semana
o longitud del nodo asc		
toe	367200.00000000	
$\omega_e$	7.29E-05	
Argumento del nodo ascen en t		-2.81E+01
o longitud de noda ascen en t		

Omega0 es el argumento del nodo ascendente respecto al meridiano de Greenwich (no el punto Aries), por lo que es una longitud. Está referido al principio de la semana. TOE indica la época de referencia para las efemérides, en segundos, respecto al principio de la semana. Sabiendo que la velocidad media de la Tierra es una constante ( $\omega_e=7.29210E-5$  rad/s) se podrá calcular el argumento del nodo ascendente en toe o longitud del nodo ascendente en toe:

$$\lambda = \Omega_0 - \omega_e \cdot toe$$



## Apartado 4.

3a. Versión

2.11

3a. Fichero de observación mixto: GPS +Glonass+Galileo+GEO+

OBSERVATION DATA M (MIXED)

RINEX VERSION / TYPE

teqc 2011Oct11 ITACyL 20120405 11:01:12UTC PGM / RUN BY / DATE

Linux 2.4.20-8|Pentium IV|gcc|Linux|486/DX+ COMMENT

BIT 2 OF LLI FLAGS DATA COLLECTED UNDER A/S CONDITION COMMENT

AVIL 3b. ID

19311M001

ITACyL

ITACyL

3c. Tipo receptor y antena

MARKER NAME

MARKER NUMBER

OBSERVER / AGENCY

460767 LEICA GRX1200GGPRO 8.01/3.019 REC # / TYPE / VERS

103132 LEIAT504GG LEIS ANT # / TYPE

1830657.5088 -395397.6158 4133872.9393

3b. Coordenadas Cartesianas Geocéntricas

APPROX POSITION XYZ

0.0000 0.0000 0.0000

ANTENNA: DELTA H/E/N

1 1

7 L1 L2 C1 C2 P2 S1 S2

WAVELENGTH FACT L1/2

1.0000

3e. observables

INTERVAL

SPIDER COMMENT

Made by Spider v4.0.1 COMMENT

Project creator: COMMENT

COMMENT

COMMENT

SNR is mapped to RINEX snr flag value [0-9] COMMENT

L1 & L2: min(max(int(snr\_dBHz/6), 0), 9) COMMENT

2012 4 5 10 0 0.000000 GPS TIME OF FIRST OBS

15 LEAP SECONDS

END OF HEADER

12 4 5 10 8G10G08G23G13G17G04G07G02G20R05R04R16

R06R14R19R21R20R15

109636593.230 8 85431122.00148 20863147.560 20863148.340

51.000 48.000

131095544.461 7 102152401.92945 24946651.580 24946657.660

43.250 31.250

113392161.304 8 88357528.82147 21577813.220

51.000 46.250

3f. Observables del sat G08.  
No se recoge C2 (código estándar en L2)

105765073.423 8 82414353.72748 20126420.580 20126420.000

-----

12 4 5 10 0 2.000000 0 18G10G08G23G13G17G04G07G02G20R05R04R16

R06R14R19R21R20R15

109633545.021 8 85428746.76947 20862567.500 20862568.280

51.000 47.750

131088426.579 7 102146855.53445 24945297.120 24945303.140

42.000 34.000

3g. Distancia aprox

113396689.092 8 88361056.97047 21578674.840 21578673.120

50.750 46.000

105766280.694 8 82415294.45848 20126650.320 20126649.720

51.000 50.750

127402554.643 6 99274681.07146 24243919.840 24243924.720

41.000 36.500

107331448.341 8 83634894.23148 20424496.160 20424497.140

51.500 49.750

117656443.505 8 91680378.95147 22389267.860 22389269.900

49.000 44.750

117767290.667 8 91766723.15747 22410368.140 22410367.040

48.750 43.750

122921297.973 7 95782836.41645 23391153.320

45.750 38.250

3h. Flags value 4: AS activado

106361585.609 8 82725707.970 8 19897134.580 19897142.660

51.500 49.250

116921056.423 8 90938617.695 7 21834186.200 21834193.460

48.000 45.750

128874280.240 7 100225680.154 6 24125552.420 24125570.080

## 5.3.2. PRÁCTICA 2. Observables GPS/GLONASS y sus combinaciones. Enunciado

# PRÁCTICA 2. Observables GPS/GLONASS y sus combinaciones

<b>Objetivo</b>	Visualizar gráficamente el código y la fase de diferentes observables y sus combinaciones. Estudiar sus características: posibles saltos de ciclo, refracción ionosférica, ruido de las observables, etc
<b>Competencias</b>	Comprender el fundamento de los sistemas de posicionamiento global
<b>Fundamentos Teóricos</b>	Se trabajan mediante esta práctica los aspectos técnicos básicos, principalmente de los sistemas GPS y GLONASS. Consultar apuntes tema 5: Capítulo 2.3.Aspectos técnicos Capítulo 2.4.Medidas de Pseudodistancia Capítulo 2.7. Medidas de Fase. Posicionamiento mediante medida de fase Capítulo 3. El sistema GLONASS
<b>Herramientas</b>	Apuntes tema 5. (Anexo 4. Fundamentos teóricos)
<b>Ficheros</b>	CASA2910.950 AVIL0960.120
<b>Programas</b>	ejercicio2_2.m ejercicio2_3.m <i>Funciones</i> <i>obsheader.m</i> <i>fepoch0k.m</i> <i>listdat2.m</i> <i>grabdata.m</i> <i>makeasc.m</i> <i>ordenobs.m</i> <i>listsat2.m</i> <i>cal2jd.m</i> <i>jd2sow.m</i>

## Desarrollo de la práctica

1. Copiar los ficheros a utilizar en el directorio de trabajo
2. **Generar ficheros de texto con las observables.**  
Se trabajará con el script “ejercicio2\_2.m”. Este script genera un fichero de texto a partir de ficheros de observación rinex 2.11. La estructura del fichero de salida ascii será la siguiente:

ID_EST	TIPO	SOW	L1	L2	C1	P2	C2
--------	------	-----	----	----	----	----	----



	SAT						
--	-----	--	--	--	--	--	--

El significado de cada campo es el siguiente:

ID\_EST: Es el nombre de la estación

TIPO SAT: Indica si el satélite es GPS (G) o GLONASS (R)

SOW: Es la época de observación en formato GPST (indica second on time)(unidad: segundos)

L1: Observable de fase L1 (unidad: ciclos)

L2: Observable de fase L2 (unidad: ciclos)

C1: Observable de código estándar en L1 (unidad: metros)

P2: Observable de código preciso en L2 unidad: metros)

C2: Observable de código estándar en L2 (unidad: metros)

Se ha de editar el script ejercicio2\_2 e introducir el nombre de los ficheros de entrada (RINEX) y los ficheros de salida (ASCII).

Tarea: Generar los ficheros ASCII de observaciones de los siguientes ficheros rinex.

Nombre del fichero de entrada	Nombre del fichero de salida
CASA2910.95O	CASA291095O.TXT
AVIL0960.12O	AVIL096012O.TXT

### 3. Representar gráficamente las observables L1 /L2/C1/P2.

Se debe editar el script “ejercicio2\_3.m “ e introducir el nombre del fichero ASCII de observaciones con el que vamos a trabajar. El script extrae en unas variables matriciales la información almacenada en el fichero ASCII. Dichas variables son:

General	GPS	GLONASS
SAT	SATG	SATR
SOW	SOWG	SOWR
L1	L1G	L1R
L2	L2G	L2R
C1	C1G	C1R
P2	P2G	P2R
C2	C2G	C2R

Se debe extraer la información correspondiente a un satélite predeterminado, y se debe realizar la representación gráfica de cada observable. Se detallan a continuación las tareas del ejercicio 3 (opcional: realizar un script)

1. Fichero CASA291095O.TXT. Ejecutar el **script ejercicio2\_3.m**. Extraer los datos correspondientes al satélite G28 (GPS-PRN28). Representar gráficamente la observable L1 (cambiar la unidad a metros)
  - a. Identificar los instantes en los que se producen saltos de ciclo.
  - b. Representar en el mismo gráfico la fase L1 y el código C1
  - c. Representar en el mismo gráfico la fase L2 y el código P1 (cambiar la unidad de L2 a metros)

2. Fichero AVIL0960120.TXT. Ejecutar el **script ejercicio2\_3.m**. Extraer los datos correspondientes al satélite G30 (GPS-PRN30).
  - a. Representar gráficamente la observable L1 (en metros) y el código C1
  - b. Representar gráficamente la observable L2 (en metros) y el código P2
3. Fichero AVIL0960120.TXT. Extraer los datos correspondientes al satélite R24 (GLONASS- Satélite 24).
  - a. Representar gráficamente la observable L1 (en metros) y el código C1
  - b. Representar gráficamente la observable L2 (en metros) y el código P2

#### 4. Refracción ionosférica 1

Ejecutar el **script ejercicio2\_3.m**. Representar gráficamente la combinación ionosférica L1-L2 para el satélite PRN28 del fichero CASA2910950.TXT.

- a) ¿Cuál es el significado físico de esta combinación?
- b) Representar gráficamente L1-L2
- c) Representar gráficamente C1-P2. ¿Por qué esta representación presenta el signo contrario a la anterior?
- d) Superponer ambos gráficos L1-L2 y P2-P1 (evita problema de signos contrarios). ¿Qué combinación presenta mayor nivel de ruido?
- e) [\*] Representa en un gráfico (L1-L2) -(P2-P1). ¿Por qué aumenta la dispersión en los extremos de los arcos? ¿Por qué el ruido no está centrado en cero?

#### 5. Refracción ionosférica 2.

Representar gráficamente la combinación ionosférica L1-L2 para el satélite PRN30 del fichero AVIL0960120.TXT.

- a) Repetir las representaciones realizadas en el apartado anterior. ¿Ha aumentado el nivel de ruido C1-P2 que en el anterior apartado? ¿Por qué?

### 5.3.2.1. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO2\_2.m

Para dar respuesta al apartado 2 del ejercicio 2, se ha generado un script en MATLAB [ejercicio2\\_2.m](#).

El objetivo del script es la lectura de un fichero de observación RINEX para obtener la información relativa al tiempo correspondiente a cada época y las observaciones registradas. Esta información se almacena en un fichero de texto, que posteriormente utilizará el usuario para responder a las cuestiones planteadas en el ejercicio 2. El script automatiza el proceso, mediante la utilización de una serie de funciones.

Las operaciones que realiza el script son las siguientes:

1. Apertura del fichero de observación RINEX.
2. FUNCIÓN [obsheader.m](#). Lectura de datos de cabecera. Se almacenan los siguientes datos entre otros:
  - a. Tipo de observables registrados
  - b. Identificador de la estación
  - c. Contador de épocas – lectura del cuerpo de datos para obtener dicho dato.
3. Lectura de cada época
4. FUNCIÓN [fepoch0\\_k.m](#). Primeras dos líneas de cada época. Se almacenan los siguientes datos.
  - a. Época en formato *sow* ( second of week)
  - b. Corrección reloj receptor
  - c. Lista de satélites observados y tipo de sistema al que pertenece cada satélites
  - d. *datee*: Época en formato (año, mes, día, hora, minuto, segundo)
5. FUNCIÓN [grabdata.m](#). Lectura de las observaciones. Se almacena de forma ordenadas en la variable matriz Obs.
6. FUNCIÓN [makeasc.m](#). Escritura de las observaciones en un fichero de texto con la siguiente información

ID_EST	TIPO SAT	SOW	L1	L2	C1	P2	C2
--------	----------	-----	----	----	----	----	----

El código del script es el siguiente:

```
%EJERCICIO 2_2. Reconocimiento del fichero RINEX de OBSERVACIÓN

%Karmele Artano
%11/05/21012

%Ficheros de trabajo: avil096k.12o Debe estar en el directorio
%de trabajo

%Se generará un fichero ascii con los datos observación con la
siguiente
%estructura: ID, SOW, SAT, TSAT, OBS
```

```

clear all

% Identificar el fichero de observación y apertura
ofile1 = 'avil0960.12o';
fid1 = fopen(ofile1,'rt');

%Fichero de salida (crear)
fileout='avil096012o.txt';
fido=fopen(fileout,'w');
fclose(fido)

[Obs_types,
ant_delta,ifound_types,eof,Id_name,Id_number,year2,int,conte] =
obsheader(ofile1);
NoObs_types1 = size(Obs_types,2)/2;
%Pos = [];
head_lines = 0;
while 1 %Se salta la cabecera
    head_lines = head_lines+1;
    lin = fgetl(fid1);
    answer = findstr(lin,'END OF HEADER');
    if ~isempty(answer), break; end;
end;

% Numero de épocas en el fichero ofile1: conte
for q = 1:conte
    [sow, dt, prnsat, TSAT,datee] = fepoch_0k(fid1,year2);
    nepoca=q
    NoSv1 = length(prnsat);
    Obs = grabdata(fid1, NoSv1, NoObs_types1);
    makeasc(Id_name,sow,prnsat, TSAT,Obs,fileout,Obs_types);
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio2_2.m %%%%%%%%%

```

### 5.3.2.1.1. Descripción de la función **obsheader.m**

Esta función analiza la cabecera del fichero de observación RINEX, y almacena en las variables con la información necesaria, como el tipo de observables registrados, el identificador de la estación, los dos últimos dígitos del año, etc. Lee el cuerpo de datos del fichero y almacena el número de épocas registradas.

Es necesaria una única variable de entrada:

*file*: Nombre del fichero de observación

Las variables de salida son:

Función <b>obsheader.m</b>	
Variables INPUT	Variables OUTPUT
<i>file</i> : Nombre del fichero de observación	<i>Obs_types</i> : Tipos de observables <i>ant_delta</i> : altura de antena (delta) <i>ifound_types</i> : tipos de observaciones encontradas <i>eof</i> : fin del fichero (1/0) <i>Id_name</i> : Identificador de la estación <i>Id_number</i> : Número de la estación <i>year2</i> : dato año con dos dígitos <i>int</i> : intervalo de registro <i>conte</i> : contador de épocas

### 5.3.2.1.2. Descripción de la función **fepoch0k.m**

Esta función lee las dos primeras filas de los datos correspondientes a cada época del fichero de observación RINEX, como por ejemplo.

```
12 4 5 0 0 0.000000 0 180 30G21G03G25G29G06G16G31G18F 24R06R22
R23R14R12R13R07R08
```

De aquí se obtiene:

1) Época en formato (años, mes, día, hora). A partir de este dato se calcula el *sow* (second of week). El cálculo del *sow* se realiza en dos fases, en la primera fase se calcula la fecha en formato juliano.

$$JD = int[365.25 * y] + int[30.6001 * (m + 1)] + DD + \frac{UT(horas)}{24} + 1720981.5$$

Donde:  $yy = YY - 1$ ,  $m = MM + 12$ ;  $MM \leq 2$

$yy = YY$ ,  $m = MM$ ;  $MM > 2$

La fecha en formato juliano se calcula mediante la función `cal2jd.m`, donde se aplica el algoritmo anterior ( $jd=cal2jd(yr, mn, dy, ut)$ ). Siendo las variables input yr-año, mn-mes dy-día y ut-tiempo. Para esta aplicación se calcula fecha juliana de las 0 horas.

Con la función `jd2sow.m` se calcula el *sow*, sabiendo que la referencia GPS (6.0 enero 1980) corresponde al día juliano JD 2 444 244.5. En primer lugar se calcula el número de días que han transcurrido desde la fecha de referencia, restando a la fecha calculada en formato juliano el día de referencia. Se calcula el día de la semana correspondiente a la época de observación (siendo 0 domingo), así se calculan las dos variables de salida, la semana GPS en primer lugar que se almacena en la variable *nw* y el *sow* para lo que se aplica:

$$sow = (\text{día semana}) * 86400 + h * 3600 + min * 60 + sec$$

2) Lista con los satélites "observados" en cada época: llamada a la función `listsat2.m`. En las dos primeras líneas de cada época en el fichero de observación RINEX se encuentra la lista de los satélites observados. En este proyecto se han utilizado ficheros RINEX del formato 2.11. A partir de la versión 2 de RINEX el fichero está preparado para almacenar no sólo datos GPS sino también datos de GLONASS y otros sistemas de posicionamiento global. Para poder distinguir los satélites de distintos sistemas, a los dos dígitos correspondientes al número satélites, se precede un identificador del sistema. De esta forma, el satélite queda identificado con un total de tres dígitos "snn", siendo "s" el identificador del sistema de posicionamiento, y "nn" el número PRN (para GPS, Galileo), número del slot (para GLONASS) o PRN-100 (GEO).

snn	s: identificador del sistema
	G:GPS
	R:GLONASS
	S: Señal satélite Geoestacionario
	E: Galileo
	nn: PRN, slot number, PRN-100

La función analiza las dos primeras filas que contienen la lista de satélite, y se genera una variable vector-fila con los números de los satélites (*prnsat*), y una lista de texto que identifica el tipo de sistema (*TSAT*). Solamente se cogen los satélites GPS (G) y los satélites GLONASS (R). Por ejemplo,

```
prnsat=[30 21 3 25 29 6 16 31 18 24 6 22 23 14 12 13 7 8]
```

```
TSAT=[GGGGGGGGRRRRRRRRRR]
```

La función `listsat2.m` almacena también la corrección reloj de receptor (si existiera).

Función <code>fepoch0_k.m</code>	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>fid</i> : fichero RINEX de observaciones <i>year2</i> : año (últimos dos dígitos)	<i>sow</i> : second of week <i>dt</i> : corrección reloj receptor <i>prnsat</i> : identificador PRN de satélites <i>TSAT</i> : tipos de satélite G:GPS R:GLONASS <i>datee</i> : Época en formato (año, mes, día, hora, minuto,segundo)

### 5.3.2.1.3. Descripción de la función `grabdata.m`

La función `grabdata.m` almacena las observaciones en una variable matriz *Obs*. Las observables se registran por columnas, atendiendo al contenido de la lista *NoObs* obtenida en la cabecera del fichero de observación. El número de filas de la matriz depende del número de satélites observados y almacenados en la variable *NoSv*. Mediante la función `ordenobs.m` se ordenan las observaciones:

Columna	Observable
1	L1
2	L2
3	C1
4	C2
5	P2

Por ejemplo, la primera época del fichero de observación se almacena en la variable *Obs* de la siguiente manera:

```

12 4 5 0 0 0.000000 0 18G30G21G03G25G29G06G16G31G18R24R06R22
R23R14R12R13R07R08
105373450.770 8 82109220.16248 20051878.760 20051876.780
51.750 50.500
111217496.429 8 86663063.15748 21163956.660 21163954.120
49.500 49.000
119389426.300 7 93030722.85546 22719048.520 22719047.980
45.750 39.500
131318036.777 7 102325871.06445 24988940.120 24988941.880
44.250 34.500
122928542.620 7 95788587.91646 23392467.240 23392466.340
45.750 41.750
114457539.768 8 89187692.91547 21780537.300 21780536.220
48.750 44.500
112865203.166 8 87946930.52547 21477522.680 21477521.080
50.250 46.500
117415836.643 8 91492895.15647 22343471.400 22343469.240
49.000 45.250
127168778.828 7 99092553.30745 24199413.340 24199411.340
43.250 32.250
114361577.667 8 88947957.931 7 21386181.220 21386186.380
49.500 46.250
128497893.370 6 99942845.480 5 24080449.500 24080456.200
39.000 35.000
118574482.753 7 92224848.610 7 22212907.520 22212914.020
46.000 45.000
105426779.454 8 81998634.750 8 19708369.420 19708375.740
51.750 49.750
112975303.544 7 87869738.766 6 21193873.500 21193881.620
46.500 41.500
117082542.741 8 91064288.175 7 21918079.300 21918087.460
48.500 45.250
104468382.376 8 81253252.363 8 19563558.800 19563564.240
51.250 49.250
123613091.757 7 96143531.412 7 23091960.980 23091966.100
44.000 42.000
128723334.262 7 100118167.476 6 24038172.580 24038177.860
42.000 39.500

```

Figura 7. Primera época del fichero de observación RINEX

Obs =

1.0e+008 \*

1.053734507700000	0.821092201620000	0.200518787600000	0	0.200518767800000
1.112174964290000	0.866630631570000	0.211639566600000	0	0.211639541200000
1.193894263000000	0.930307228550000	0.227190485200000	0	0.227190479800000
1.313180367770000	1.023258710640000	0.249889401200000	0	0.249889418800000
1.229285426200000	0.957885879160000	0.233924672400000	0	0.233924663400000
1.144575397680000	0.891876929150000	0.217805373000000	0	0.217805362200000
1.128652031660000	0.879469305250000	0.214775226800000	0	0.214775210800000
1.174158366430000	0.914928951560000	0.223434714000000	0	0.223434692400000
1.271687788280000	0.990925533070000	0.241994133400000	0	0.241994113400000
1.143615776670000	0.889479579310000	0.213861812200000	0	0.213861863800000
1.284978933700000	0.999428454800000	0.240804495000000	0	0.240804562000000
1.185744827530000	0.922248486100000	0.222129075200000	0	0.222129140200000
1.054267794540000	0.819986347500000	0.197083694200000	0	0.197083757400000
1.129753035440000	0.878697387660000	0.211938735000000	0	0.211938816200000
1.170825427410000	0.910642881750000	0.219180793000000	0	0.219180874600000
1.044683823760000	0.812532523630000	0.195635588000000	0	0.195635642400000
1.236130917570000	0.961435314120000	0.230919609800000	0	0.230919661000000
1.287233342620000	1.001181674760000	0.240381725800000	0	0.240381778600000

En el caso de que no existiera una observable se registraría con un valor igual a cero.

Función grabdata.m	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>fid</i> : fichero RINEX de observaciones	<i>Obs</i> : Matriz de observaciones
<i>NoSv</i> : Número de satélites observados	
<i>NoObs</i> : Número observables	

#### 5.3.2.1.4. Descripción de la función [makeasc.m](#)

La función [makeasc.m](#) genera un fichero ascii de datos de observación. Los datos que se almacenan, ordenados en columnas son los siguientes:



Columna	Dato
1	Identificador estación
2	Sistema de posicionamiento G: GPS R:GLONASS
3	sow
4	L1
5	L2
6	C1
7	C2
5	P2

Un ejemplo del fichero de texto generado sería:

```

AVIL G 30 345600.000 105373450.770 82109220.162 20051878.760 20051876.780 0.000
AVIL G 21 345600.000 111217496.429 86663063.157 21163956.660 21163954.120 0.000
AVIL G 3 345600.000 119389426.300 93030722.855 22719048.520 22719047.980 0.000
AVIL G 25 345600.000 131318036.777 102325871.064 24988940.120 24988941.880 0.000
AVIL G 29 345600.000 122928542.620 95788587.916 23392467.240 23392466.340 0.000
AVIL G 6 345600.000 114457539.768 89187692.915 21780537.300 21780536.220 0.000
AVIL G 16 345600.000 112865203.166 87946930.525 21477522.680 21477521.080 0.000
AVIL G 31 345600.000 117415836.643 91492895.156 22343471.400 22343469.240 0.000
AVIL G 18 345600.000 127168778.828 99092553.307 24199413.340 24199411.340 0.000
AVIL R 24 345600.000 114361577.667 88947957.931 21386181.220 21386186.380 0.000
AVIL R 6 345600.000 128497893.370 99942845.480 24080449.500 24080456.200 0.000
AVIL R 22 345600.000 118574482.753 92224848.610 22212907.520 22212914.020 0.000
AVIL R 23 345600.000 105426779.454 81998634.750 19708369.420 19708375.740 0.000
AVIL R 14 345600.000 112975303.544 87869738.766 21193873.500 21193881.620 0.000
AVIL R 12 345600.000 117082542.741 91064288.175 21918079.300 21918087.460 0.000
AVIL R 13 345600.000 104468382.376 81253252.363 19563558.800 19563564.240 0.000
AVIL R 7 345600.000 123613091.757 96143531.412 23091960.980 23091966.100 0.000
AVIL R 8 345600.000 128723334.262 100118167.476 24038172.580 24038177.860 0.000
AVIL G 30 345630.000 105356051.277 82095662.118 20048567.580 20048565.760 0.000
AVIL G 21 345630.000 111226236.573 86669873.660 21165619.820 21165617.320 0.000
AVIL G 3 345630.000 119305218.020 92965106.038 22703024.300 22703023.880 0.000
AVIL G 25 345630.000 131415875.043 102402108.687 25007558.240 25007560.140 0.000
AVIL G 29 345630.000 123011580.371 95853292.625 23408268.760 23408267.580 0.000
AVIL G 6 345630.000 114401190.084 89143784.079 21769814.120 21769813.300 0.000
AVIL G 16 345630.000 112802535.972 87898098.957 21465597.400 21465595.780 0.000
AVIL G 31 345630.000 117505887.346 91563064.521 22360607.520 22360605.280 0.000
AVIL G 18 345630.000 127096410.568 99036162.505 24185642.240 24185640.300 0.000
AVIL R 24 345630.000 114291706.051 88893613.353 21373114.800 21373120.040 0.000
AVIL R 6 345630.000 128537622.149 99973745.669 24087894.900 24087901.360 0.000
AVIL R 22 345630.000 118669888.114 92299052.759 22230780.160 22230786.920 0.000
AVIL R 23 345630.000 105446711.148 82014137.173 19712095.380 19712101.780 0.000
AVIL R 14 345630.000 112884414.102 87799047.005 21176822.680 21176831.040 0.000
AVIL R 12 345630.000 117210877.633 91164104.174 21942104.100 21942112.240 0.000
AVIL R 13 345630.000 104497907.526 81276216.368 19569087.840 19569093.260 0.000
AVIL R 7 345630.000 123613091.757 96143531.412 23091960.980 23091966.100 0.000

```

Figura 8. Fichero de texto con los datos de observación

Función grabdata.m	
Variables INPUT	Variables OUTPUT
<i>Id_name</i> : Identificador de la estación	
<i>sow</i> : Época en formato second of week	
<i>prnsat</i> : Lista de satélite (PRN)	
<i>TSAT</i> : Lista de tipo de satélites	
<i>Obs</i> : Matriz de observaciones	
<i>fileout</i> : Nombre del fichero de salida	
<i>Obs_types</i> : Lista de tipos de observables	

### 5.3.2.2. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO2\_3.m

El objetivo del script **ejercicios2\_3.m**, es la extracción de la información almacenada en el fichero de texto generado a partir del fichero de observación RINEX (ejercicio2\_2.m). Dicha información será almacenada en una serie de variables vector-columna, de forma separada y diferenciando el sistema de posicionamiento.

Dichas variables son:

General	GPS	GLONASS
SAT	SATG	SATR
SOW	SOWG	SOWR
L1	L1G	L1R
L2	L2G	L2R
C1	C1G	C1R
P2	P2G	P2R
C2	C2G	C2R

El código del script es el siguiente:

```
%EJERCICIO 2_3. ALMACENAR EN VARIABLES LAS OBSERVACIONES

% Se extrae la información almacenada en el fichero de texto de
% observaciones. Se generan variables vector-columna para cada dato y
% diferenciando el sistema de posicionamiento.

%Variables: Lista del PRN de satélites SAT - SATG - SATR
%           Epoca SOW - SOWG - SOWR
%           Observación L1 L1G L1R (unidad ciclos)
%           Observación L2 L2G L2R (unidad ciclos)
%           Observación C1 C1G C1R (unidad metros)
%           Observación P2 P2G P2R (unidad metros)
%           Observación C2 C2G C2R (unidad metros)

%Karmele Artano

%$Revisión: 1.0 $ $Date: 2012/05/29 $

clear all
close all

MD=importdata('CASA2910950.txt',' ');
%%Coger datos
%tipo de sat
ts=cell2mat(MD.textdata(:,2));
whg=find(ts(:)=='G');
whr=find(ts(:)=='R');
```

```

[r,c]=size(MD.data);
numobs=c-2;
%satelites
sat=MD.data(:,1);
%satelitesGPS (G) y GLONASS (R)
satG=sat(whg);
satR=sat(whr);
%sow
sow=MD.data(:,2);
sowG=sow(whg);
sowR=sow(whr);
%Obseables
    if numobs==3
        %Todos
        L1=MD.data(:,3);
        C1=MD.data(:,5);
        %GPS
        L1G=L1(whg);
        C1G=C1(whg);
        %glonass
        L1R=L1(whr);
        C1R=C1(whr);
    elseif numobs==4
        %Todos
        L1=MD.data(:,3);
        L2=MD.data(:,4);
        C1=MD.data(:,5);
        P2=MD.data(:,6);
        %GPS
        L1G=L1(whg);
        L2G=L2(whg);
        C1G=C1(whg);
        P2G=P2(whg);
        %glonass
        L1R=L1(whr);
        L2R=L2(whr);
        C1R=C1(whr);
        P2R=P2(whr);

    elseif numobs==5
        %Todo
        L1=MD.data(:,3);
        L2=MD.data(:,4);
        C1=MD.data(:,5);
        P2=MD.data(:,6);
        C2=MD.data(:,7);
        %GPS
        L1G=L1(whg);
        L2G=L2(whg);
        C1G=C1(whg);
        P2G=P2(whg);
        C2G=C2(whg);
        %glonass
        L1R=L1(whr);
        L2R=L2(whr);
        C1R=C1(whr);
        P2R=P2(whr);
        C2R=C2(whr);

    end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio2_2.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

```

### 5.3.2.3. Solución

#### Apartado 1

Copiar los ficheros a utilizar en el directorio de trabajo

#### Apartado 2

#### Generar ficheros de texto con las observables.

```

1 %EJERCICIO 2.2. Reconocimiento del fichero RINEX de OBSERVACIÓN
2 %Karmele Artano
3
4 %Revisión: 1.0 $ $Date: 2012/05/29 $
5
6 %Ficheros de trabajo: Deben estar en el directorio
7 %de trabajo
8
9 %Se generará un fichero ascii con los datos observación con la siguiente
10 %estructura: ID, TSAT, SAT , L1,L2,C1,P2,C2
11
12 clear all
13
14 % Introducir aquí el fichero de observación
15 ofile1 = 'CASA2910.950';
16 fid1 = fopen(ofile1,'rt');
17
18 %Introducir el nombre de fichero de salida (crear)
19 fileout='CASA2910950.txt';
20 fido=fopen(fileout,'w');
21 fclose(fido)
22
23
24 [Obs_types, ant_delta, ifound_types,eof,Id_name,Id_number,year2,int,conte] = obsheader(c
25 NoObs_types1 = size(Obs_types,2)/2;
26 %Pos = [];
27 head_lines = 0;
28 while 1 %Se salta la cabecera
29     head_lines = head_lines + 1;

```

Figura 9. Introducción en el script los nombres de los ficheros de entrada y salida

#### Apartado 3

#### Representar gráficamente las observables L1 /L2/C1/P2.

- a) **r\_ejercicio2\_3a.m**
  - a. Figura 2\_3\_a\_1. Respuesta: Instantes de tiempo en los que ocurren cycle-slips (aprox.) 27000, 28000, 33200 segundos.
  - b. Figura 2\_3\_a\_2.
  - c. Figura 2\_3\_a\_3.
- b) **r\_ejercicio2\_3b.m**
  - a. Figura 2\_3\_a\_2.
  - b. Figura 2\_3\_b\_3.
- c) **r\_ejercicio2\_3c.m**
  - a. Figura 2\_3\_c\_2.
  - b. Figura 2\_3\_c\_3.

#### Apartado 4

#### Refracción ionosférica 1

- a) LI proporciona la refracción ionosférica más las constantes instrumentales del satélite y el receptor. Notar que a partir de 70000 sec la LI aumenta, ello puede

ser debido a una disminución de la elevación del satélite, que hará que el rayo atraviese una mayor porción de atmósfera (el factor de oblicuidad varía aproximadamente con  $1/\sin(\text{elev})$ ). También influirá el contenido electrónico de la región, que es mucho más importante en las regiones próximas a la dirección del Sol.

- b) [r\\_ejercicio2\\_4a.m](#). Figura 2\_4\_b.
- c) Figura 2\_4\_c. La ionosfera retarda el código (velocidad de grupo menor que la de la luz) y avanza la fase (velocidad de grupo mayor que la de la luz), por lo que la combinación ionosférica para la fase y para el código han de presentar signos opuestos.
- d) Figura 2\_4\_d. El código es mucho más ruidoso que la fase
- e) Figura 2\_4\_e. El aumento de la dispersión en los extremos se debe al multipath. Los extremos corresponden a observaciones con elevaciones muy bajas, cerca del orto (salida) o del ocaso del satélite, es decir, cuando el satélite atraviesa el horizonte que favorecen la presencia de multicamino, debido a la recepción de señales indirectas procedentes de rebotes. El offset respecto a 0 es debido a los retardos instrumentales del receptor y del satélite y también a que a las ambigüedades no son necesariamente las mismas para L1 que para L2.

## Apartado 5

### Refracción ionosférica 2.

- a) Observaciones con AS activado, P2 es más ruidoso. Ver figuras: Figura 2\_5\_a\_1., Figura 2\_5\_a\_2., Figura 2\_5\_a\_3., Figura 2\_5\_a\_4.,

## 5.3.2.3.1. Figuras

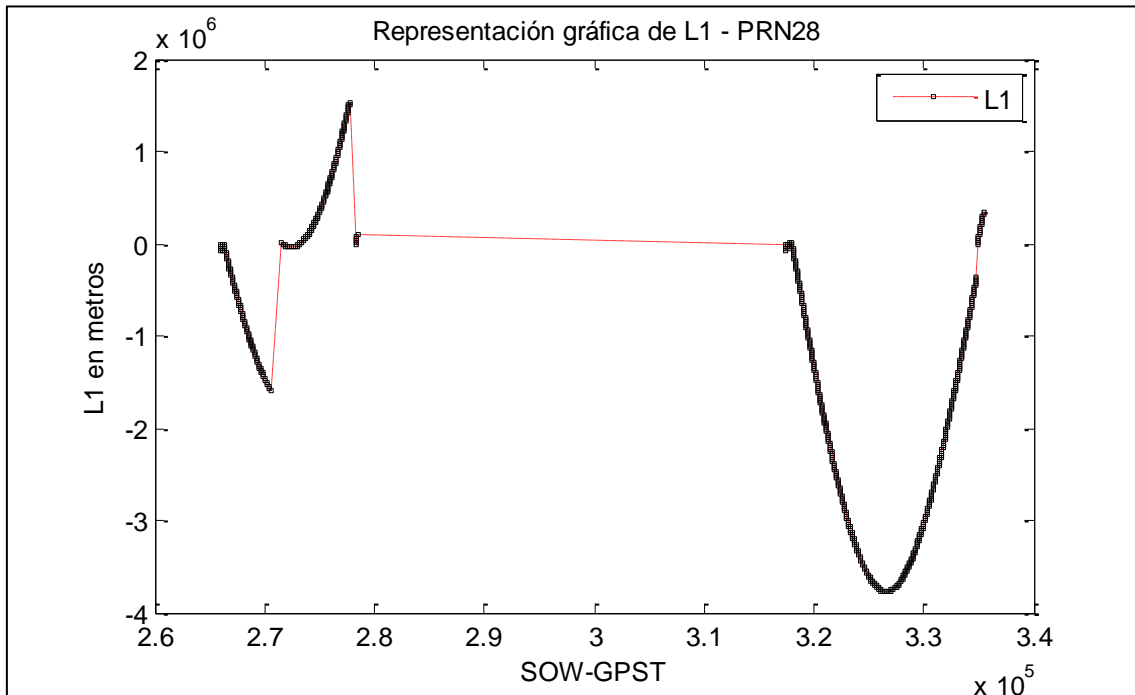


Figura 10. Figura 2\_3\_a\_1. Representación gráfica de L1 – PRN28

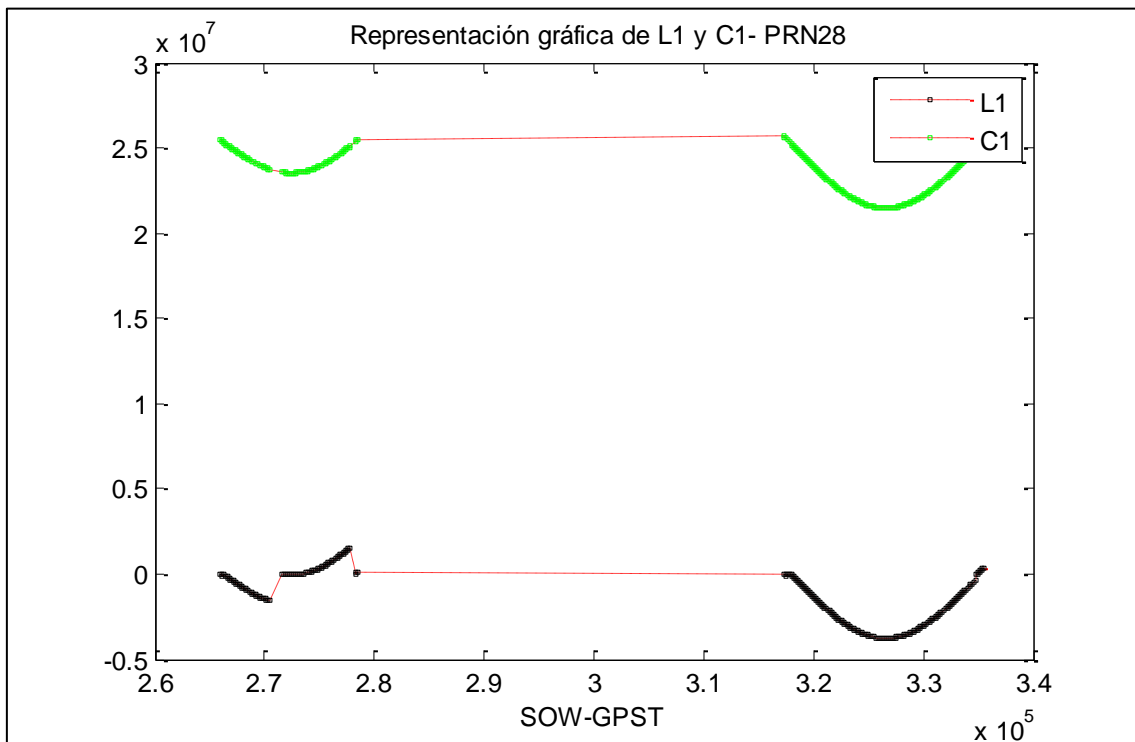


Figura 11. Figura 2\_3\_a\_2. Representación gráfica de L1 y C1 – PRN28

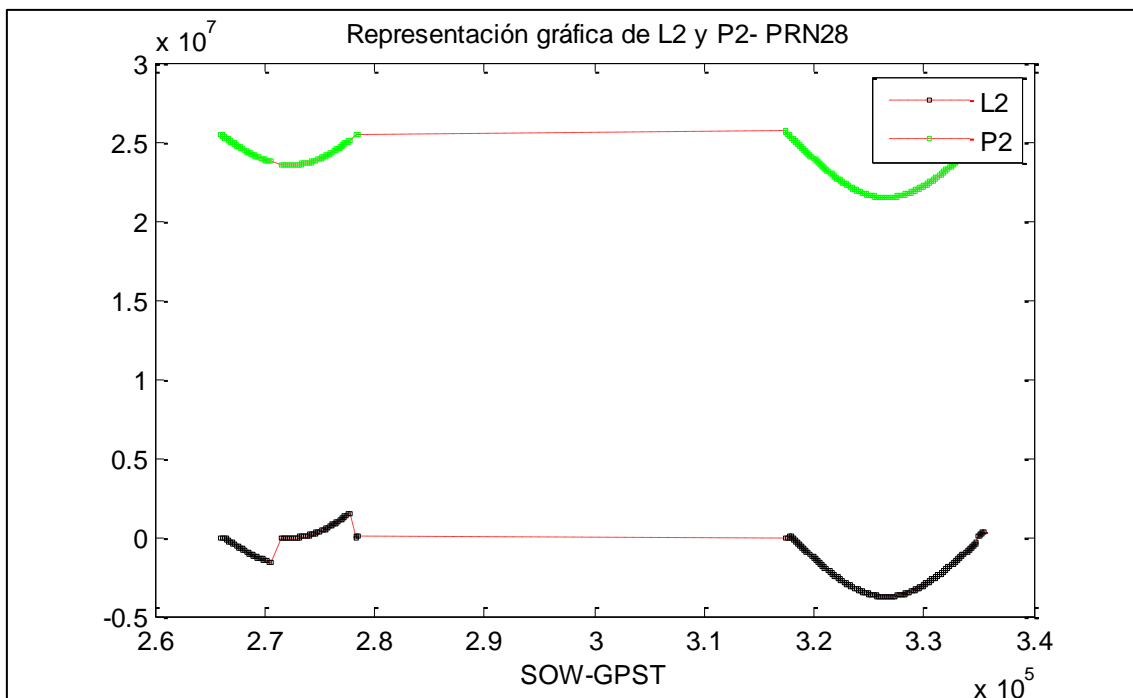


Figura 12. Figura 2\_3\_a\_3. Representación gráfica de L2 y P2 – PRN28

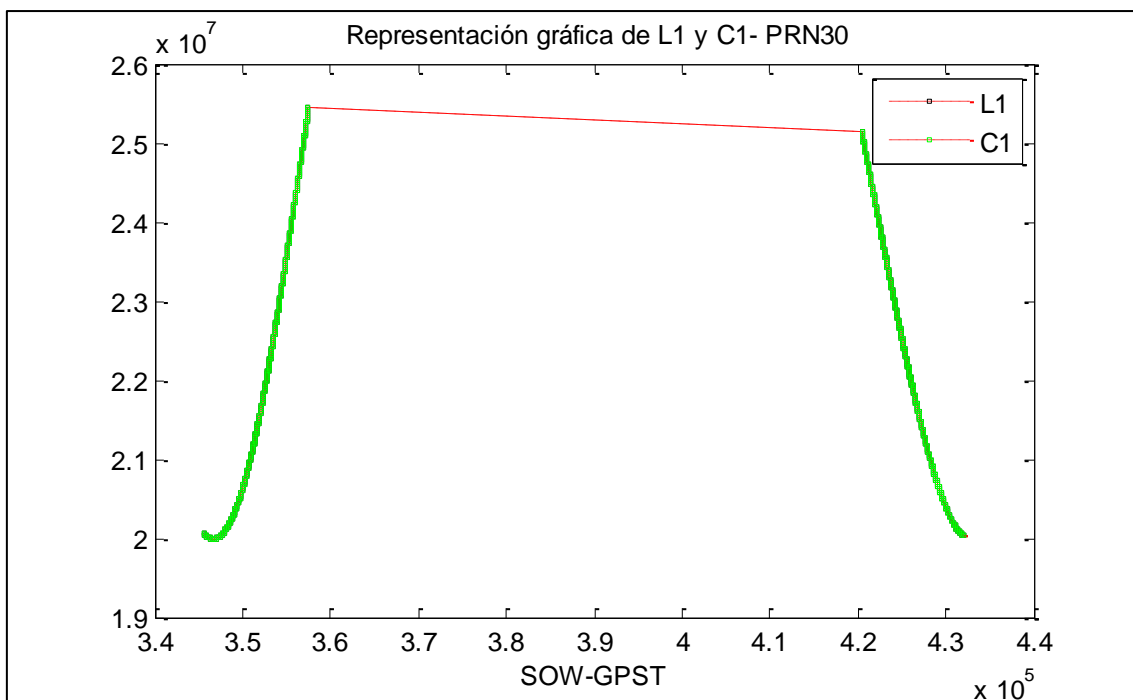


Figura 13. Figura 2\_3\_b\_2. Representación gráfica de L1 y C1 – PRN30

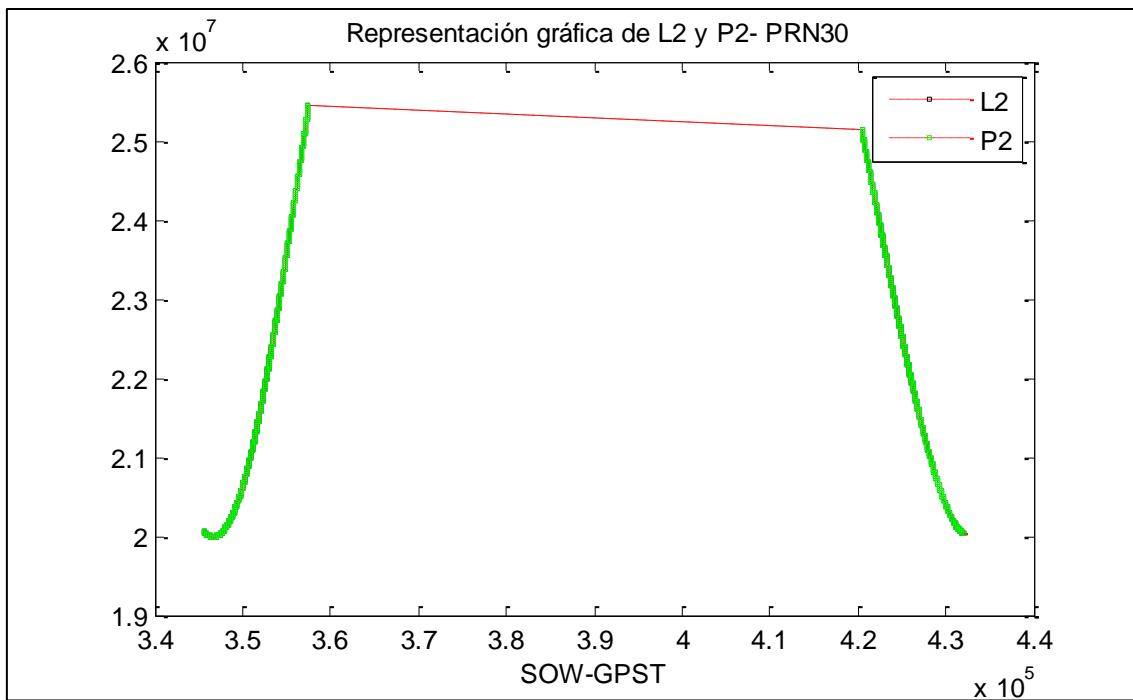


Figura 14. Figura 2\_3\_b\_3. Representación gráfica de L2 y P2 – PRN30

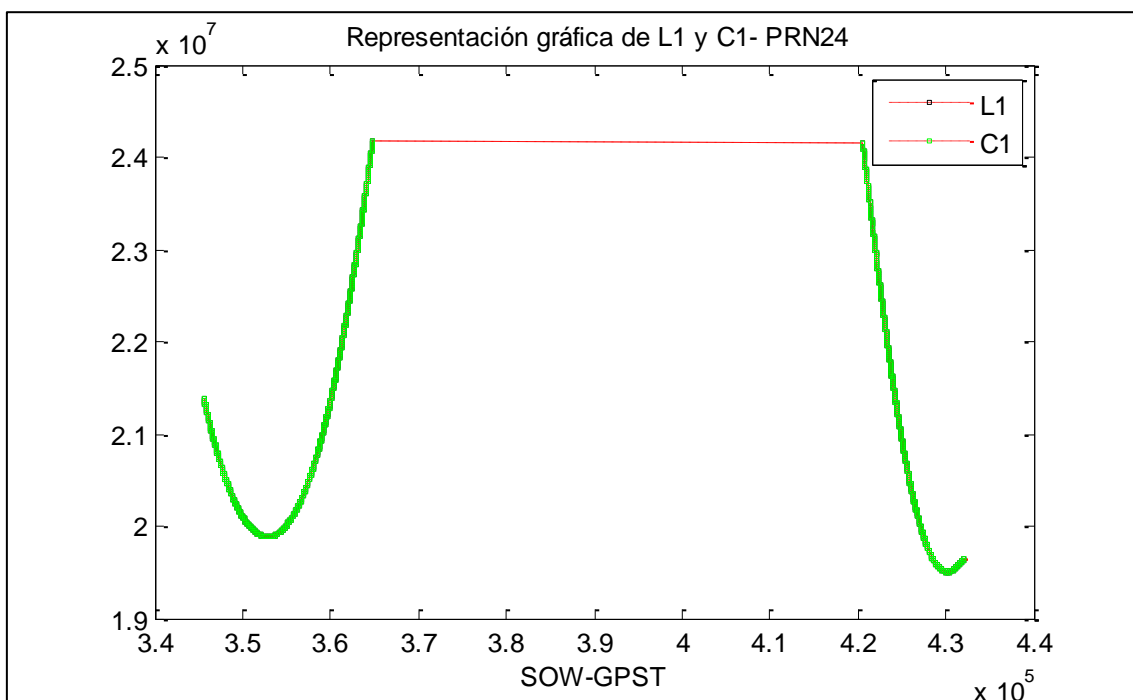


Figura 15. Figura 2\_3\_c\_2. Representación gráfica de L1 y C1 – GLONASS SAT. 24



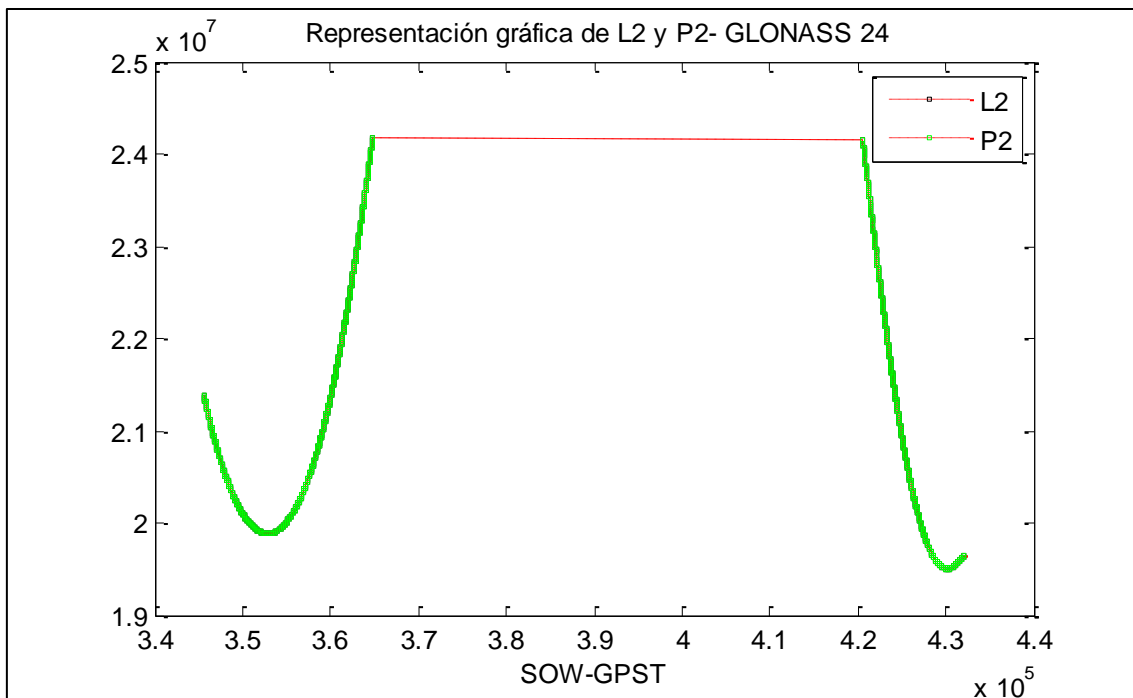


Figura 16. Figura 2\_3\_c\_3. Representación gráfica de L2 y P2 – GLONASS SAT. 24

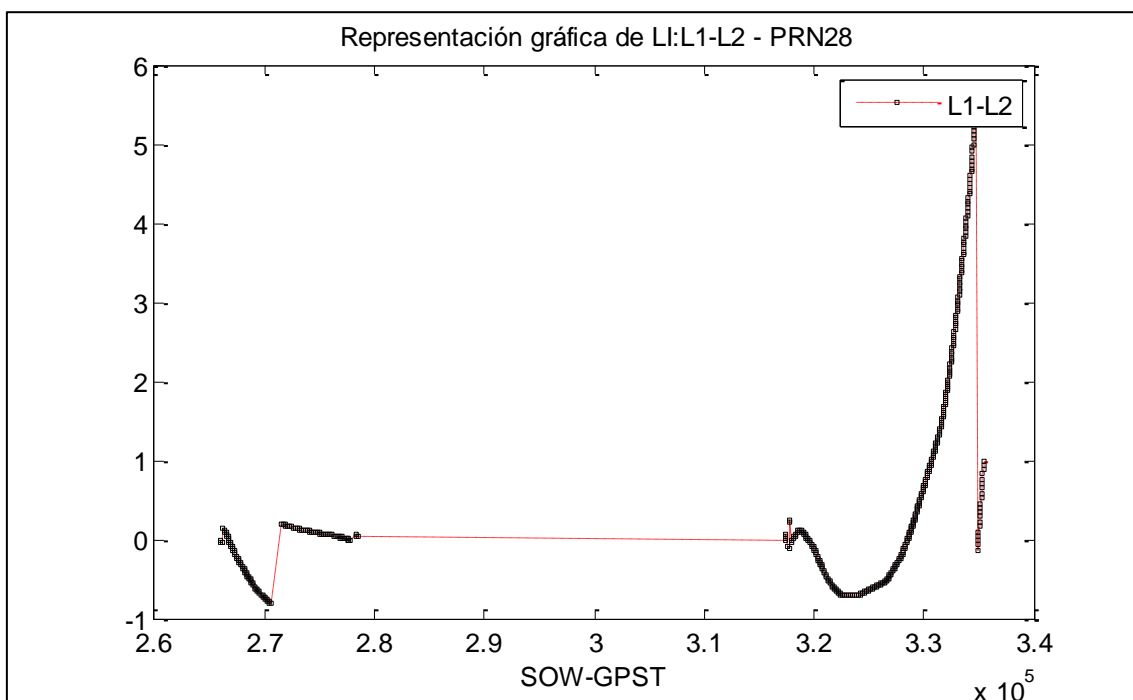


Figura 17. Figura 2\_4\_b. Representación gráfica de la combinación L1: L1-L2 – PRN28

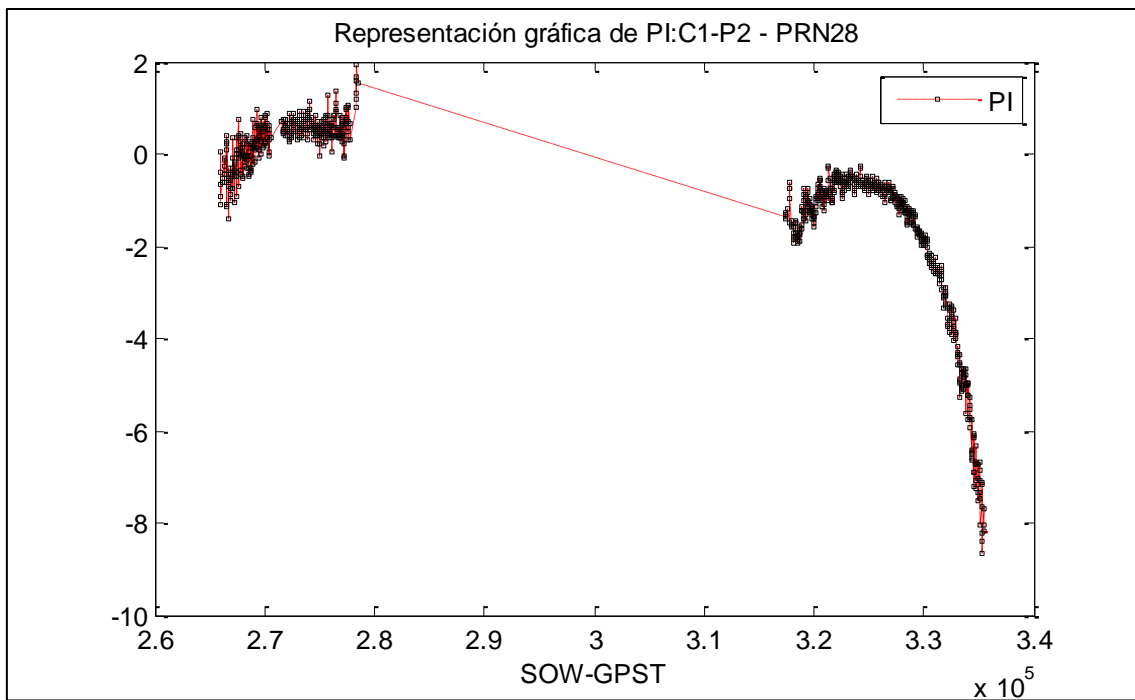


Figura 18. Figura 2\_4\_c. Representación gráfica de la combinación PI: C1-P2 - PRN28

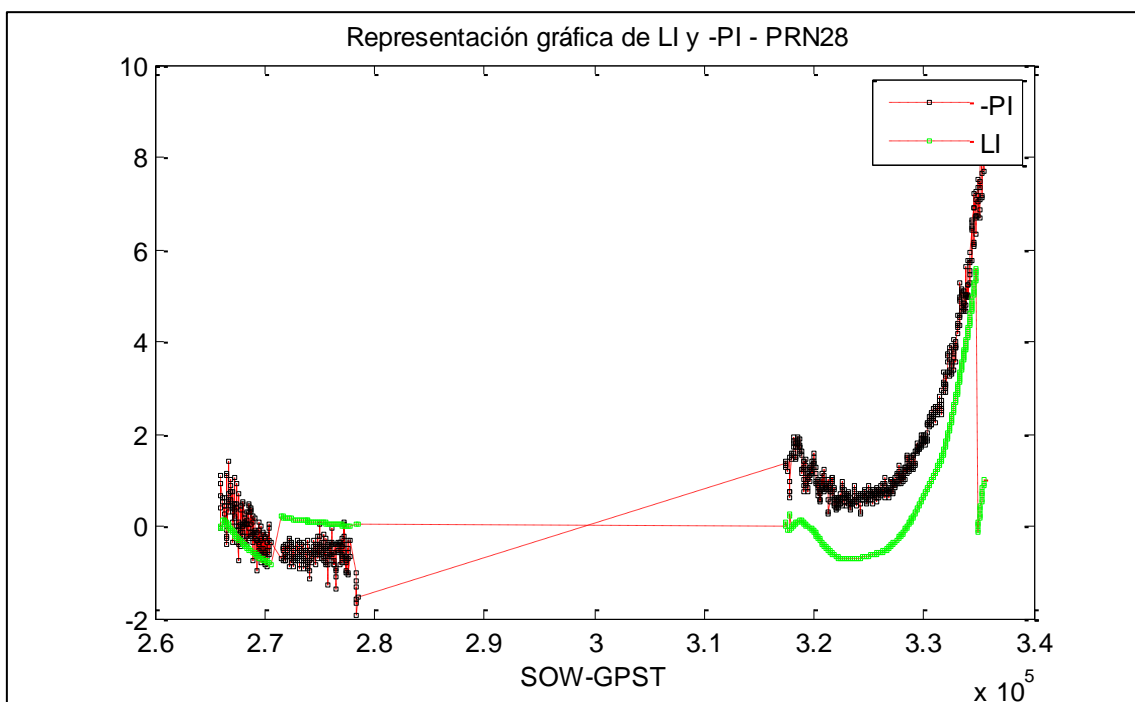


Figura 19. Figura 2\_4\_d. Representación gráfica LI y PI - PRN28

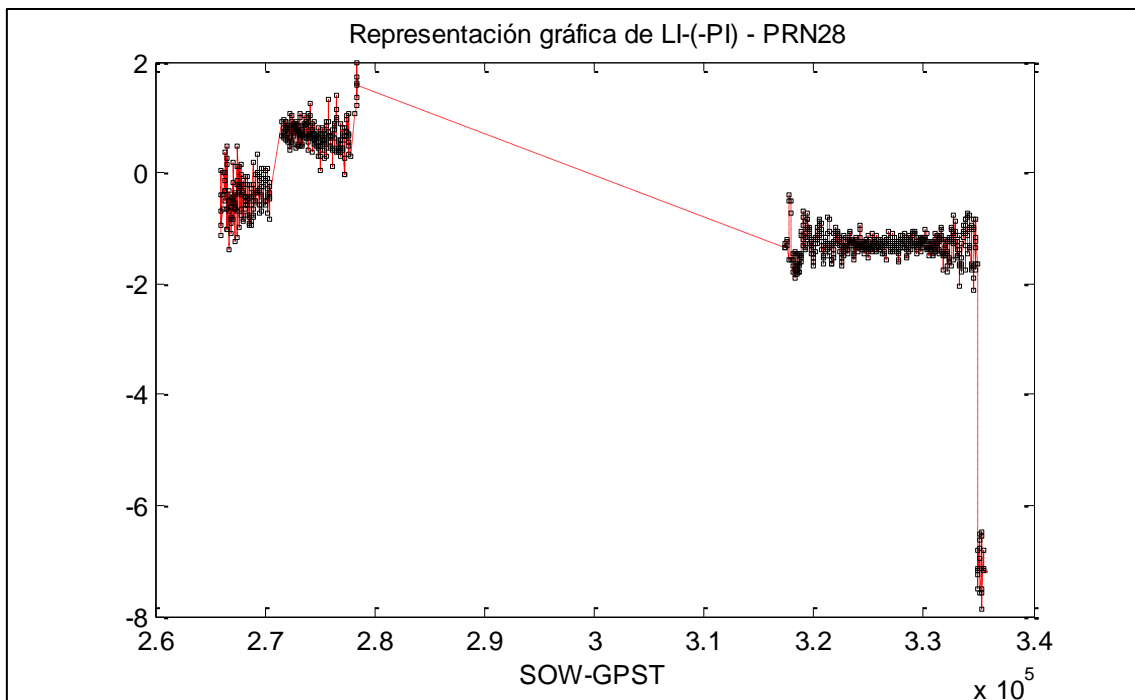


Figura 20. Figura 2\_4\_e. Representación gráfica de LI-PI – PRN28

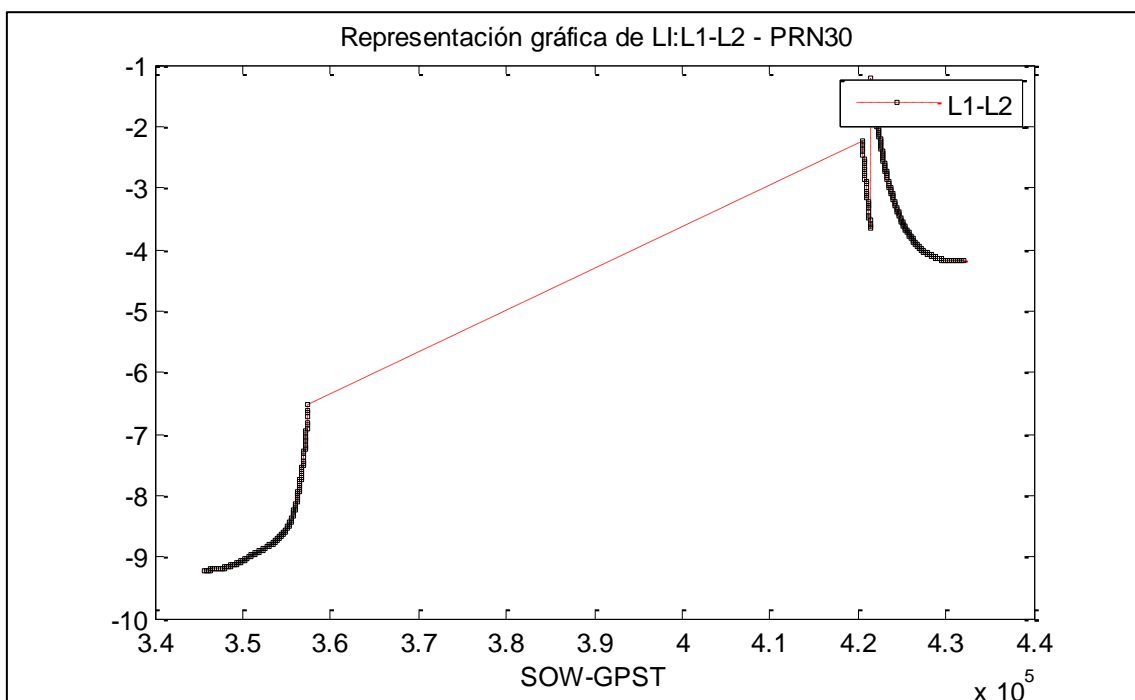


Figura 21. Figura 2\_5\_a\_1. Representación gráfica de LI: L1-L2 – PRN30

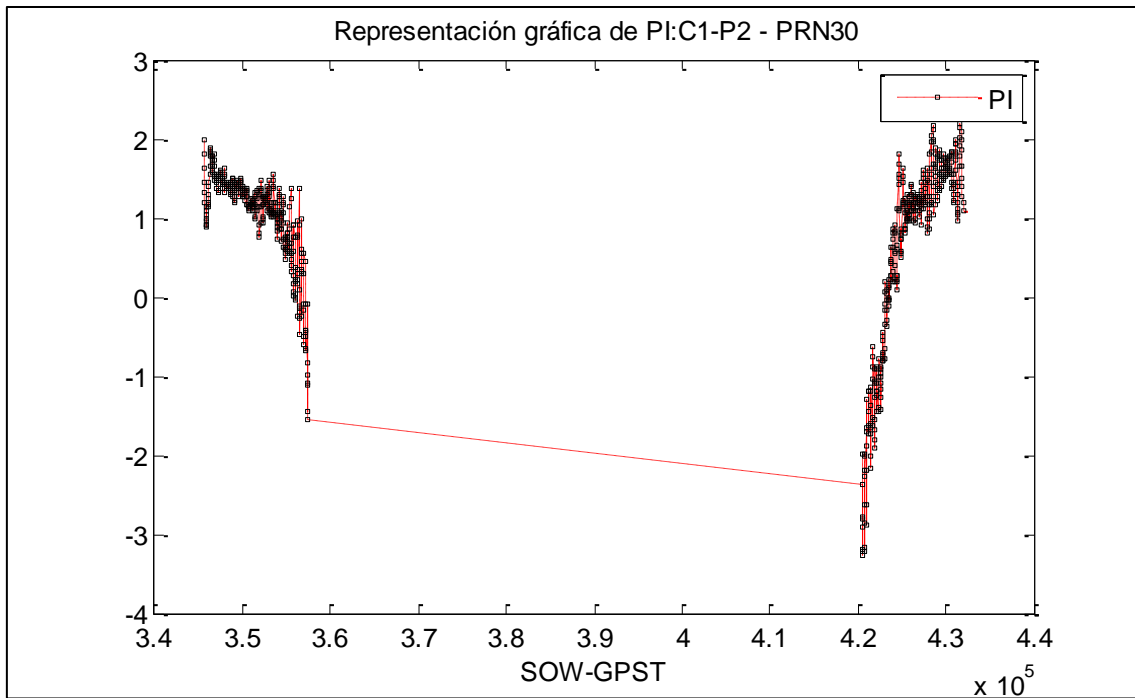


Figura 22. Figura 2\_5\_a\_2. Representación gráfica de PI: C1-P2 – PRN30

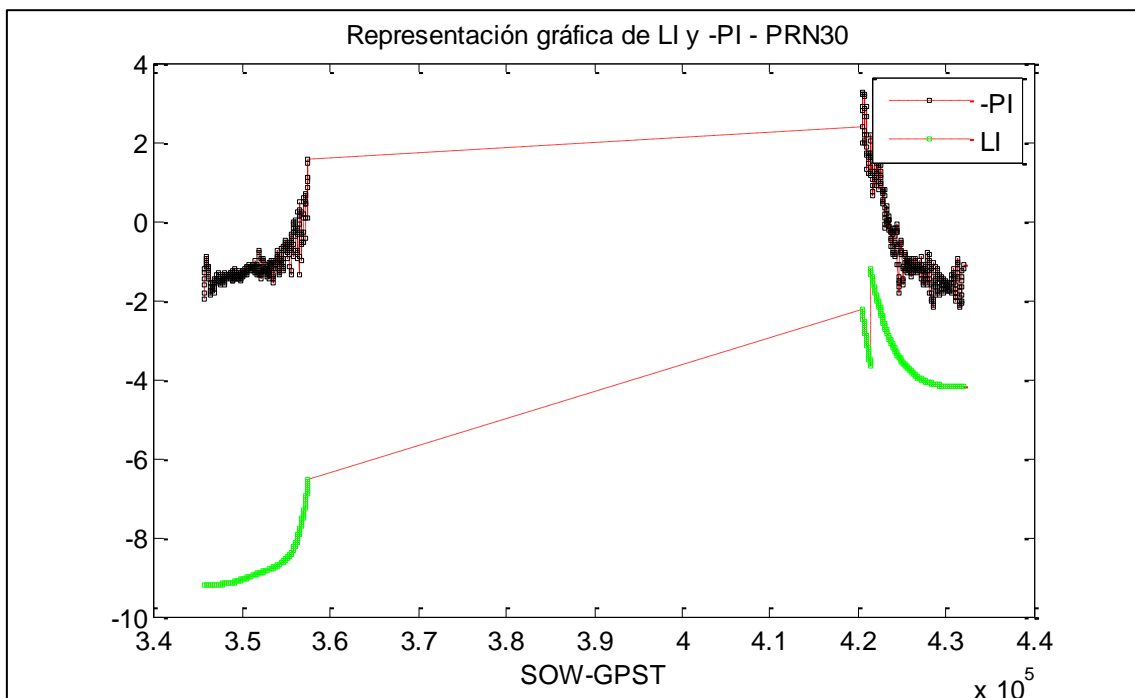


Figura 23. Figura 2\_5\_a\_3. Representación gráfica de LI –PI para PRN 30

P

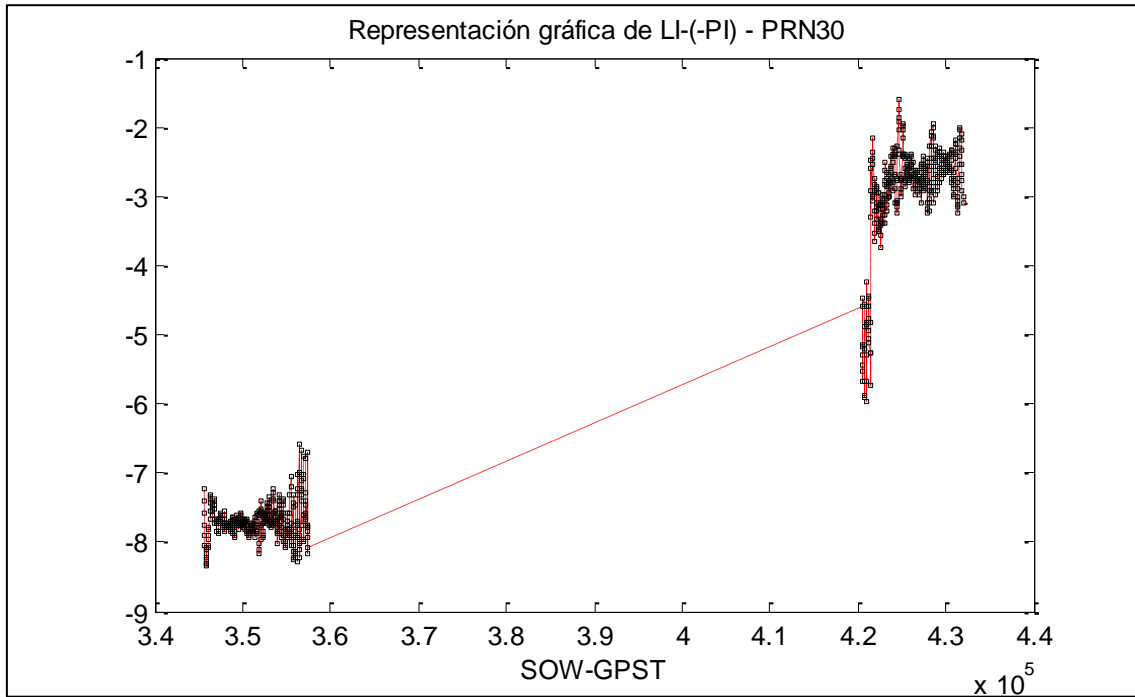


Figura 24. Figura 2\_5\_a\_4.Representación gráfica de LI-PI para PRN30

## 5.3.3. PRÁCTICA 3. Detección de saltos de ciclo. Enunciado

# PRÁCTICA 3. Detección de saltos de ciclo

<b>Objetivo</b>	<b>Partiendo de las combinaciones de las observables GPS, analizar la posibilidad de detección de saltos de ciclo.</b>
<b>Competencias</b>	Comprender el fundamento de los sistemas de posicionamiento global
<b>Fundamentos Teóricos</b>	Se trabajan mediante esta práctica las combinaciones de las observables GPS Consultar apuntes tema 5: Capítulo 2.7. Medidas de Fase. Posicionamiento mediante medida de fase Combinaciones lineales
<b>Herramientas</b>	Apuntes tema 5. (Anexo 4. Fundamentos teóricos)
<b>Ficheros</b>	AVIL096012o.txt (Se habrá generado en la práctica 2)
<b>Programas</b>	<b>ejercicio3_1.m</b>

## Desarrollo de la práctica

1. Ejecutar el script **ejercicio3\_1.m**, se extraerán las variables con las que vamos a trabajar partiendo de la información del fichero "AVIL096012o.txt". Las variables matriciales la información almacenada en el fichero ASCII. Dichas variables son:

General	GPS	GLONASS
SAT	SATG	SATR
SOW	SOWG	SOWR
L1	L1G	L1R
L2	L2G	L2R
C1	C1G	C1R
P2	P2G	P2R
C2	C2G	C2R

2. Introducir un salto de ciclo  
Extraer las observables correspondientes al satélite GPS-PRN18. Introducir un salto de ciclo (+1ciclo) en la observable L1 cuya unidad es ciclos en el segundo 5010 del día de observación (primer SOW + 5010) generando una nueva matriz para los datos de L1 alterados.  
Extraer los datos para hacer las representaciones (recortar las matrices). Extraer los datos correspondientes a los segundos 3000-8000 del día, sabiendo que la época es de 30s.

3. **L1.** Realizar una gráfica para la representación de la L1 original y la L1 alterada (con un salto de ciclo). Marcar con un punto el valor de la L1 en el momento que se produce el salto de ciclo. Las unidades para las observables deben ser ciclos. Responder a las siguientes preguntas:
- En vista del gráfico realizado, ¿se podría detectar el instante en que se produjo el salto de ciclo?
  - Calcula cuantos ciclos varía la L1 en dos épocas consecutivas, por ejemplo, entre la primera y la segunda época
  - ¿De cuánto es el salto de ciclo que se intenta detectar?

4. **L1-C1.** Realizar la representación de la combinación L1-P1 (unidad ciclos).  $\frac{(L1-P1)}{\lambda_1}$ .

Gráfica 1. Representar en un mismo gráfico la combinación con los datos no alterados y los datos alterados.

Gráfica 2. Representar solamente la combinación los datos L1 alterados.

Responder a las siguientes preguntas:

- ¿Se podría detectar de forma fiable el salto de ciclo?
  - Es constante (salvo el ruido) la diferencia entre la fase y la pseudodistancia? ¿Por qué?
  - ¿De cuantos ciclos es aproximadamente el ruido?
5. **LC-PC.** Realizar la representación de la combinación LC-PC (unidad ciclos)

$$PC = \frac{f_1^2 \cdot P1 - f_2^2 \cdot P2}{f_1^2 - f_2^2} \quad LC = \frac{f_1^2 \cdot L1 - f_2^2 \cdot L2}{f_1^2 - f_2^2}$$

$$\text{Cambio de unidad: } \frac{(LC-PC)}{\lambda_3}$$

Gráfica 1. Representar en un mismo gráfico la combinación con los datos no alterados y los datos alterados.

Gráfica 2. Representar solamente la combinación los datos L1 alterados.

Responder a las siguientes preguntas:

- ¿Se podría detectar de forma fiable el salto de ciclo?
  - Es constante (salvo el ruido) la diferencia LC-PC? ¿Por qué?
  - ¿De cuantos ciclos es aproximadamente el ruido?
6. **LW-PW.** Realiza la representación de la combinación LW-PW (unidad ciclos)

$$PW = \frac{f_1 \cdot P1 + f_2 \cdot P2}{f_1 + f_2} \quad LC = \frac{f_1 \cdot L1 - f_2 \cdot L2}{f_1 - f_2}$$

$$\text{Cambio de unidad: } \frac{(LW-PW)}{\lambda_5}$$

Gráfica 1. Representar en un mismo gráfico la combinación con los datos no alterados y los datos alterados.

Gráfica 2. Representar solamente la combinación los datos L1 alterados.

Responder a las siguientes preguntas:

- ¿Se podría detectar de forma fiable el salto de ciclo?
- Es constante (salvo el ruido) la diferencia LW-PW? ¿Por qué?
- ¿De cuantos ciclos es aproximadamente el ruido?

7. **LI-PI.** Realizar la representación de la combinación LI-PI (unidad ciclos)

$$PI = P2 - P1 \qquad LI = L1 - L2$$

$$\text{Cambio de unidad: } \frac{(LW-PW)}{\lambda_4}$$

Gráfica 1. Representar en un mismo gráfico la combinación con los datos no alterados y los datos alterados.

Gráfica 2. Representar solamente la combinación los datos L1 alterados.

Responder a las siguientes preguntas:

- ¿Se podría detectar de forma fiable el salto de ciclo?
- Es constante (salvo el ruido) la diferencia LW-PW? ¿Por qué?
- ¿De cuantos ciclos es aproximadamente el ruido?

8. **LI.** Realizar la representación de la combinación LI (unidad ciclos).

Gráfica 1. Representar en un mismo gráfico la combinación con los datos no alterados y los datos alterados.

Gráfica 2. Representar solamente la combinación los datos L1 alterados.

Responder a las siguientes preguntas:

- ¿Se podría detectar de forma fiable el salto de ciclo?
- ¿Cuánto varía la refracción ionosférica entre dos observaciones consecutivas separadas 30s (por ejemplo entre las dos primeras épocas)?



### 5.3.3.1. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO3\_1.m

El script `ejercicios 3_1.m` es semejante al script `ejercicio2_3.m`, extrae la información almacenada en el fichero de texto "avil096012o.txt". Dicha información será almacenada en una serie de variables vector-columna, de forma separada y diferenciando el sistema de posicionamiento.

Dichas variables son:

General	GPS	GLONASS
SAT	SATG	SATR
SOW	SOWG	SOWR
L1	L1G	L1R
L2	L2G	L2R
C1	C1G	C1R
P2	P2G	P2R
C2	C2G	C2R

El código del script es el siguiente:

```
%EJERCICIO 3_1. ALMACENAR EN VARIABLES LAS OBSERVACIONES

% Se extrae la información almacenada en el fichero de texto de
% observaciones. Se generan variables vector-columna para cada dato y
% diferenciando el sistema de posicionamiento.

%Variables: Lista del PRN de satélites SAT - SATG - SATR
%           Epoca SOW - SOWG - SOWR
%           Observación L1 L1G L1R (unidad ciclos)
%           Observación L2 L2G L2R (unidad ciclos)
%           Observación C1 C1G C1R (unidad metros)
%           Observación P2 P2G P2R (unidad metros)
%           Observación C2 C2G C2R (unidad metros)

%Karmele Artano

%$Revisión: 1.0 $ $Date: 2012/05/29 $

close all

MD=importdata('avil096012o.txt',' ');
%%Coger datos
%tipo de sat
ts=cell2mat(MD.textdata(:,2));
whg=find(ts(:)=='G');
```

```

whr=find(ts(:)=='R');

[r,c]=size(MD.data);
numobs=c-2;
%satelites
sat=MD.data(:,1);
%satelitesGPS (G) y GLONASS (R)
satG=sat(whg);
satR=sat(whr);
%sow
sow=MD.data(:,2);
sowG=sow(whg);
sowR=sow(whr);
%Obseables

if numobs==3
    %Todos
    L1=MD.data(:,3);
    C1=MD.data(:,5);
    %GPS
    L1G=L1(whg);
    C1G=C1(whg);
    %glonass
    L1R=L1(whr);
    C1R=C1(whr);
elseif numobs==4
    %Todos
    L1=MD.data(:,3);
    L2=MD.data(:,4);
    C1=MD.data(:,5);
    P2=MD.data(:,6);
    %GPS
    L1G=L1(whg);
    L2G=L2(whg);
    C1G=C1(whg);
    P2G=P2(whg);
    %glonass
    L1R=L1(whr);
    L2R=L2(whr);
    C1R=C1(whr);
    P2R=P2(whr);

elseif numobs==5
    %Todo
    L1=MD.data(:,3);
    L2=MD.data(:,4);
    C1=MD.data(:,5);
    P2=MD.data(:,6);
    C2=MD.data(:,7);
    %GPS
    L1G=L1(whg);
    L2G=L2(whg);
    C1G=C1(whg);
    P2G=P2(whg);
    C2G=C2(whg);
    %glonass
    L1R=L1(whr);
    L2R=L2(whr);
    C1R=C1(whr);
    P2R=P2(whr);

```

```
C2R=C2 (whr) ;
```

```
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio3_1.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

---

### 5.3.3.2. Solución

#### Apartado 1

Ejecutar [ejercicio3\\_1.m](#)

#### Apartado 2

Ver [r\\_ejercicio3\\_2.m](#) (apartado 2)

#### Apartado 3

**L1.** Ver [r\\_ejercicio3\\_2.m](#) (apartado 3). Figura 3\_3\_1

- No se puede detectar el instante en que se produce el salto de ciclo
- $\Delta L1 = L1(2) - L1(1) = -54543$  ciclos
- 1 ciclo. Entre dos observaciones consecutivas la L1 varía varios miles de ciclos, y el cycle-slip introducido es de un solo uno, por tanto no se detecta.

#### Apartado 4

**L1-P1.** Ver [r\\_ejercicio3\\_2.m](#) (apartado 4) Figura 3\_4\_1 / Figura 3\_4\_2

- Se intuye la existencia del salto de ciclo, pero no se asegura su existencia. Si nos fijamos en la figura 3\_4\_2 no se detecta, necesitaríamos la figura 3\_4\_1 para solamente intuir su existencia.
- La diferencia entre la fase y la pseudodistancia no es constante ya que con esta combinación contiene dos veces la refracción ionosférica (además de las constantes instrumentales). Dicho valor varía en el tiempo.

$$L1 - P1 = -2 \cdot \alpha + B1 - K1$$

- El ruido es más o menos de 1 a 2 ciclos

#### Apartado 5

**LC-PC.** Ver [r\\_ejercicio3\\_2.m](#) (apartado 5) Figura 3\_5\_1 / Figura 3\_5\_2

- Se intuye la existencia del salto de ciclo, pero no se asegura su existencia. Si nos fijamos en la figura 3\_5\_2 no se detecta, necesitaríamos la figura 3\_5\_1 para solamente intuir su existencia.
- La diferencia LC-PC es constante, ya que se elimina en esta combinación el efecto de la refracción ionosférica (se elimina tanto en LC como en PC).
- El ruido aproximadamente es de 4 ciclos.

**Apartado 6**

**LW-PW.** Ver [r\\_ejercicio3\\_2.m \(apartado 6\)](#) Figura 3\_6\_1 / Figura 3\_6\_2

- Se detecta el salto de ciclo
- La diferencia es constante, ya que la combinación LW-PW elimina el retardo ionosférico.
- El ruido es aproximadamente de 0.2 ciclos (sigma)

**Apartado 7**

**LI-PI.** Ver [r\\_ejercicio3\\_2.m \(apartado 7\)](#) Figura 3\_7\_1 / Figura 3\_7\_2

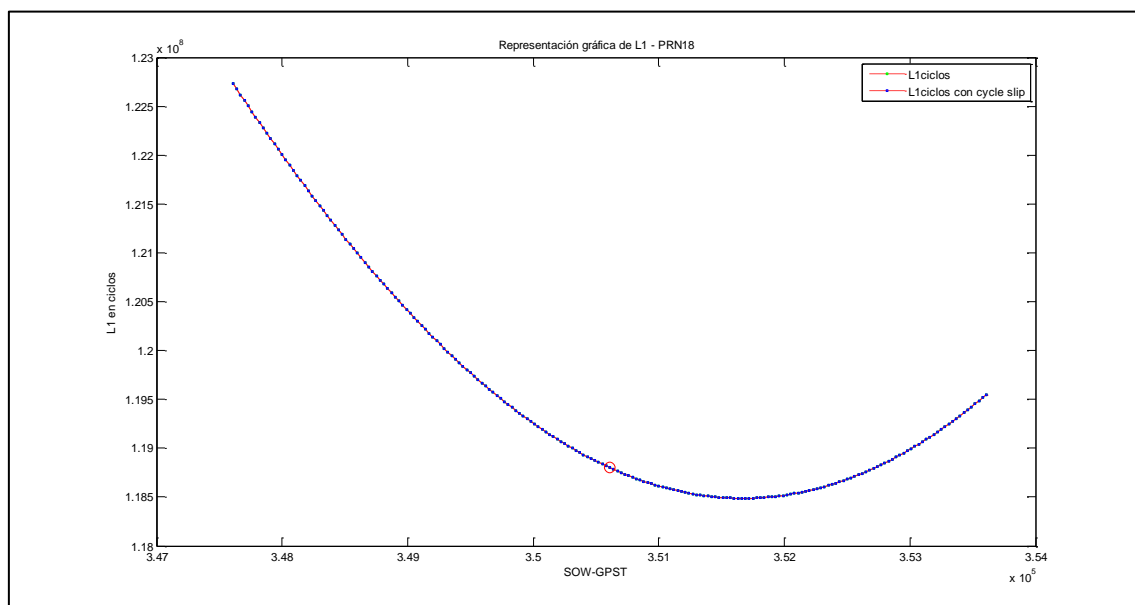
- Se intuye la existencia del salto de ciclo, pero no se asegura su existencia. Si nos fijamos en la figura 3\_7\_2 no se detecta, necesitaríamos la figura 3\_7\_1 para solamente intuir su existencia.
- La diferencia LI-PI es constante, ya que se elimina en esta combinación el efecto de la refracción ionosférica (se elimina tanto en LC como en PC).
- El ruido es aproximadamente de 3 ciclos

**Apartado 8**

**LII.** Ver [r\\_ejercicio3\\_2.m \(apartado 8\)](#)

- Se detecta el salto de ciclo
- Varia unos 30s =  $6.7554e-004$  m

## 5.3.3.2.1. Figuras



**Figura 25. Figura 3\_3\_1. Representación gráfica de L1 para PRN18**

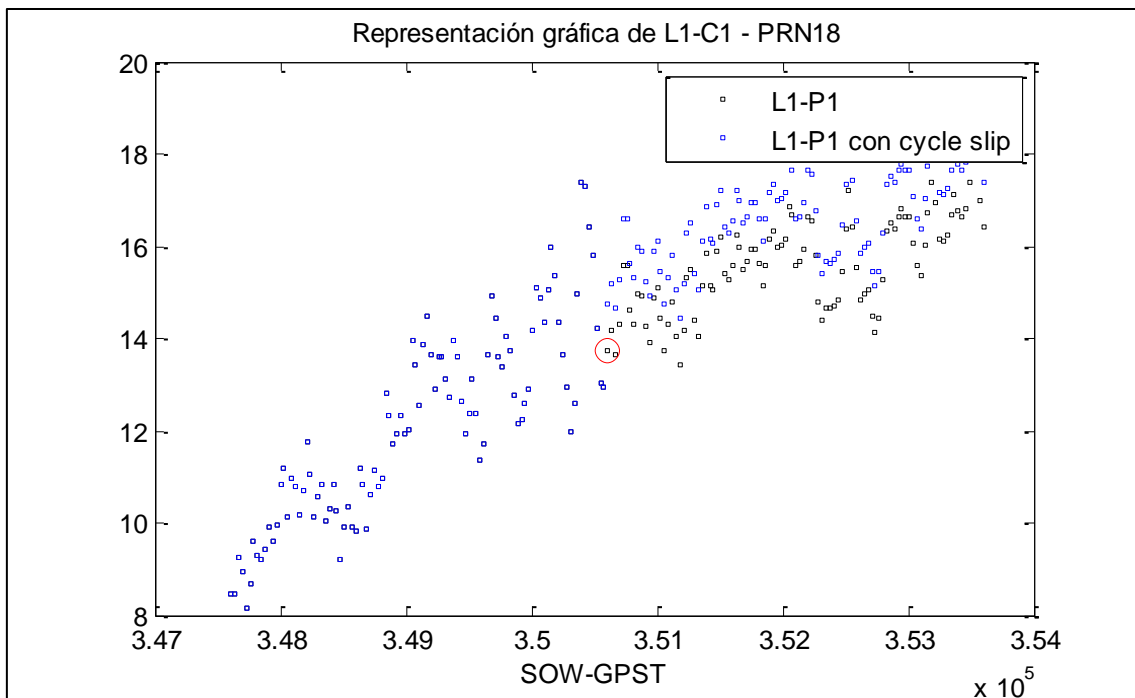


Figura 26. Figura 3\_4\_1. Representación gráfica de L1-C1 para PRN18 (datos de dos ficheros)

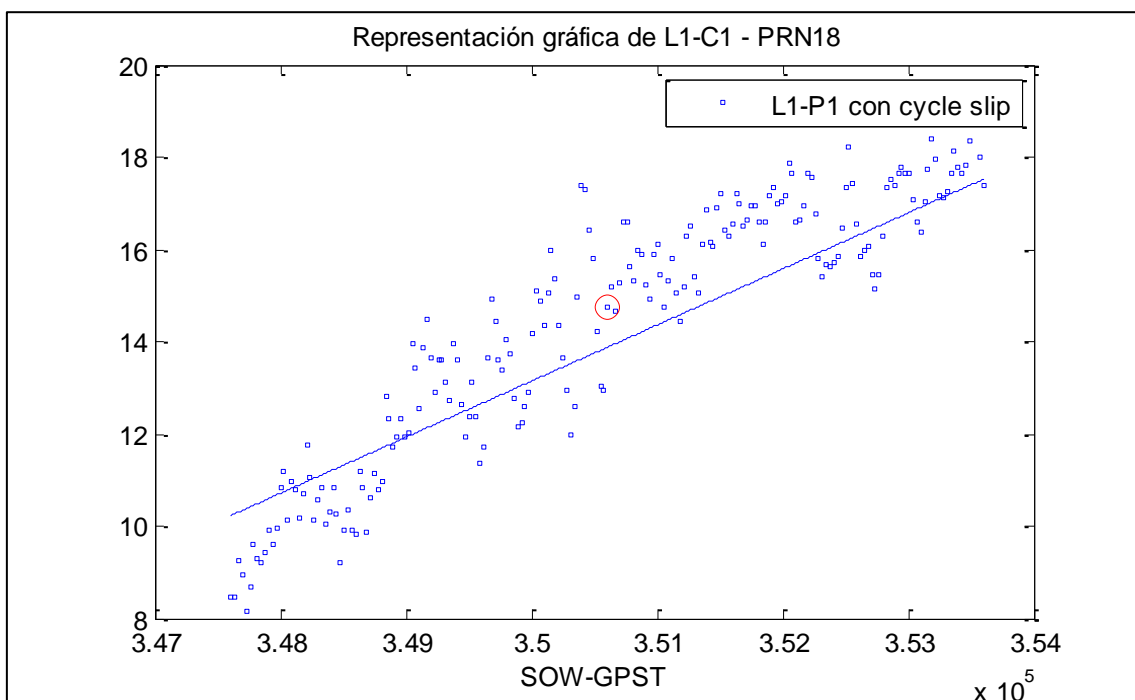


Figura 27. Figura 3\_4\_2 Representación gráfica de L1-C1 para PRN18 (datos del fichero alterado)

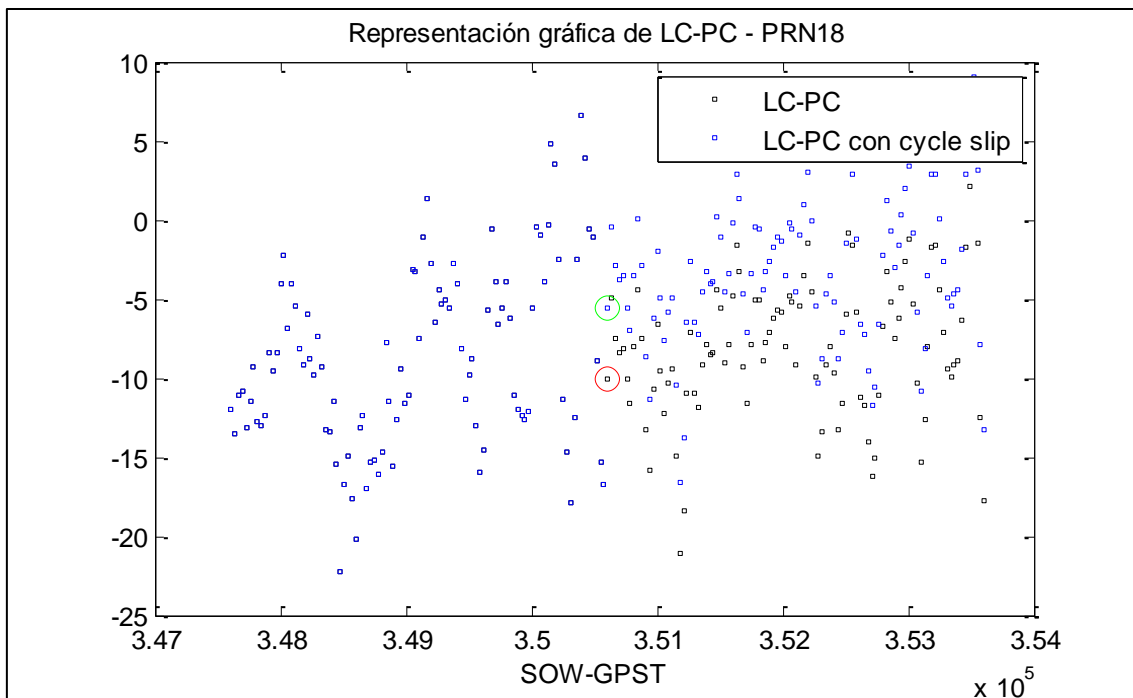


Figura 28. Figura 3\_5\_1. Representación gráfica de LC-PC para PRN18 (datos de dos ficheros)

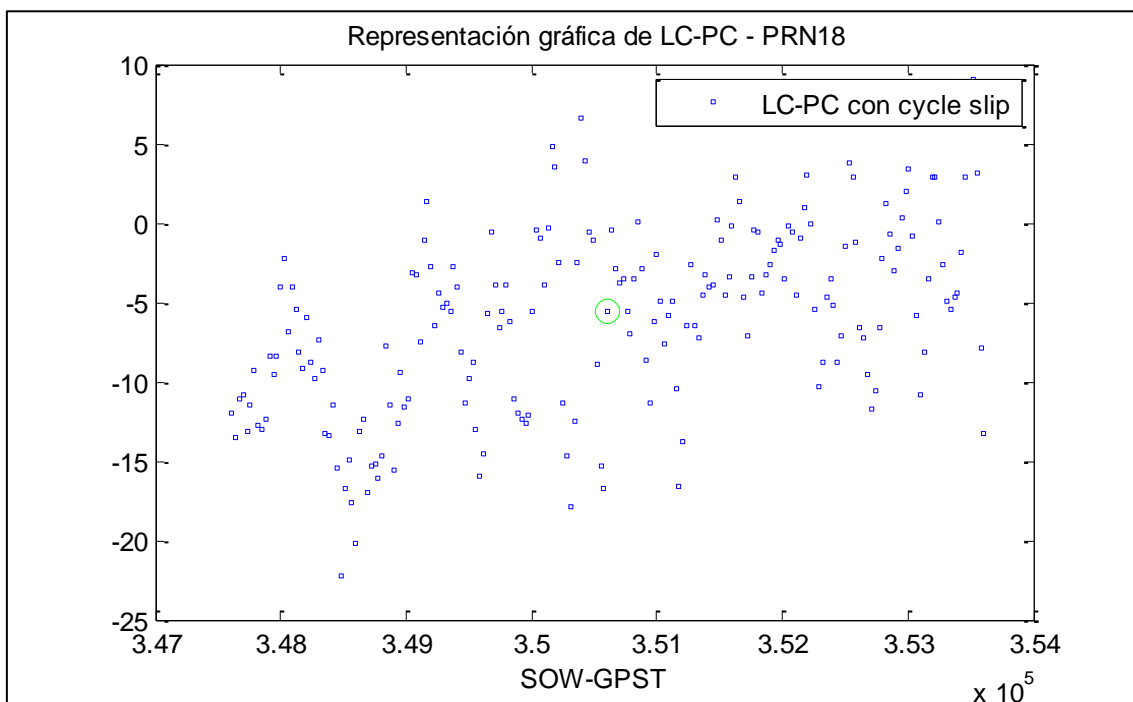


Figura 29. Figura 3\_5\_2. Representación gráfica de LC-PC para PRN18 (datos del fichero alterado)

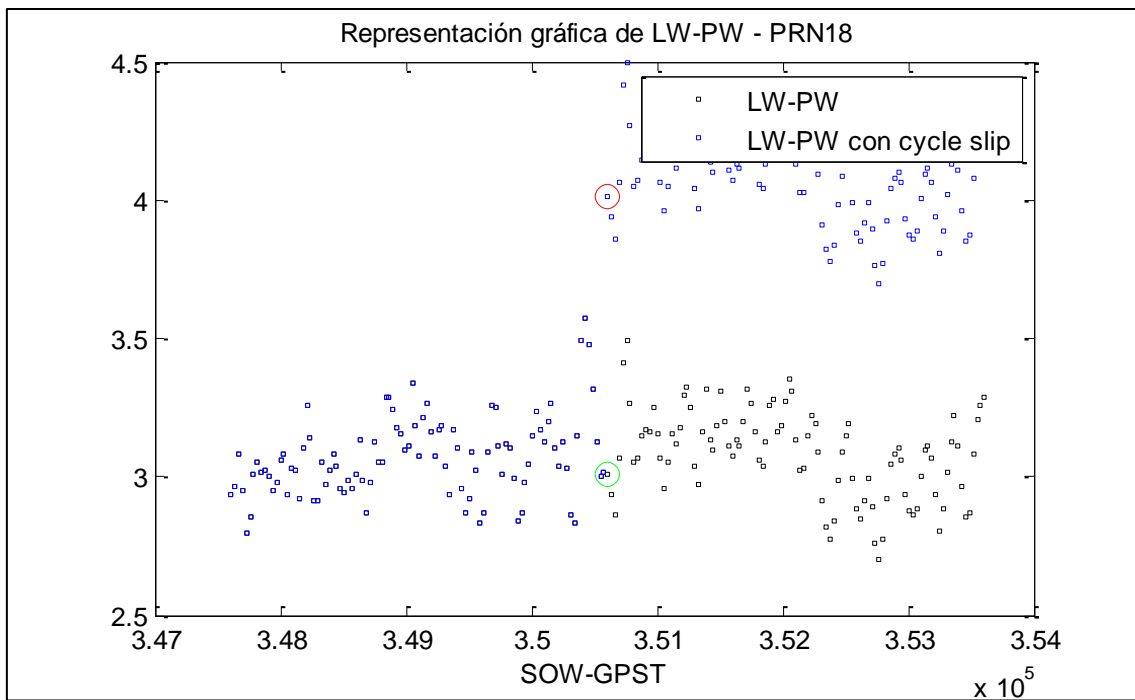


Figura 30. Figura 3\_6\_1. Representación gráfica de LW-PW para PRN18 (datos de dos ficheros)

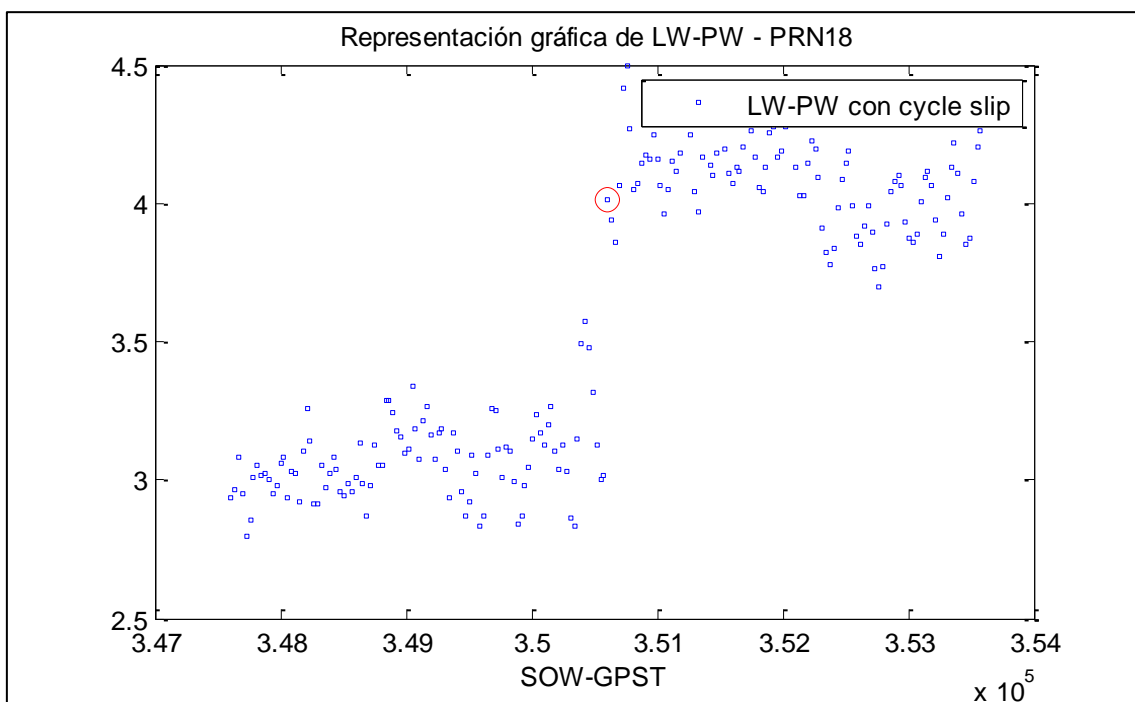


Figura 31. Figura 3\_6\_2. Representación gráfica de LW-PW para PRN18 (datos del fichero alterado)

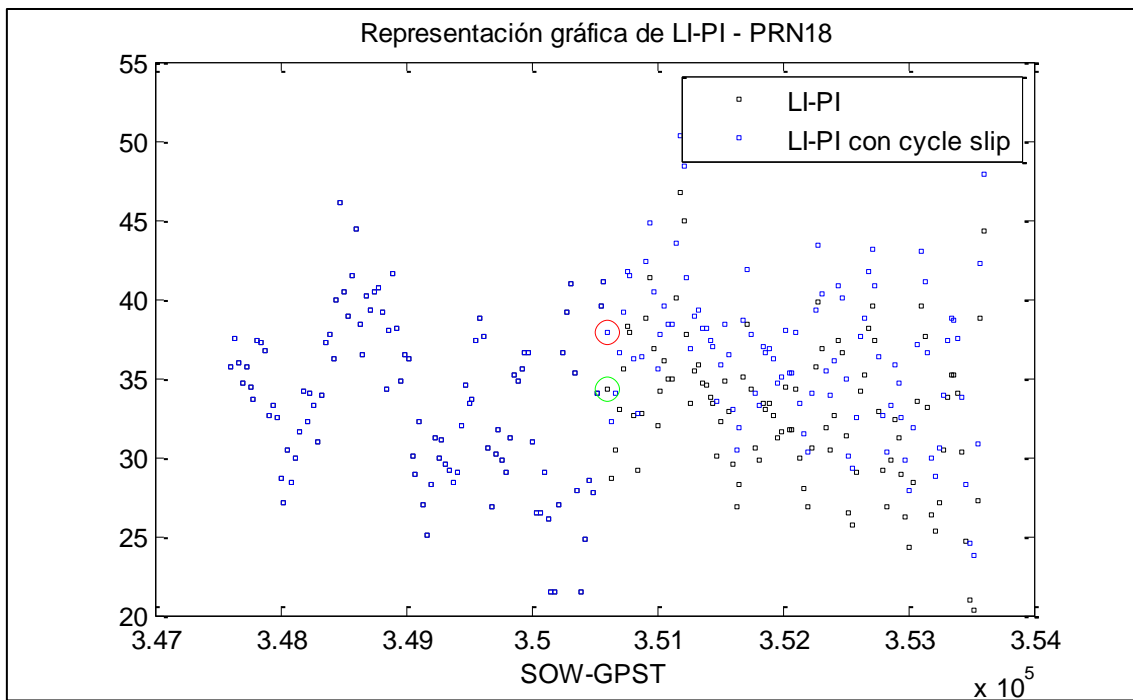


Figura 32. Figura 3\_7\_1. Representación gráfica de LI-PI para PRN18 (datos de dos ficheros)

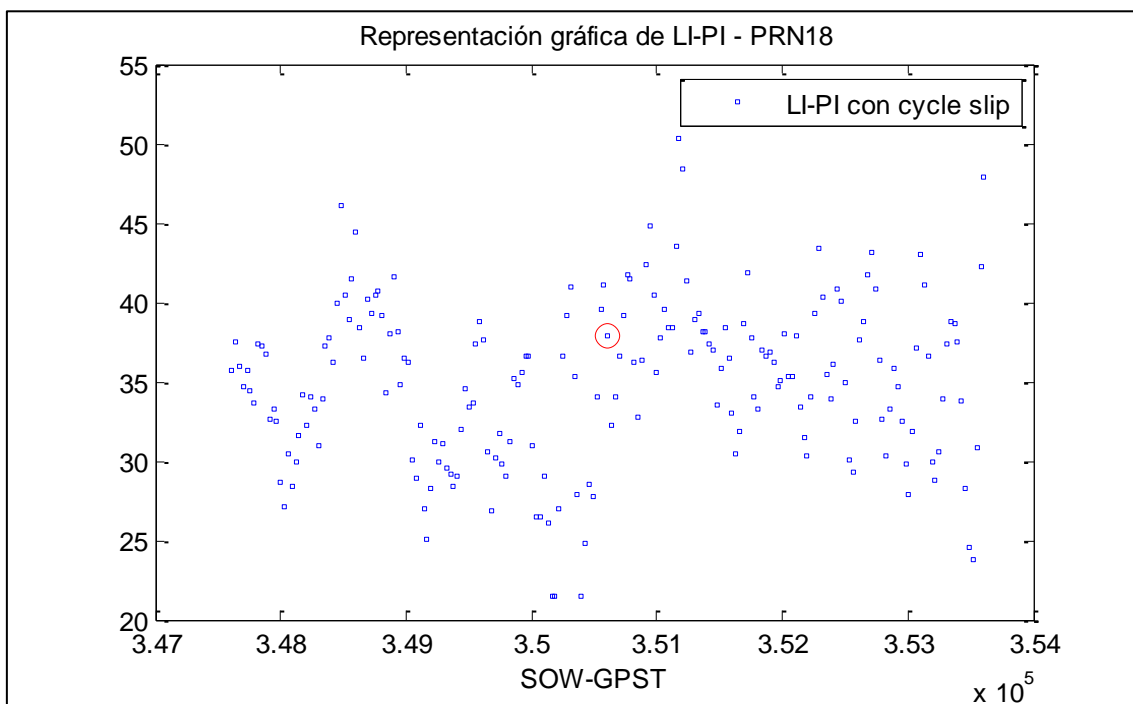


Figura 33. Figura 3\_7\_2. Representación gráfica de LI-PI para PRN18 (datos del fichero alterado)



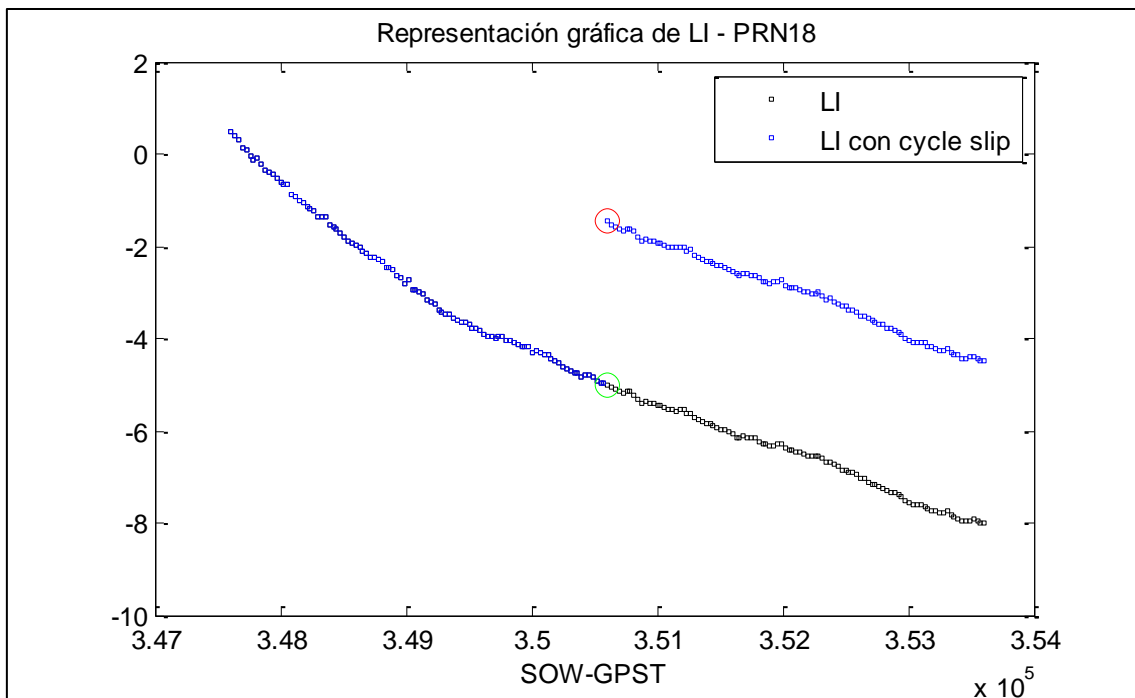


Figura 34. Figura 3\_8\_1. Representación gráfica de LI para PRN18 (datos de dos ficheros)

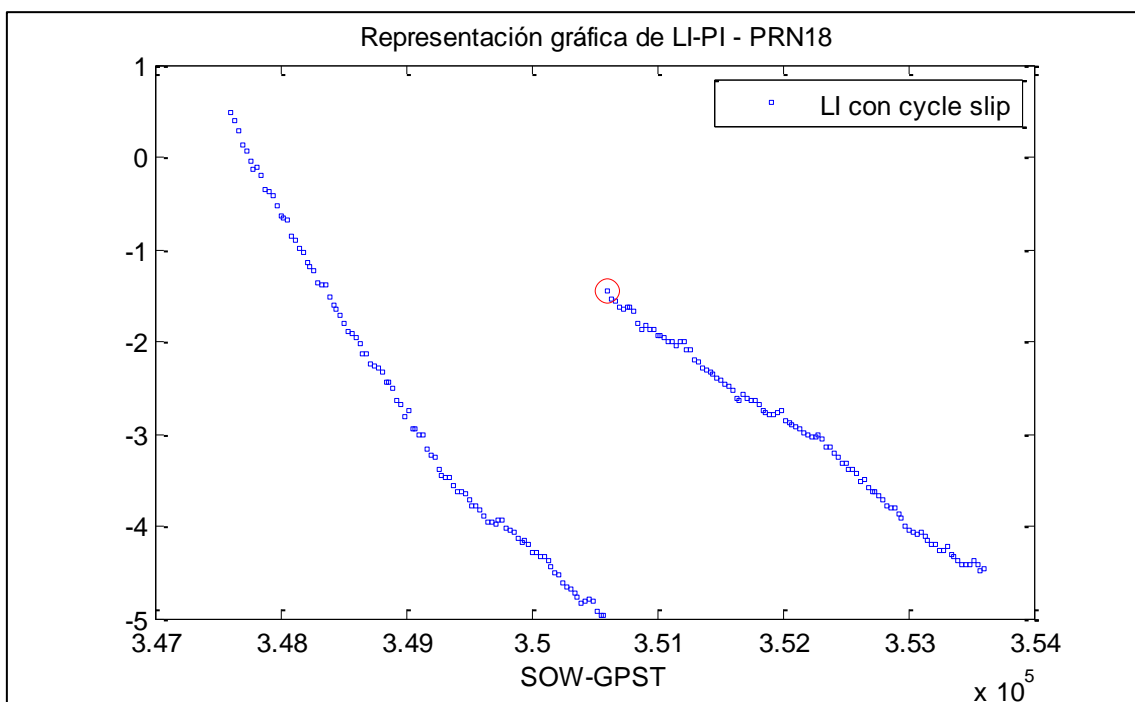


Figura 35. Figura 3\_8\_2 Representación gráfica de LI para PRN18 (datos del fichero alterado)

## 5.3.4. PRÁCTICA 4. Órbitas y relojes de los satélites. Enunciado

# PRÁCTICA 4. Órbitas y relojes de los satélites

<b>Objetivo</b>	Con los datos de efemérides extraídos del fichero de navegación obtener las coordenadas del satélite GPS en un instante determinado
<b>Competencias</b>	Comprender el fundamento de los sistemas de posicionamiento global
<b>Fundamentos Teóricos</b>	Se trabaja en este tema el movimiento de satélites artificiales, así como el cálculo de coordenadas del satélite GPS en un instante determinado en un sistema ECEF. Consultar apuntes tema 3  Consultar apuntes tema 5: Capítulo 2.3. Aspecto técnicos sistema GPS
<b>Herramientas</b>	Apuntes tema 3. (Anexo 4. Fundamentos teóricos) Apuntes tema 5. (Anexo 4. Fundamentos teóricos)
<b>Ficheros</b>	vala0960.12n avil0960.12o avil096k.12o avil096k.12n avil096k12o.txt igs16824.sp3
<b>Programas</b>	<b>Ejercicio3_1.m</b> <b>Funciones:</b> <i>Kepler2xyz.m</i> <i>satxyz.m</i> <i>rinav.m</i> <i>jd2sow.m</i> <i>cal2jd.m</i> <i>find_eph.m</i> <i>geoc2local.m</i> <i>carte3geoBR.m</i> <i>sp3.m</i>

## Desarrollo de la práctica

1. La función **kepler2xyz.m** obtiene las coordenadas geocéntricas de un satélite artificial en un sistema de referencia ligado a la Tierra (ECEF- Eje X dirección Greenwich) en un

instante determinado, partiendo de las efemérides extraídas del fichero de navegación.

- a. Analizar la función **kepler2xyz.m**
    - i. Representar gráficamente los parámetros Keplerianos.
    - ii. Nombre de las variables que en la función representan los elementos Keplerianos.
    - iii. ¿Qué es Omega?
    - iv. ¿Cómo se calcula la anomalía media M?
    - v. ¿para qué instante se calculan las coordenadas de satélite?
    - vi. ¿se aplica la corrección por el movimiento perturbado? ¿Son necesarias estas correcciones?
  - b. Realizar un script para el cálculo de las coordenadas del satélite GPS PRN04, utilizando el fichero de navegación "vala0960.12n". Tareas a realizar:
    - i. Aplicar la función **rinav.m** para extraer los datos de efemérides en una matriz.
    - ii. Aplicando la función **keplerxyz.m** calcular la posición del satélite en coordenadas cartesianas geocéntricas.
  - c. Calcular la distancia geocéntrica en kilómetros del satélite PRN04 en los distintos instantes de referencia del fichero de navegación anterior (atendiendo a las posiciones que ocupa el satélite en el día de observación 096).
    - i. ¿Cuál es el rango de variación que se observa?
    - ii. Calcular la variación relativa  $\frac{r_{max}-r_{min}}{r_{min}} \times 100$
    - iii. Representa gráficamente las distancias geocéntricas obtenidas.
2. **Posición del satélite.** La función **satxyz.m** calcula la posición de un satélite artificial en WGS84 para un instante determinado teniendo en cuenta el movimiento perturbado.
- a. Partiendo del fichero de observación "avil096k.12o" y el fichero de navegación "avil096k.12on", calcular la posiciones de los satélites GPS en la primera época. Realizar un script con las siguientes tareas:
    - i. Consultar en el fichero de observación los satélites GPS correspondientes a la primera época de observación y generar un vector con los números de prn correspondientes.
    - ii. Calcular el sow correspondiente a la primera época. La función **jd2sow.m** permite transformar la época del formato juliano a sow y la función **cal2jd.m** permite calcular obtiene la fecha juliana.
    - iii. Aplicar la función **rinav.m** para extraer los datos de efemérides en una matriz.
    - iv. Aplicando la función **satxyz.m** calcular la posición del satélite en coordenadas cartesianas geocéntricas. La función **find\_eph.m** extrae las efemérides siendo el toe( time of ephemeris) más cercano a la época de observación.

- b. [\*] Partiendo del fichero de observación "avil0960.12o" y el fichero de navegación "vala0960.12n", calcular las posiciones del satélite prn27, durante la observación. Realizar un script con las siguientes tareas:
- i. Extraer del fichero de observación las épocas correspondientes al satélite prn 27. El script utilizado en el ejercicio 3.1. (**ejercicio3\_1.m**), genera las variables con los datos de observación, siendo la variable `sowG` la que se va a utilizar en este ejercicio. Por tanto, de las variables `satG` y `sowG` extraer los datos correspondientes al satélite prn27.
  - ii. Generar la variable de datos de efemérides (función **rinav.m**)
  - iii. Calcular las posiciones XYZ del satélite prn27 (función **satxyz.m**) teniendo en cuenta que a función **find\_eph.m** extrae las efemérides siendo el `toe` (time of ephemeris) más cercano a la época de observación. Matriz de posición del satélite de 3 filas y n columnas
  - iv. Generar una variable con los parámetros de reloj. Generar una matriz con los parámetros de corrección del reloj del satélite prn27 (`toc`, `a0`, `a1`, `a2`). Matriz de parámetros del reloj, cuatro filas y n columnas
  - v. Representar gráficamente la variación de la distancia geocéntrica del satélite prn27.
  - vi. Representar gráficamente (plot3) el recorrido realizado por el satélite prn27 (representar la posición de Ávila  
Ávila( $X=4830657.5088, Y=-395397.6158, Z=4133872.9393$ ))
  - vii. Calcular la elevación del satélite prn27. La función **geoc2local.m** transforma coordenadas cartesianas geocéntricas en coordenadas locales geodésicas (cartesianas: Este, Norte, altura Esféricas: acimut, elevación, distancia).
  - viii. Representar gráficamente la evolución de dicha elevación.
3. **Diferencias entre las efemérides transmitidas y las efemérides precisas.** Partiendo de los resultados obtenidos en el apartado 2b (Matriz de posición del satélite y matriz de parámetros de reloj), calcular las diferencias entre la posición obtenida con las efemérides transmitidas y la posición del satélite según las efemérides precisas.
- a. El fichero de efemérides precisas correspondiente al día de observación 096 de la semana 1682: `igs16824.sp3` Ver detalles del formato de efemérides precisas: <ftp://igscb.jpl.nasa.gov/pub/data/format/sp3c.txt> [20]. Responder a las siguientes cuestiones:
    - i. ¿Cuáles son los datos correspondientes a la época 2012 4 5 0 0 0.00000000 del satélite GPS prn1?
    - ii. ¿Cada cuánto se dan las coordenadas de los satélites y estado del reloj de satélite?
    - iii. ¿En qué unidades se encuentran las coordenadas y el estado del reloj del satélite?

- b. Realizar un script con las siguientes tareas:
- i. Extraer en una matriz los datos correspondientes al fichero igs16824.sp3. La función **sp3.m** genera una matriz SP3 con los siguientes datos correspondientes a las columnas de la matriz: prn, sow, X, Y, Z, dt.
  - ii. Extraer de la matriz anterior datos correspondientes al satélite prn27.
  - iii. Generar una matriz con la posición del satélite prn27 junto con los parámetros de reloj. Columnas de la matriz: sow, X, Y, Z, toc, a0, a1, a2
  - iv. Extraer de esta matriz los datos de las épocas coincidentes con las de las efemérides precisas (cada 15 minutos).
  - v. Calcular las diferencias en X, Y, Z, y en distancia.
  - vi. Representar gráficamente estas diferencias. ¿De qué orden son estas diferencias?
  - vii. Calcular la corrección del reloj del satélites utilizando los parámetros correspondientes de las efemérides transmitidas en las épocas de los datos de las efemérides precisas (cada 15 minutos)
  - viii. Representar gráficamente estas diferencias en microsegundos y en metros. ¿De qué orden son estas diferencias?

### 5.3.4.1. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio.

Para el desarrollo de este ejercicio se han elaborado las siguientes funciones:

- *kepler2xyz.m*
- *satxyz.m*
- *jd2sow.m*
- *cal2jd.m*
- *find\_eph.m*
- *geoc2local.m*
- *carte2geoBR.m*
- *sp3.m*

#### 5.3.4.1.1. Descripción de la función *kepler2xyz.m*

Esta función calcula la posición XYZ del satélite a partir de los elementos keplerianos (no se considera el movimiento perturbado). La matriz *Eph* contiene todos los datos relativos a las efemérides, del cual se van a extraer únicamente los parámetros Keplerianos:

- a: semieje mayor
- e: excentricidad
- i: inclinación
- $\Omega$ : Longitud del nodo ascendente
- $\omega$ : argumento del perigeo
- M: anomalía media

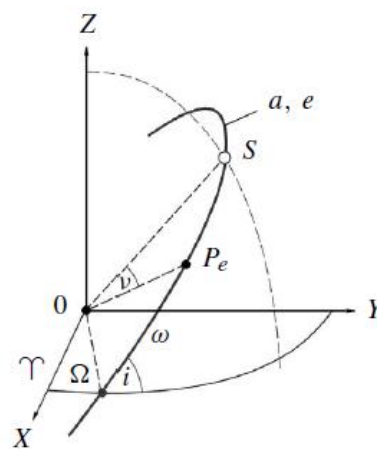


Figura 36. Elementos Keplerianos

Se calcula la posición ECEF del satélite en el instante de época de referencia de las efemérides (fila 21 de Eph). Por tanto, el algoritmo es sencillo.

En primer lugar se calcula la anomalía excéntrica, partiendo de la anomalía media, mediante un proceso iterativo (la solución converge muy rápido, debido a que la excentricidad de la órbita tiene un valor pequeño).

$$E_0 = M$$

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

Se calcula la anomalía verdadera:

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

Se calcula la distancia r:

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

Se calcula el ángulo u

$$u = v + \omega$$

Matrices de rotación:

- $R_u$ : Rotación alrededor de  $\vec{e}_3$ , ángulo “-u”.
- $R_i$ : Rotación alrededor de  $\vec{e}_1$  ángulo “-i”.
- $R_\Omega$ : Rotación alrededor de  $\vec{e}_3$  ángulo “- $\Omega$ ”.

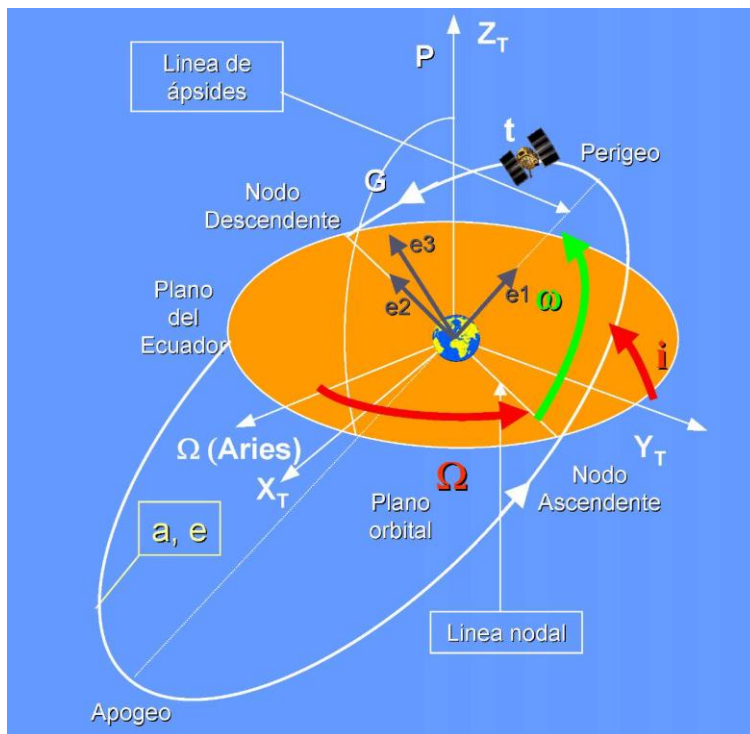


Figura 37. Paso de un sistema orbital a un sistema centrado en la Tierra

Se calcula la posición del satélite en el sistema ECEF:

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

Función kepler2xyz.m	
Variables INPUT	Variables OUTPUT
<i>Eph</i> : matriz de efemérides	<i>Xsat</i> : matriz de posición del satélite

### 5.3.4.1.2. Descripción de la función **satxyz.m**

Esta función calcula las coordenadas cartesianas geocéntricas X,Y,Z de un satélite para una época t, partiendo de los datos de efemérides almacenados en la variable matriz *Eph*. El algoritmo utilizado estandarizado publicado en el documento GPS/SPS-SS [14].

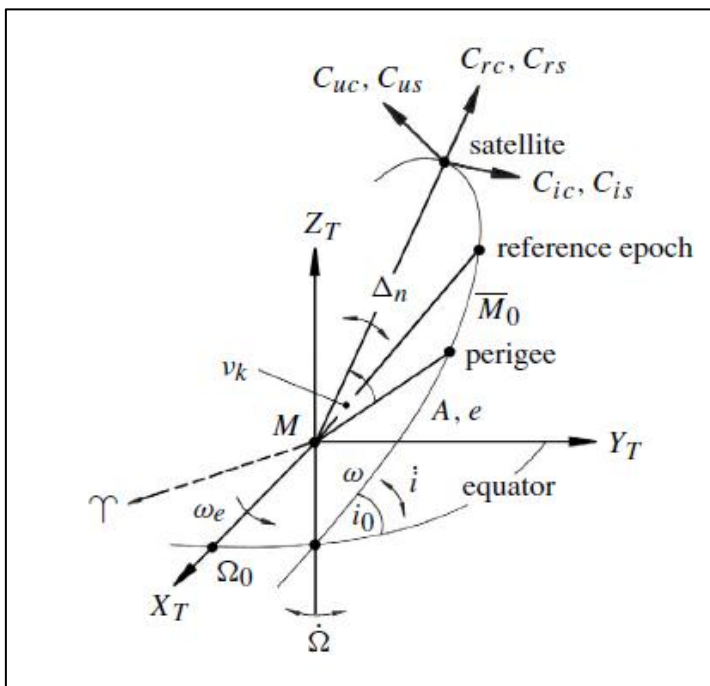


Figura 38. Elementos keplerianos y parámetros del movimiento perturbado. [Fuente: Seeber [4]]



$$GM = 3.986005 \cdot 10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2$$

$$\omega_e = 7.292115 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$$

$$A = (\sqrt{A})^2 \quad \text{Semi-major axis,}$$

$$n_0 = \sqrt{\frac{GM}{A^3}} \quad \text{Computed mean motion,}$$

$$n = n_0 + \Delta n \quad \text{Corrected mean motion, and}$$

$$\overline{M}_k = \overline{M}_0 + nt_k \quad \text{Mean anomaly.}$$

$$E_0 = \overline{M}, \quad E_i = \overline{M} + e \sin E_{i-1}, \quad i = 1, 2, 3, \dots$$

$$\cos v_k = \frac{\cos E_k - e}{1 - e \cos E_k} \quad \text{True anomaly,}$$

$$\sin v_k = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E_k}{1 - e \cos E_k} \quad \text{True anomaly,}$$

$$\Phi_k = v_k + \omega \quad \text{Argument of latitude,}$$

$$\delta u_k = C_{uc} \cos 2\Phi_k + C_{us} \sin 2\Phi_k \quad \text{Argument of latitude correction,}$$

$$\delta r_k = C_{rc} \cos 2\Phi_k + C_{rs} \sin 2\Phi_k \quad \text{Radius correction,}$$

$$\delta i_k = C_{ic} \cos 2\Phi_k + C_{is} \sin 2\Phi_k \quad \text{Inclination correction,}$$

$$u_k = \Phi_k + \delta u_k \quad \text{Corrected argument of latitude,}$$

$$r_k = A(1 - e \cos E_k) + \delta r_k \quad \text{Corrected radius,}$$

$$i_k = i_0 + \dot{i}t_k + \delta i_k \quad \text{Corrected inclination,}$$

$$X'_k = r_k \cos u_k \quad \text{Position in the orbital plane,}$$

$$Y'_k = r_k \sin u_k \quad \text{Position in the orbital plane,}$$

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_e)t_k - \omega_e t_{0e} \quad \text{Corrected longitude of ascending node,}$$

$$X_k = X'_k \cos \Omega_k - Y'_k \sin \Omega_k \cos i_k \quad \text{Earth fixed geocentric satellite coordinates,}$$

$$Y_k = X'_k \sin \Omega_k + Y'_k \cos \Omega_k \cos i_k \quad \text{Earth fixed geocentric satellite coordinates,}$$

$$Z_k = Y'_k \sin i_k \quad \text{Earth fixed geocentric satellite coordinates.}$$

Figura 39. Algoritmo estandarizado para el cálculo de la posición del satélite [Fuente: Seeber [4]]

Función kepler2xyz.m	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>Eph</i> : matriz de efemérides <i>t</i> : época en formato sow	<i>Xsat</i> : matriz de posición del satélite

#### 5.3.4.1.3. Descripción de la función **find\_eph.m**

Esta función encuentra la columna adecuada de la matriz de efemérides. Las efemérides más adecuadas para la época de entrada serán aquellas que más se acercan temporalmente a la época de referencia. Esta función ha sido modificada de la original de Kai Borre, ya que en ella se contemplaba únicamente aquellas efemérides posteriores a la época de referencia y nunca anteriores. La validez de las efemérides se consideran entre dos horas antes y después de la época de referencia, por lo que se ha considerado adecuado modificar la función inicial.

Función find_eph.m	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>Eph</i> : matriz de efemérides <i>Sv</i> : identificador (número) de satélite <i>time</i> : época en formato sow	<i>icol</i> : número de columna en la que se encuentran las efemérides del satélite <i>sv</i> más cercanas a <i>time</i>

#### 5.3.4.1.4. Descripción de la función **geoc2local.m**

Transforma coordenadas cartesianas geocéntricas en coordenadas locales geodésicas, por lo que se calcula la elevación, acimut y distancia espacial del vector satélite-estación.

$$\begin{pmatrix} X_{ij} \\ Y_{ij} \\ Z_{ij} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin \lambda_i & -\sin \varphi_i \cos \lambda_i & \cos \varphi_i \cos \lambda_i \\ \cos \lambda_i & -\sin \varphi_i \sin \lambda_i & \cos \varphi_i \sin \lambda_i \\ 0 & \cos \varphi_i & \sin \varphi_i \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_{ij} \\ y_{ij} \\ z_{ij} \end{pmatrix}_G$$

$$\alpha_{ij} = \arctg \left( \frac{x_{ij}}{y_{ij}} \right) \text{ - Acimut}$$

$$\beta_{ij} = \arcsen \left( \frac{z_{ij}}{D_{ij}} \right) \text{ - Elevación}$$

$$D_{ij} = \sqrt{x_{ij}^2 + y_{ij}^2 + z_{ij}^2} \text{ - Distancia _ Espacial}$$

Función geoc2local.m	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>POSXYZi</i> : Coordenadas XYZ del punto inicial del vector a transformar	<i>POSENh</i> : Coordenadas cartesianas locales geodésicas (este, norte altura elipsoidal)
<i>POSXYZf</i> : Coordenadas XYZ del punto final del vector a transformar	<i>POSalfabetaD</i> : Coordenadas polares locales geodésicas (alfa:acimut, beta:elevación, D:distancia Espacial)

#### 5.3.4.1.5. Descripción de la función **carte2geoBR.m**

Esta función realiza la transformación de un sistema de coordenadas cartesiano geocéntrico a un sistema de coordenadas geodésico. El algoritmo que se utiliza no es iterativo, sino directo; es el algoritmo de BOWRING.

$$\phi = \arctg \frac{Z + e'^2 \cdot b \cdot \text{sen}^3 \vartheta}{p - e'^2 \cdot a \cdot \text{cos}^3 \vartheta}$$

$$\lambda = \arctg \frac{Y}{X}$$

$$h = \frac{p}{\cos \phi} - N$$

$$\vartheta = \arctg \left( \frac{Za}{pb} \right)$$

$$e'^2 = \frac{a^2 - b^2}{b^2}$$

$$p = \sqrt{X^2 + Y^2}$$

Función carte2geoBR.m	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>X, Y, Z</i> : Coordenadas cartesianas geocéntricas	<i>Lat</i> : latitud geodésica
<i>a, df</i> : Elipsoide. Semieje mayor y denominador del aplanamiento	<i>Lon</i> : longitud geodésica
	<i>h</i> : altitud elipsoidal

#### 5.3.4.1.6. Descripción de la función **sp3.m**

La función **sp3.m** genera una matriz con los datos del fichero de efemérides precisas. El fichero de efemérides precisas se ha descargado de la página web de IGS [20]. El producto escogido son las efemérides precisas, con una latencia de 14 días, correspondientes al día de observación 096 de la semana 1682.

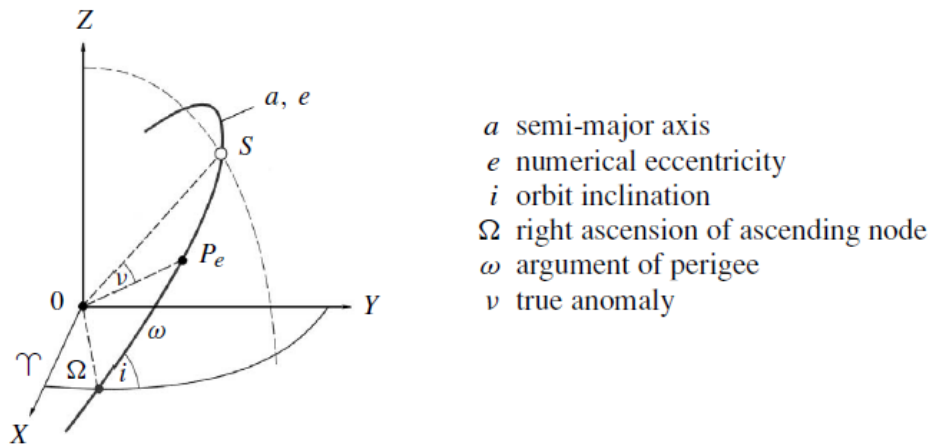
De dicho fichero se extrae la información lista de los PRN de los satélites, *sow*, coordenadas *X*, *Y* y *Z* y las correcciones del reloj de satélite, información que se registra en la matriz *SP3*. Las coordenadas cartesianas se refieren al sistema de referencia IGS08 [17][20].

Función sp3.m	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>fid</i> : nombre del fichero de efemérides precisas IGS	<i>SP3</i> : matriz con los siguientes datos ( <i>sat sow X Y Z clock</i> )

### 5.3.4.2. Solución

#### Apartado 1

a. i. Gráfica de los parámetro Keplerianos



- $a$  semi-major axis
- $e$  numerical eccentricity
- $i$  orbit inclination
- $\Omega$  right ascension of ascending node
- $\omega$  argument of perigee
- $\nu$  true anomaly

40.Figura. Parámetros orbitales [Seeber [4]]

a.ii. Variables:

- M0 = Anomalía media
- roota = raíz cuadrada del semieje mayor de la órbita
- ecc = excentricidad de órbita
- omega = argumento del perigeo
- i0 = inclinación
- Omega0 = ascensión recta del nodo ascendente /longitud del nodo ascendente

E = anomalía verdadera

a.iii. Omega0 = ascensión recta del nodo ascendente /longitud del nodo ascendente. Aunque los parámetros Keplerianos se refieren a la ascensión recta del nodo ascendente en el sistema GPS las efemérides transmitidas sustituyen este valor por la longitud del nodo ascendente, de modo que la transformación a un sistema de referencia terrestre es automática, eje X dirección Greenwich.

a.iv. Es un proceso iterativo que comienza  $E=M$  para poder posteriormente calcular la siguiente expresión:  $\bar{M} = E - e \cdot \sin E$ . Se acepta la solución cuando converge en una magnitud de  $10^{-12}$  (convergencia que se consigue en menos de 10 iteraciones)

a.v. Las coordenadas se calculan para la época de referencia de efemérides (toe)

a.vi. No, se consideran únicamente los parámetros keplerianos. Siendo la época para la que se calculan las efemérides la época toe, no afecta el movimiento perturbado.

b. Ver [r\\_ejercicio 4\\_1.m](#)

c.i. Distancia mínima en km.... 26305

Distancia máxima en km.... 26814

Rango de distancia en km.... 508

c.ii. Porcentaje de rango de distancia....1.93

c.iii. Figura 4\_1\_c\_iii

**Apartado 2**a. Ver [r\\_ejercicio 4\\_2a.m](#)

a.i. Satélites observados en la primera época [10 8 23 13 17 4 7 2 20]

a.ii. sow: 381600

a.iii. Eph

a.iv. Xsat

12310579,5900230	24129951,4549289	11067094,7471160	18138329,2978950	21219750,7762235
-10782864,1029625	-23636,1233913181	10471275,5086441	771569,712044593	-13311603,0861777
20595633,9084300	-11669446,7408305	21781738,0364037	19273875,9530893	-8287279,97296466

18073382,5012447	25820000,1477508	5518530,16635758	14452818,5977151
-8906250,71012440	6736423,55261530	-14850346,7030288	20408237,3383500
17215471,4799775	839482,358909827	21397889,7312401	8888798,37303668

b.Ver [r\\_ejercicio4\\_2b.m](#). figuras: figura 4\_2\_b\_v / figura 4\_2\_b\_vii/ figura 4\_2\_b\_vii**Apartado 3**3.a.i. PG01 -1463.814664 -15373.543666 -21616.903981 243.830359 10 8  
7 143

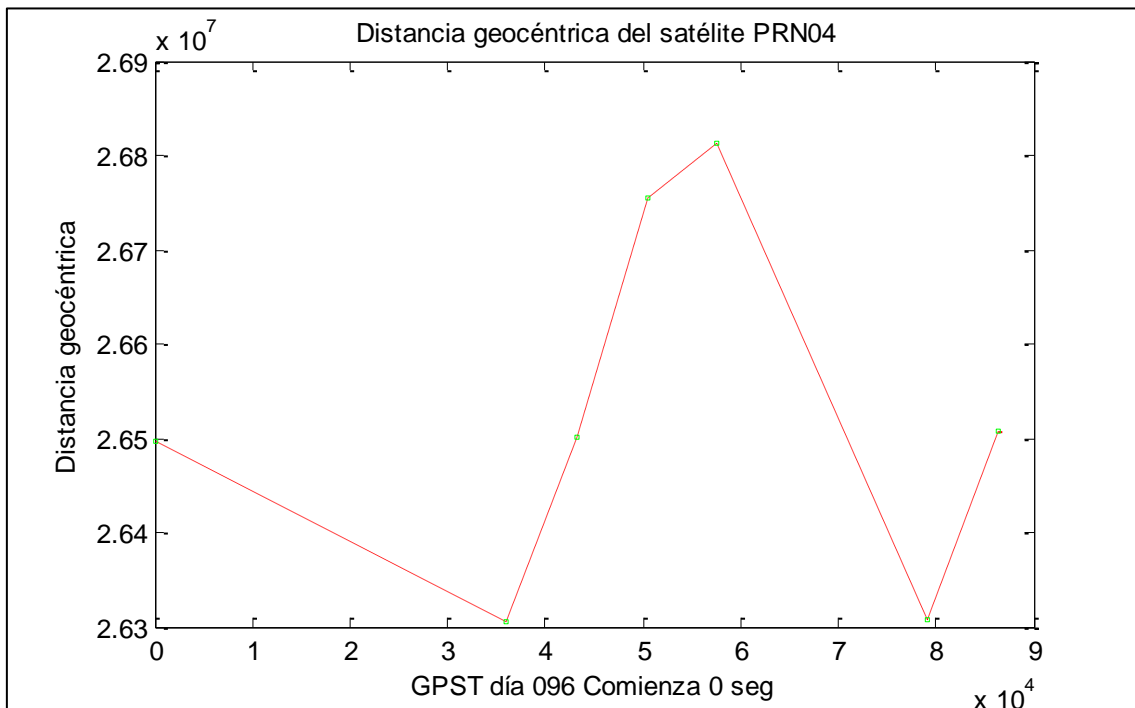
3.a.ii. 15 minutos

3.a.iii. En kilómetros las coordenadas y en microsegundos el estado del reloj

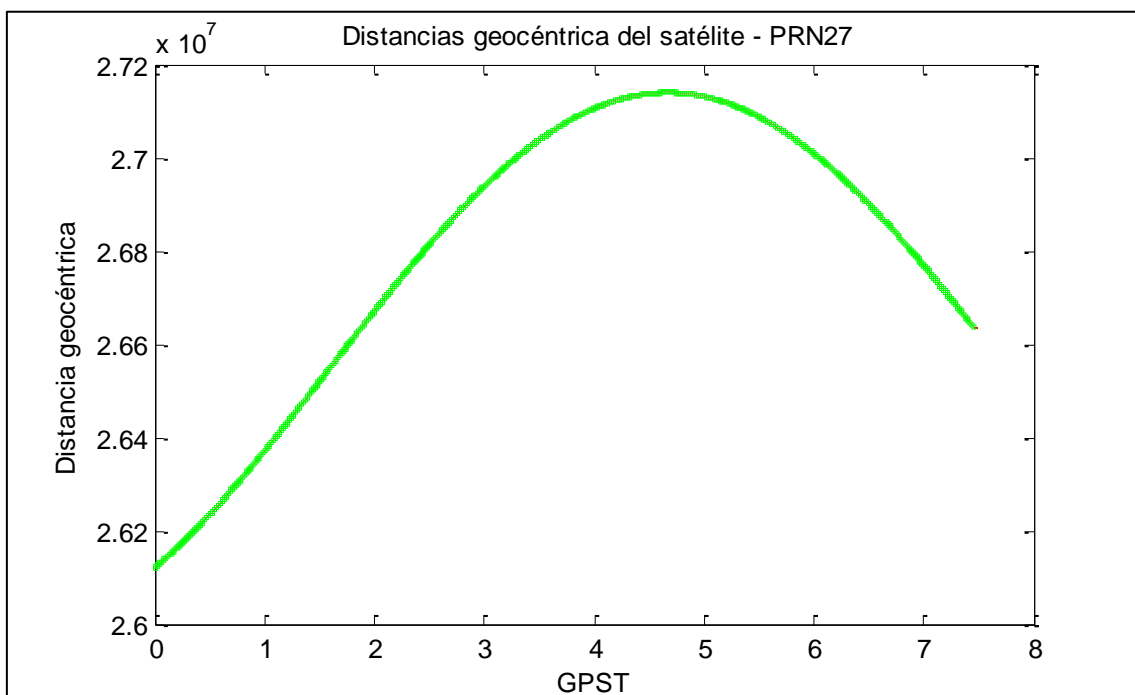
3.b.Ver [r\\_ejercicio4\\_3b.m](#) Figuras: 4\_3\_b\_vi /4\_3\_b\_viii1 / /4\_3\_b\_viii2 3.b.vi. Según el gráfico son de alrededor de 1 m – 4 m<sup>9</sup>.

<sup>9</sup> Hay que tener en cuenta que las efemérides precisas posicionan el satélite en el marco de referencia IGS08, y que con las coordenadas obtenidas con las efemérides transmitidas se refieren al sistema WGS84. No se tiene en cuenta el salto entre ambos sistemas (aunque los sistemas están alineados la época de referencia no coincide).

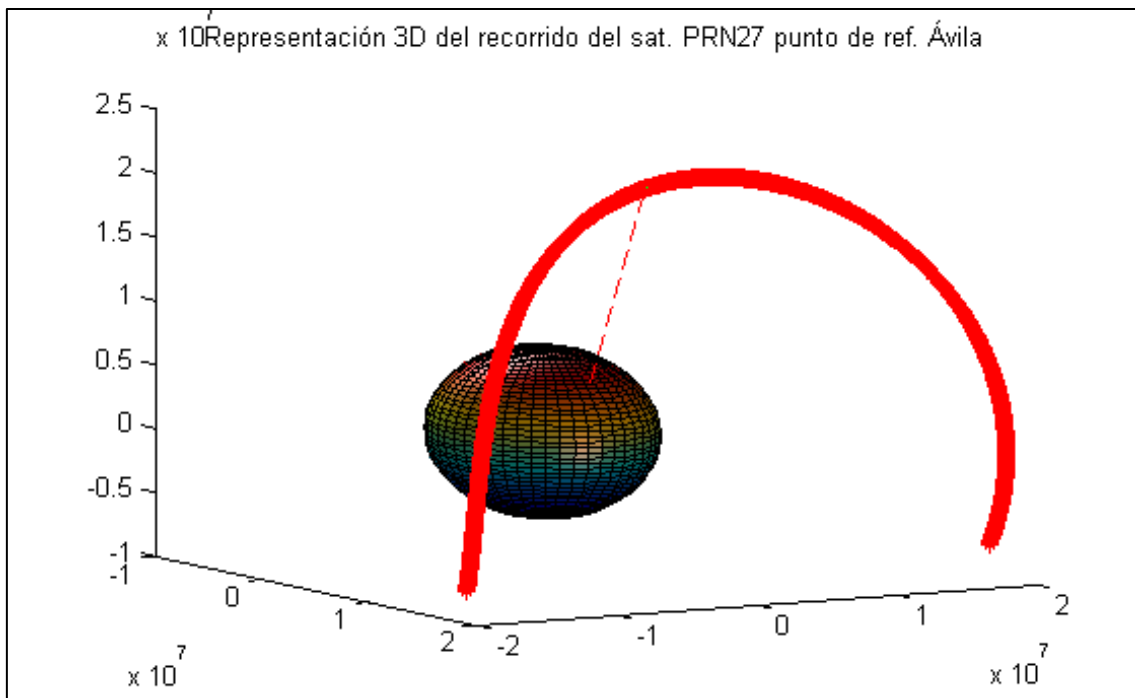
## 5.3.4.3. Figuras



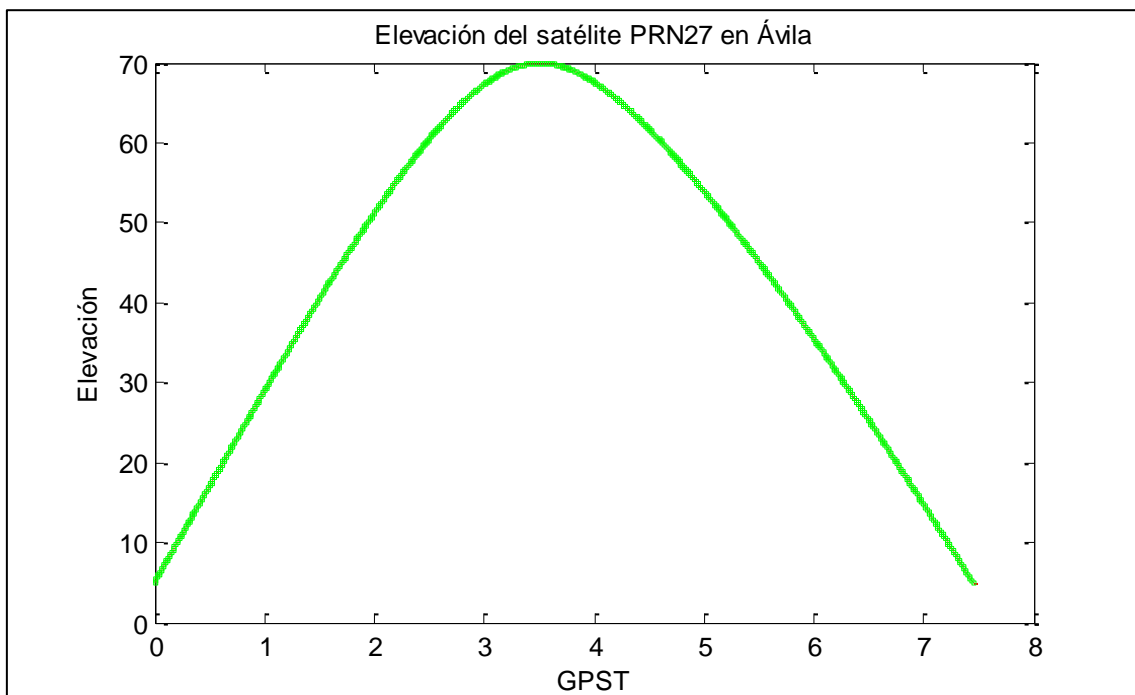
41. Figura 4\_c\_iii. Representación gráfica de la distancia geocéntrica del satélite PRN04



42. Figura 4\_2\_b\_v. Representación gráfica de la distancia geocéntrica del satélite PRN27

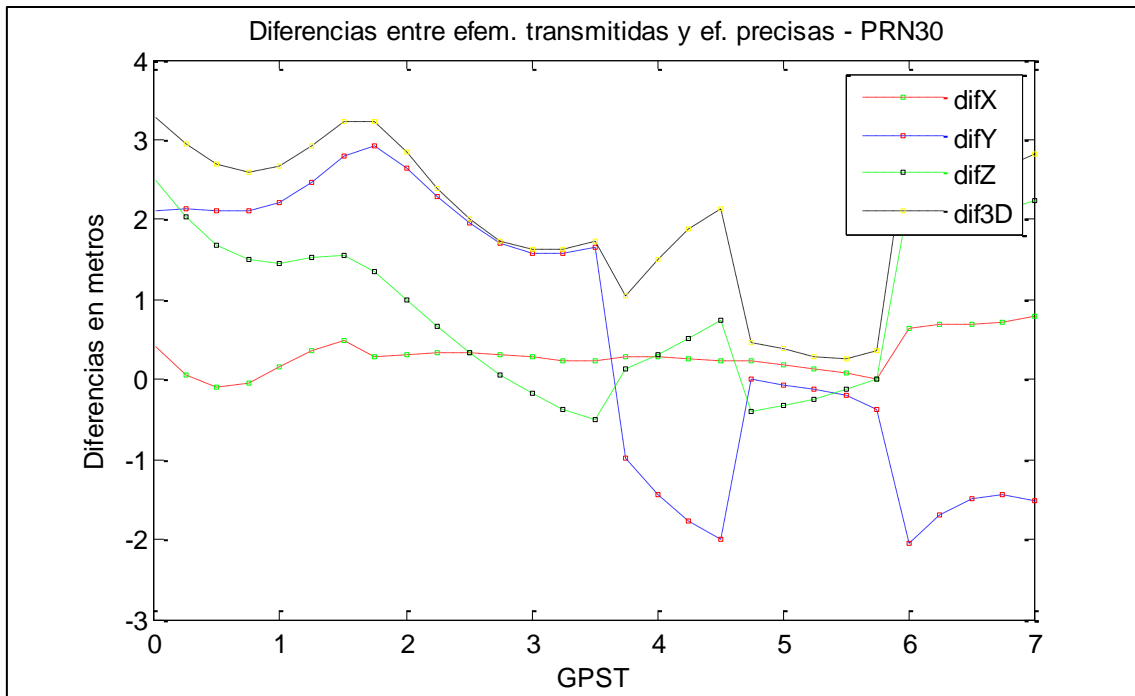


43. Figura 4\_2\_b\_vi. Representación 3D del recorrido del satélite PRN27 desde el punto de referencia en Ávila

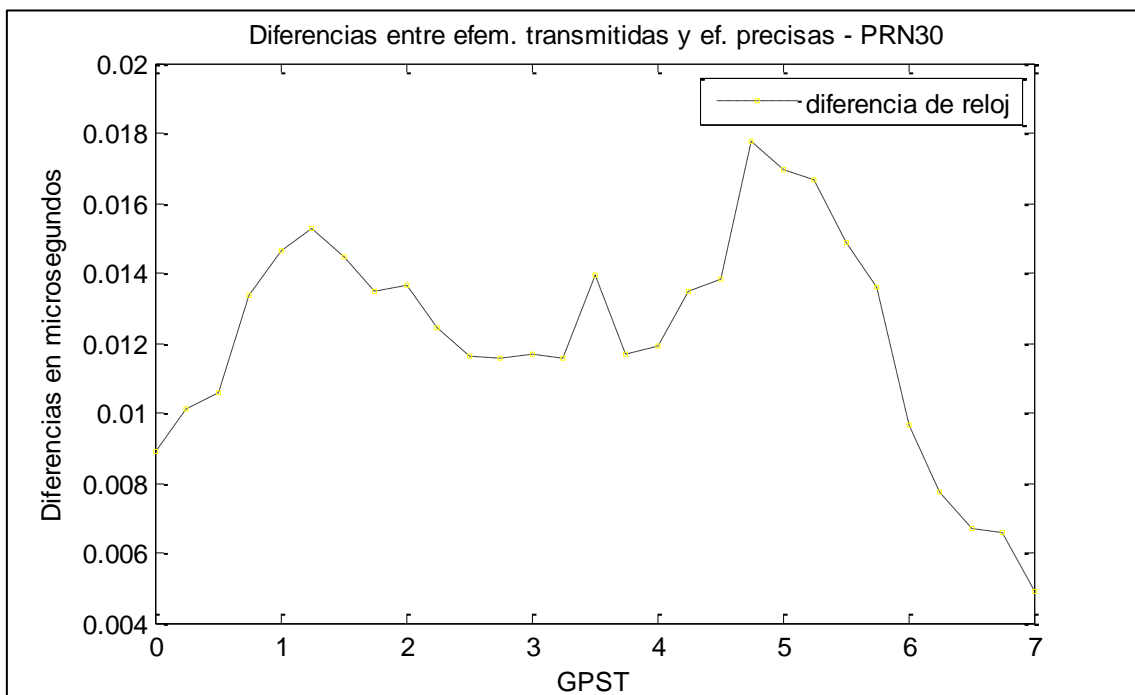


44. Figura 4\_2\_b\_vii. Representación gráfica de la elevación del satélite PRN27 desde el punto de referencia en Ávila

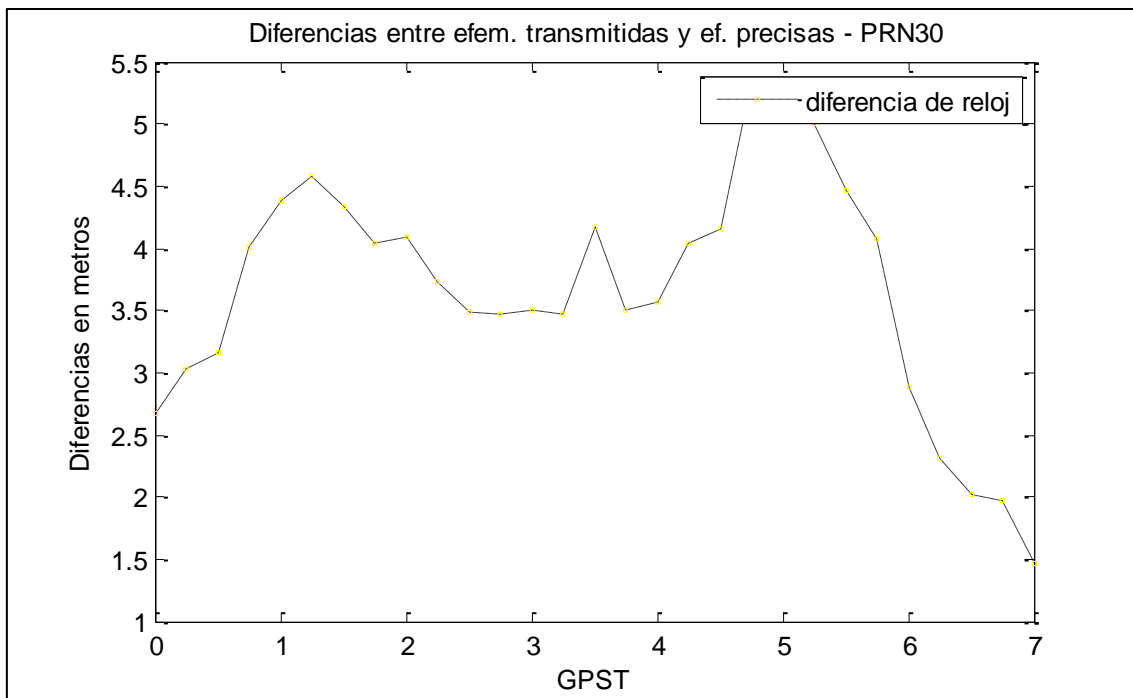




45. Figura 4\_3\_b\_vi. Representación gráfica de las diferencias en coordenadas entre las efemérides transmitidas y las efemérides precisas para el satélite PRN30



46. Figura 4\_3\_b\_vii1. Representación gráfica de las diferencias en el offset del reloj de satélite entre las efemérides transmitidas y las efemérides precisas para el satélite PRN30 Unidad microsegundos.



47. Figura. 4\_3\_b\_vii2. Representación gráfica de las diferencias en el offset del reloj de satélite entre las efemérides transmitidas y las efemérides precisas para el satélite PRN30 Unidad microsegundos.

## 5.3.5. PRÁCTICA 5. Posicionamiento absoluto con pseudodistancia. Enunciado

# PRÁCTICA 5. Posicionamiento absoluto con pseudodistancia

<b>Objetivo</b>	<p><b>A partir de los datos RINEX modelar la pseudodistancia</b></p> <p><b>Obtener el posicionamiento absoluto mediante la pseudodistancia</b></p>
<b>Competencias</b>	Comprender el fundamento de los sistemas de posicionamiento global
<b>Fundamentos Teóricos</b>	<p>Se trabajan en este tema los errores que afectan a la medición GPS (errores atmosféricos, offset de reloj, efecto de relatividad, y retardo instrumental)</p> <p>Se analiza el posicionamiento absoluto mediante pseudodistancia: aplicación de mínimos cuadrados y filtro de Kalman.</p> <p>Se trabaja el concepto de la afección de la geometría de la constelación en la solución final.</p> <p>Consultar apuntes tema 5</p> <p>    Capítulo 2.4. Medidas de Pseudodistancia</p> <p>    Capítulo 2.5. Posicionamiento mediante Pseudodistancia</p> <p>    Capítulo 2.6. Geometría de la constelación. Parámetros DOP [1]</p>
<b>Herramientas</b>	Apuntes tema 5. (Anexo 4. Fundamentos teóricos)
<b>Ficheros</b>	vala0960.12n avil0960.12o avil096k.12o avil096k.12n avil096k12o.txt
<b>Programas</b>	ejercicio5_1.m ejercicio5_2.m ejercicio5_3.m ejercicio5_4.m ejercicio5_5.m ejercicio5_6.m ejercicio5_7.m ejercicio5_8.m <b>Funciones:</b> check_t.m e_r_corr.m tropo2.m ionoc.m obsdatG.m anomaE.m recpo_lsk.m recpo_lsk2.m recpo_lsk3.m recpo_lsP2.m recpo_kalman.m rinav.m find_eph.m

satxyz.m  
cart2geoBR.m  
geoc2local.m

## Desarrollo de la práctica

1. **[\*]Cálculo de la pseudodistancia modelada** I. Utilizando los valores registrados en *avil096k.12o* y *avil096k.12n* calcular la pseudodistancia modelada para el satélite GPS PRN10 en el instante 2012 04 05 10:00:00 ( $sow=381600s$ ). Pasos a seguir:
  - a. Selección de elementos orbitales. La función **rinav.m** extrae los datos de efemérides del fichero *avil096k.12n*, en una variable matriz *Eph*. Con la función **find\_eph.m** se podrán extraer los parámetros orbitales correspondientes al satélite *prn10*, y cuya época de referencia más se acerca a  $sow=381600s$ .
  - b. Distancia geométrica satélite (t emisión) – receptor (recepción).
    - i. Coordenadas del satélite en el instante de emisión. En primer lugar hay que calcular el tiempo de emisión en el reloj del satélite, con el siguiente algoritmo:

- Calcular el tiempo de emisión en el reloj del satélite.

$$t^{sat}[emisión] = t_{stat}[recepción] - \text{tiempotrásito}$$

- El tiempo de tránsito de la señal se puede calcular :

$$\text{tiempotrásito} = \frac{p}{c}, \text{ siendo } c \text{ la velocidad de la luz en el vacío .}$$

- La falta de sincronización del reloj del satélite se puede corregir con los parámetros  $a_0, a_1$  y  $a_2$  que se registran en las efemérides

$$t_{corr} = a_0 + a_1(T - toc) + a_2(T - toc)^2 \text{ Siendo } T \text{ el tiempo GPS y } toc \text{ el tiempo de referencia del reloj}$$

- Como T no es conocido, se calcula una primera aproximación de la corrección con:

$$t_{corr} = a_0 + a_1(t^{sat} - toc) + a_2(t^{sat} - toc)^2$$

- Se calcula el tiempo (GPST) de la emisión aproximado:

$$T = t^{sat} - t_{corr}$$

- Se vuelve a calcular la corrección

$$t_{corr} = a_0 + a_1(T - toc) + a_2(T - toc)^2$$

- Se vuelve a calcular el tiempo de emisión corregido

$$T = t^{sat} - t_{corr}$$

La función **check\_t.m** controla que el tiempo *GPST* no esté fuera de rango, luego cada vez que se calcule un incremento de tiempo con respecto al tiempo de referencia (*toc*) se debe aplicar la función controlando el fuera de rango.

Una vez conocido el tiempo de emisión, se calculan las coordenadas del satélite *prn10* en dicho instante, utilizando la función **satxyz.m**.

- ii. Corrección por rotación terrestre. La función anterior calcula las coordenadas del satélite en un sistema de referencia terrestre. Es necesario utilizar el mismo sistema de referencia terrestre para posicionar el receptor y el satélite, pues a la hora de formar el rayo satélite-receptor ambos deben expresarse en un sistema de referencia común (el sistema de referencia terrestre gira con respecto al Espacio). Esto supone rotar las coordenadas del satélite una magnitud igual a  $\omega_e * \text{tiempotrásito}$ . La función **e\_r\_corr.m** efectúa esta rotación en las coordenadas del satélite.
- iii. De la información de cabecera del fichero de observación obtenemos las coordenadas “aproximadas” de la estación, de forma que se calcula la distancia geométrica satélite-receptor en el instante de emisión.
- c. Offset del reloj del satélite. A partir de los coeficientes del mensaje de navegación para el instante de referencia *toc*, se calcula el offset del reloj.

$$t_{corr} = a_0 + a_1(t - toc) + a_2(t - toc)^2$$

$$corr - reloj = t_{corr} * c$$

- d. Retardo instrumental del satélite. Es un parámetro que se transmite en las efemérides (Fila 22 de la matriz Eph). Multiplicamos este TGD por la velocidad de la luz en el vacío para obtener este retardo.
- e. Efecto relativista. Calcular el efecto relativista debido a la excentricidad de la órbita

$$rel = 2 \frac{\sqrt{\mu a}}{c} esinE$$

- f. Retardo ionosférico. La función **ionoc.m** aplica el modelo Klobuchar para el cálculo de la corrección debido al efecto de la ionosfera. Para utilizar esta función necesitamos:

- i. Latitud y longitud del punto de estación. La función **carte2geoBR.m** calcula las coordenadas geodésicas a partir de las cartesianas geocéntricas, indicando el elipsoide de referencia.
- ii. Elevación y azimut del vector estación-satélite. La función **geoc2local.m** realiza la transformación de sistema de coordenadas. La entrada serán las coordenadas del satélite y las coordenadas del receptor
- iii. Parámetros de corrección ionosférica que se transmiten diariamente en el mensaje de navegación. Se deben extraer de la cabecera del fichero de navegación; son los cuatro parámetros alfa y los cuatro parámetros beta:

$$\alpha_1 = 1.6764e - 08 \quad \alpha_2 = 1.4901e - 08 \quad \alpha_3 = -1.1921e - 07 \quad \alpha_4 = -5.9605e - 08$$

$$\beta_1 = 1.0854e + 05 \quad \beta_2 = 3.2768e + 04 \quad \beta_3 = -2.6214e + 05 \quad \beta_4 = -6.5536e + 04$$

- g. Retardo troposférico. La función **tropo2.m** calcula la corrección troposférica, utilizando un modelo simplificado (utiliza los parámetros de temperatura seca según la altitud del punto de estación y la temperatura húmeda estándar). La función necesita como variables de entrada las coordenadas del punto de estación y la elevación en radianes del satélite.

- h. Una vez calculados todas las correcciones se procede al cálculo de la pseudodistancia modelada.

$$\Psi = \rho + rel + tropo + iono - dtm + tgd$$

- i. Expresar los valores obtenidos en una tabla.

2. **Cálculo de la pseudodistancia modelada II.** A partir de los ficheros *vala0960.12n* y *avil096012o.txt*, calcular la pseudodistancia modelada para el satélite *prn10*.

El script **ejercicio5\_2.m**, realiza el siguiente proceso:

- Calcula el instante de emisión. Calcula las coordenadas del satélite en el instante de emisión y corrige el efecto de la rotación terrestre. Estas coordenadas se almacenan en la variable *Rot\_X*.
  - Cálculo del offset de reloj del satélite. Se almacena en la variable *TCORRM* (unidad metros).
  - Retardo instrumental. Se almacena en la variable *TDGM* (unidad metros).
  - Efecto relativista. Se obtienen de la matriz de datos de efemérides (*Eph*), los datos necesarios para el cálculo del efecto relativista: semieje mayor de la órbita al cuadrado, excentricidad de la órbita. La función **anomaE.m** calcula la anomalía excéntrica. Con estos tres datos se calcula el efecto relativista, que se almacena en la variable *REL* (unidad metros)
  - Retardo ionosférico. El programa aplica el modelo de ionosfera Klobuchar, para el cálculo del retardo, tal y como se indica en el *ejercicio 5.1*. Se almacena en la variable *IONO* (unidad metros).
  - Retardo troposférico. Se calcula el retardo troposférico (*ver ejercicio 5.1.*) y se almacena en la variable *TROP* (unidad metros)
- a. Representar en una gráfica, cada una de las correcciones calculadas. Responder a las siguientes preguntas
1. Efecto relativista
    - a. Representar la corrección en función del tiempo.
    - b. ¿Cuál es el rango?
    - c. ¿Cuánto valdría la corrección si la órbita fuera exactamente circular?
    - d. ¿En cuánto debe modificarse la frecuencia del oscilador del reloj del satélite para compensar el valor promedio de los efectos relativistas debidos a la diferencia de potencial gravitatorio entre las oscilaciones del satélite y del receptor (relatividad general y a la velocidad del satélite (relatividad especial)?
  2. Retardo instrumental TGD (Total Group Delay)
    - a. Representar la corrección en función del tiempo.
    - b. ¿Por qué se considera sólo el TGD como retardo instrumental? ¿Cómo se obtienen estos valores?
    - c. Añadir a la gráfica los retardos correspondientes a cinco satélites.
    - d. ¿En qué rango de valores se encuentra el TGD?

- e. ¿Qué valores deben considerarse para los retardos instrumentales cuando se considera el código de la frecuencia L2?
  - 3. Offset reloj del satélite
    - a. Representar la corrección en función del tiempo.
    - b. Añadir a la gráfica los retardos correspondientes a cinco satélites.
    - c. ¿Es el mismo valor para todos los satélites?
    - d. ¿Cómo se calcula?
  - 4. Retardo troposférico
    - a. Representar la corrección en función del tiempo.
    - b. Representar el retardo troposférico en función de la elevación del satélite (variable EL)
    - c. ¿De qué depende su valor según el modelo implementado?
    - d. Si multiplicamos el valor *TROP* por el seno de la elevación, ¿qué obtenemos aproximadamente?
    - e. ¿Cuál sería el valor aproximado del ZTD?
  - 5. Retardo ionosférico
    - a. Representar la corrección en función del tiempo.
    - b. Representar el retardo ionosférico en función de la elevación del satélite (variable *EL*).
    - c. ¿De qué depende su valor según el modelo implementado (Klobuchar)?
    - d. ¿Qué porcentaje de retardo se supone que puede corregir este modelo?
    - e. ¿Cuál sería su valor si se utiliza la combinación LC? ¿Y si se utiliza el código de la frecuencia L2?
- b. Representar en una gráfica, la pseudodistancia modelada para los satélites prn10 (Variable *PS\_MOD*)
  - c. Representar en una gráfica la diferencia entre la pseudodistancia medida y la pseudodistancia modelada. ¿cuál es la magnitud de esta diferencia? ¿Cuál es la causa? Variación=  $C1prnXm-PS\_MOD$
  - d. Adaptación del script **ejercicio5\_2.m** para la observable P2.
    - 1. Representación gráfica de los parámetros de corrección que han cambiado.
- 3. Posicionamiento absoluto con pseudodistancia. Medida ajustada por mínimos cuadrados I.** Pseudodistancias no corregidas
- a. Script **ejercicio5\_3.m**. A partir de los ficheros, *avil096k.12n* y *avil096k12o.txt*, realiza posicionamiento absoluto mediante pseudodistancia. El posicionamiento se basa en la función **recpo\_1sk.m** que sólo corrige las pseudodistancia del efecto del offset del reloj de satélite. Se genera la matriz *Pos* de 3600 columnas por 4 filas, en cada columna se encuentra el resultado del posicionamiento para cada época. Realizar un análisis del proceso del script.
  - b. Ejecutar el script. ¿Cuál es el resultado?

- c. Sabiendo que las coordenadas de la estación con precisión centimétrica son [4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393], ¿cuáles son las diferencias obtenidas con respecto a la media? Calcula las diferencias en coordenadas locales E,N,h (**geoc2local.m**).
- d. Representa en una gráfica la variación en el tiempo de las coordenadas. ¿Cuánto varían en tiempo las coordenadas?
- e. Representa en una gráfica la variación en el tiempo de la diferencia de las coordenadas obtenidas con respecto a las coordenadas de referencia.

#### 4. Posicionamiento absoluto con pseudodistancia. Medida ajustada por mínimos cuadrados II. Pseudodistancias corregidas

- a. Script **ejercicio5\_4.m**. A partir de los ficheros, *avil096k.12n* y *avil096k12o.txt*, realiza posicionamiento absoluto mediante pseudodistancia corregida. El posicionamiento se basa en la función **recpo\_lsk2.m** que corrige las pseudodistancias tal y como se ha analizado en los ejercicios 5.1. y 5.2. Analizar el script y la función. ¿Qué es lo que se ha modificado con respecto al ejercicio anterior (**ejercicio5\_3.m** y **recpo\_lsk.m**)?
- b. Ejecutar el script. ¿Cuál es el resultado?
- c. Sabiendo que las coordenadas de la estación con precisión centimétrica son [4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393], cuáles son las diferencias obtenidas con respecto a la media? Calcula las diferencias en coordenadas locales E,N,h (**geoc2local.m**)
- d. Representa en una gráfica la variación en el tiempo de las coordenadas. ¿Cuánto varían en tiempo las coordenadas?
- e. Representa en una gráfica la variación en el tiempo de la diferencia de las coordenadas obtenidas con respecto a las coordenadas de referencia.
- f. Compara los resultados obtenidos en los apartados *c*, *d* y *e* con los apartados *c*, *d* y *e* del apartado 3.

#### 5. Análisis del impacto de las componentes del modelo en el posicionamiento absoluto

- a. Tomando como referencia las coordenadas medias obtenidas en el apartado anterior calcular cómo afecta la corrección troposférica a la solución. El script **ejercicio5\_5.m** utiliza la función **recpo\_lsk3.m** (copia de la función **recpo\_lsk2.m**). Editar dicha función y anular la variable *trop*. Calcular las diferencias en coordenadas cartesianas geocéntricas, y las diferencias en coordenadas locales.
- b. Lo mismo para la corrección del TGD.
- c. Lo mismo para la corrección del efecto de la relatividad.
- d. Lo mismo para la corrección del retardo ionosférico.
- e. ¿Cuáles son las correcciones de mayor magnitud? ¿Afectan a las tres coordenadas (E,N,h) por igual?

#### 6. Número de satélites. El script **ejercicio5\_6.m** calcula el posicionamiento con cuatro satélites.

- a. Calcular las diferencias con las obtenidas en el apartado 4 y diferencias con las coordenadas de referencia.
- b. Sabiendo que el GDOP medio correspondiente al ejercicio5\_4 es 1.87, calcular el GDOP medio de este ejercicio (variable donde se almacena el GDOP, **GDOPlist**) y el incremento con respecto al anterior.



7. **Posicionamiento absoluto con código P.** El script `ejercicio5_7.m` calcula el posicionamiento con la pseudodistancia obtenida del código P. Calcular las diferencias con las obtenidas en el apartado 4 y las diferencias coordenadas de referencia.
  
8. **[\*] Aplicación del filtro de Kalman.** El script `ejercicio5_8.m` ofrece la respuesta final del posicionamiento absoluto de código, para un registro estático, mediante la aplicación del filtro de Kalman.
  - a. Consultar el script. ¿Cómo se ha aplicado el filtro de Kalman?
  - b. ¿Cuál es el resultado final?
  - c. El resultado del filtro en coordenadas. El vector *Posk* recoge el resultado del filtro a lo largo de las 3600 épocas. Representar gráficamente la evolución de dicho cálculo, sabiendo que las coordenadas del receptor con precisión centimétrica son [4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393].

### 5.3.5.1. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5\_2.m

Para la resolución del apartado 2 del problema, se ha desarrollado un script cuyo objetivo es calcular los parámetros de corrección que se deben aplicar a la pseudodistancia medida. A partir de estos parámetros de corrección se podrá calcular la pseudodistancia modelada.

Se trabaja con dos ficheros RINEX, el fichero RINEX de navegación *vala0960.12n*, y el de observación *avi1096012o.txt*. Se extraerán los datos correspondientes al satélite *prn10*.

Mediante el script se automatiza el siguiente proceso:

- Se extraen los datos de efemérides del fichero de navegación (función **rinav.m**) y los datos de observación del fichero de observación (función **obsdataG.m**).
- Se calcula el instante de emisión de la señal de satélite. Se calculan las coordenadas del satélite en el instante de emisión (función **satsxyz.m**) y se corrige el efecto de la rotación terrestre. Estas coordenadas se almacenan en la variable **Rot\_X** (Función **e\_r\_corr.m**).
- Se calcula el offset de reloj del satélite. Se almacena en la variable **TCORRM** (unidad metros).
- Retardo instrumental. Se almacena en la variable **TGDM** (unidad metros).
- Efecto relativista. Los datos necesarios para el cálculo del efecto relativista se obtienen de la matriz de datos de efemérides (Eph): semieje mayor de la órbita al cuadrado, excentricidad de la órbita. La función **anomaE .m** calcula la anomalía excéntrica. Con estos tres datos se calcula el efecto relativista, que se almacena en la variable **REL** (unidad metros)
- Retardo ionosférico. El programa aplica el modelo de ionosfera Klobuchar, para el cálculo del retardo. Se almacena en la variable **IONO** (unidad metros). Función **ionoc.m**).
- Retardo troposférico. Se calcula el retardo troposférico y se almacena en la variable **TROP** (unidad metros). (Función **tropo2.m**).
- Por último, se calcula la pseudodistancia modelada.

Las variables en las que se registran las correcciones son:

Descripción	Variable
Corrección offset reloj del satélite	TCORRM
Retardo instrumental del satélite	TGDM
Efecto relativista	REL
Retardo ionosférico	IONO
Retardo troposférico	TROP

El código del script es el siguiente:

```

% EJERCICIO 5_2. Modelización de la pseudodistancia II
% Calcula la pseudodistancia modelada para el satélite prn 10

%Karmele Artano
%15/06/2012

%constantes
v_light = 299792458;

%datos del problema
prnX=input('Introduce el número del satélite....')

%coordenadas del receptor obtenidas del fichero de observación
pos=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]

%Generar matriz de efemerides
Eph=rinav('vala0960.12n','avil096012n.txt');

ifile='avil096012o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

%extraer datos satellite prn ....

whsat=find(satG==prnX);
sowsatX=sowG(whsat);
C1prnXm=C1G(whsat);
P2prnXm=P2G(whsat);

%Epocas
Epocas=sowsatX;

PS_MOD=[];
DISTGEO=[];
REL=[];
TCORRM=[];
TGDM=[];
IONO=[];
TROP=[];
EL=[];

for q = 1:length(C1prnXm)
    %Coger datos de la época numero q
    time=Epocas(q);
    obs=C1prnXm(q);
    % identify ephemerides columns in Eph
    col_Eph = find_eph(Eph,prnX,time);
    k= col_Eph;

    % Cálculo del instante de emisión

    tx_RAW = time - obs/v_light; %tiempo de emision reloj sat

```

```

t0c = Eph(21,k);
dt = check_t(tx_RAW-t0c);
tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
dt = check_t(tx_GPS-t0c);
tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1 iterac)

X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k)); %coordenadas del satélite en el
instante de emisión

rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
traveltime = sqrt(rho2)/v_light;

Rot_X = e_r_corr(traveltime,X); %corrección por rotacion terrestre
rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
pos(3))^2;
rho=sqrt(rho2);
DISTGEO=[DISTGEO;rho];

%Calculo del offset de reloj
t0c = Eph(21,k);
tmt0=time-t0c;
tcorr = (Eph(2,k)*tmt0^2 + Eph(20,k))*tmt0 + Eph(19,k);
tcorr= tcorr*v_light;
TCORRM=[TCORRM;tcorr];

%Retardo instrumental
tgd=Eph(22,k);
tgd= tgd*v_light;
TGDM=[TGDM;tgd];

%Efecto relativista
GM = 3.986005e14;

roota = Eph(4,k);
a = roota*roota;
ecc = Eph(6,k);
E= anomaE( Eph, k, time );

rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;
REL=[REL;rel];

%Retardo ionosferico

XSAT=Rot_X;
xstat=pos;

%WGS84
a=6378137;
df= 298.257223563;

[latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df );

[ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
EL=[EL;elr*180/pi];

```

```

tgps=time;

%Datos de ionosfera del fichero de efemerides

alpha= [+1.9558e-08 +0.0000e+00 -1.1921e-07 +0.0000e+00] ;
beta=[+1.2288e+05 -1.6384e+04 -2.6214e+05 +1.9661e+05];
iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;
IONO=[IONO;iono];

%Retardo troposferico

%trop = tropo(sin(elr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
%           0.0,0.0,0.0);
trop=tropo2(xstat(1),xstat(2),xstat(3),elr);
TROP=[TROP;trop];

%Calculo de la pseudodistancia modelada

ps_modelada=rho+rel+trop+10.260-tcorr+tgdm;

PS_MOD=[PS_MOD; ps_modelada];
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio5_2.m %%%%%%%%%%%%%%%

```

### 5.3.5.2. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5\_3.m

El script **ejercicio5\_3.m** realiza posicionamiento absoluto utilizando la pseudodistancia. El proceso es el siguiente:

- Se extraen los datos de efemérides del fichero de navegación (función **rinav.m**) y los datos de observación del fichero de observación (función **obsdataG.m**).
- Listado de épocas del fichero en formato GPST (sow)
- Para cada época se cogen los datos correspondientes a la observable C1.
  - Se calcula el posicionamiento absoluto mediante la función **recpos\_Isk.m**. Las coordenadas se ajustan por mínimos cuadrados. La pseudodistancia se corrige únicamente del error de offset de reloj satélite.
- Obtención de un listado de coordenadas obtenidas para cada época, variable matriz *Pos*.

El código del script es el siguiente:

```

% EJERCICIO 5_3. POSICIONAMIENTO ABSOLUTO CON PSEUDISTANCIA.
% Pseudodistancia utilizada C1
% Función para el cálculo de coordenadas recpo_lsk: Sólo con
corrección
% del offset del reloj de satélite. Ajuste de coordenadas con
mínimos
% cuadrados

%Karmele Artano
%Fecha: 18/06/2012

Eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt');
ifile='avil096k12o.txt'

[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

%Epocas
epoca=sowG(1);
Epocas=epoca;
for i=2:length(sowG)
    if sowG(i)~=epoca
        epoca=sowG(i);
        Epocas=[Epocas;epoca];
    end
end

Pos=[];

for q = 1:length(Epocas)
%Coger datos de la época numero q
    epocal=Epocas(q);
    ind=find(sowG(:)==epocal);
    sats1=satG(ind);
    %OBS=P2G(ind);
    OBS=C1G(ind);
    wh=find(OBS(:)==0);
    if ~isempty(wh)
        OBS(wh)=[];
        sats1(wh)=[];
    end

    [pos, GDOP, basic_obs] = recpo_lsk(OBS,sats1,epocal,Eph);
    Pos = [Pos pos];
end

me = mean(Pos,2);
fprintf('Posición calculada. Valor medio de %5i
épocas:\n', (length(Epocas)))
fprintf('X: %12.3f Y: %12.3f Z: %12.3f \n', me(1,1), me(2,1),
me(3,1))
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio5_3.m %%%%%%%%%

```

### 5.3.5.3. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5\_4.m

El script `ejercicio5_4.m` es semejante al `ejercicio5_3.m` siendo la única diferencia la utilización de la función `recpo_lsk2.m` para el cálculo del posicionamiento. En esta función la pseudodistancia se corrige además del error de offset de reloj de satélite, del retardo instrumental, del efecto relativista y de los factores atmosféricos (ionosfera y troposfera). El resultado se almacena en la variable `Pos`, se almacena también los variables GDOP en la variable `GDOPlist`.

```
% EJERCICIO 5_4. POSICIONAMIENTO ABSOLUTO CON PSEUDISTANCIA.
% Pseudodistancia utilizada C1
% Función para el cálculo de coordenadas recpo_lsk2: Corrección de
% pseudodistancia de offset reloj satélite, efecto relativista,
retardo
% instrumental, ionosfera, troposfera.
% Ajuste de coordenadas con mínimos cuadrados
%Karmele Artano
%19/06/2012

Eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt');

ifile='avil096k12o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

% Coger datos de modelo de ionosfera (klobuchar) de la cabecera del
rinex
file='vala0960.12n'
fid = fopen(file,'rt');
while 1 % Gobbling the header
    line = fgetl(fid);
    answer = findstr(line,'END OF HEADER');
    if ~isempty(answer), break; end;
    if (line == -1), eof = 1; break; end;
    answer = findstr(line,'ION ALPHA');
    if ~isempty(answer)
        [alpha1, line] = strtok(line);
        alpha1 = str2num(alpha1);
        [alpha2, line] = strtok(line);
        alpha2 = str2num(alpha2);
        [alpha3, line] = strtok(line);
        alpha3 = str2num(alpha3);
        [alpha4, line] = strtok(line);
        alpha4 = str2num(alpha4);
    end
    answer = findstr(line,'ION BETA');
    if ~isempty(answer)
        [beta1, line] = strtok(line);
```

```

        beta1 = str2num(beta1);
        [beta2, line] = strtok(line);
        beta2 = str2num(beta2);
        [beta3, line] = strtok(line);
        beta3 = str2num(beta3);
        [beta4, line] = strtok(line);
        beta4 = str2num(beta4);

    end
end
alpha=[alpha1 alpha2 alpha3 alpha4];
beta=[beta1 beta2 beta3 beta4];

%Epocas
epoca=sowG(1);
Epocas=epoca;
for i=2:length(sowG)
    if sowG(i)~=epoca
        epoca=sowG(i);
        Epocas=[Epocas;epoca];
    end
end

Pos=[];

for q = 1:length(Epocas)
%Coger datos de la época numero q
    epocal=Epocas(q);
    ind=find(sowG(:)==epocal);
    sats1=satG(ind);
    %OBS=P2G(ind);
    OBS=C1G(ind);
    wh=find(OBS(:)==0);
    if ~isempty(wh)
        OBS(wh)=[];
        sats1(wh)=[];
    end

    [pos, El, GDOP, basic_obs] =
    recpo_lsk2(OBS,sats1,epocal,Eph,alpha,beta);
    Pos = [Pos pos];
end

me = mean(Pos,2);
fprintf('Posición calculada. Valor medio de %5i
épocas:\n', (length(Epocas)))
fprintf('X: %12.3f Y: %12.3f Z: %12.3f \n', me(1,1), me(2,1),
me(3,1))

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio5_4.m %%%%%%%%%%

```



#### 5.3.5.4. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5\_5.m

El script `ejercicio5_5.m` es semejante al `ejercicio5_4.m` siendo la única diferencia la utilización de la función `recpo_lsk3.m` para el cálculo del posicionamiento. Esta función es idéntica a la función `recpo_lsk2.m`, pero se trabaja con esta función ya que el usuario lo debe de modificar, anulando consecutivamente la corrección de troposfera, la corrección TGD, la corrección del efecto de la relatividad, y por último, el retardo ionosférico. El objetivo, es analizar el efecto de cada corrección en el posicionamiento.

#### 5.3.5.5. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5\_6.m

El script `ejercicio5_6.m` es semejante al `ejercicio5_4.m`, la diferencia estriba en que, en este caso, en lugar de realizar el cálculo con todos los satélites, se extraen solamente los datos correspondientes a cuatro satélites.

#### 5.3.5.6. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5\_7.m

El script `ejercicio5_7.m` es semejante al `ejercicio5_4.m`, la diferencia radica en que en este caso en lugar de realizar el posicionamiento con la pseudodistancia C1, se utiliza la pseudodistancia P2. Para el cálculo del posicionamiento se utiliza la función `recpo_lskP2.m`. En dicha función se modifican las correcciones que dependen de la longitud de onda: Corrección TGD, y corrección ionosférica.

$$TGD_{P2} = \left(\frac{77}{60}\right)^2 \cdot TGD_{P1}$$

$$IONO_{P2} = \left(\frac{77}{60}\right)^2 \cdot IONO_{P1}$$

### 5.3.5.6. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. EJERCICIO5\_8.m

Este script resuelve el posicionamiento absoluto estático con código mediante el filtro de Kalman. Para ello se utiliza la función `reco_kalman.m`. Se parte de unas coordenadas iniciales del receptor, obtenidas de la cabecera del fichero rinex, se inicializan los valores de la posición y filtro a cero, y se realiza el mismo proceso que en el cálculo resuelto por mínimos cuadrados (ejercicio5\_4.m).

El resultado se almacena en las variables  $x_k$  (incrementos de coordenadas con respecto a las coordenadas iniciales y offset de reloj de receptor),  $P_k$  matriz covarianza del valor calculado y  $pos_k$  (posición calculada). Así mismo se almacena la evolución del cálculo en las 3600 épocas o iteraciones en las variables  $X_k$  e  $Pos_k$ .

---

```
% EJERCICIO 5_8. POSICIONAMIENTO ABSOLUTO CON PSEUDISTANCIA. KALMAN
% Pseudodistancia utilizada C1
% Función para el cálculo de coordenadas reco: Corrección de
% pseudodistancia de offset reloj satélite, efecto relativista,
retardo
% instrumental, ionosfera, troposfera.
% APLICACIÓN DEL FILTRO DE KALMAN

%Karmele Artano
%27/08/2012

%Inicialización de variables
xk=0;
Pk=0;
Pos=[];
Posk=[];
Xk=[];
Xlsk=[];

%posición inicial del receptor - obtenido de la cabecera del RINEX

pos0=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393 ]

%Eph=rinav('13oct98.eph','13oct98eph2.txt');
Eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt');

%ifile='13oct98a.txt'
ifile='avil096k12o.txt'
[ satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G ] = obsdataG( ifile );

% Coger datos de modelo de ionosfera (klobuchar) de la cabecera del
rinex
%file='13oct98.eph'
```

```

file='vala0960.12n'
fid = fopen(file,'rt');
while 1 % Gobbling the header
    line = fgetl(fid);
    answer = findstr(line,'END OF HEADER');
    if ~isempty(answer), break; end;
    if (line == -1), eof = 1; break; end;
    answer = findstr(line,'ION ALPHA');
    if ~isempty(answer)
        [alpha1, line] = strtok(line);
        alpha1 = str2num(alpha1);
        [alpha2, line] = strtok(line);
        alpha2 = str2num(alpha2);
        [alpha3, line] = strtok(line);
        alpha3 = str2num(alpha3);
        [alpha4, line] = strtok(line);
        alpha4 = str2num(alpha4);

    end
    answer = findstr(line,'ION BETA');
    if ~isempty(answer)
        [beta1, line] = strtok(line);
        beta1 = str2num(beta1);
        [beta2, line] = strtok(line);
        beta2 = str2num(beta2);
        [beta3, line] = strtok(line);
        beta3 = str2num(beta3);
        [beta4, line] = strtok(line);
        beta4 = str2num(beta4);

    end
end
alpha=[alpha1 alpha2 alpha3 alpha4];
beta=[beta1 beta2 beta3 beta4];

%Epocas
epoca=sowG(1);
Epocas=epoca;
for i=2:length(sowG)
    if sowG(i)~=epoca
        epoca=sowG(i);
        Epocas=[Epocas;epoca];
    end
end

for q = 1:length(Epocas)
%Coger datos de la época numero q
    epocal=Epocas(q);
    ind=find(sowG(:)==epocal);
    sats1=satG(ind);
    %OBS=P2G(ind);
    OBS=C1G(ind);
    wh=find(OBS(:)==0);
    if ~isempty(wh)
        OBS(wh)=[];
        sats1(wh)=[];
    end

    [pos, posk, Pk, xk, x, GDOP] =
    recpo_kalman(OBS, sats1, epocal, Eph, alpha, beta, q, xk, Pk, pos0);

```

```
Pos = [Pos pos];
Posk=[Posk posk];
Xk=[Xk xk];
Xlsk=[Xlsk x];
end

me = mean(Pos,2);
fprintf('Posición calculada. Valor medio de %5i
épocas:\n', (length(Epocas)))
fprintf('X: %12.3f Y: %12.3f Z: %12.3f \n', me(1,1), me(2,1),
me(3,1))
fprintf('Posición calculada. Filtro de Kalman:\n')
fprintf('X: %12.3f Y: %12.3f Z: %12.3f \n', posk(1,1), posk(2,1),
posk(3,1))
```

---

### 5.3.5.7. Descripción de las herramientas necesarias para el desarrollo del ejercicio. FUNCIONES

Para el desarrollo de este ejercicio se han elaborado las siguientes funciones:

- *rinav.m*
- *find\_eph.m*
- ***check\_t.m***
- *satxyz.m*
- ***e\_r\_corr.m***
- *carte2geoBR.m*
- *geoc2local.m*
- ***tropo2.m***
- ***ionoc.m***
- *jd2sow.m*
- *cal2jd.m*
- ***obsdataG.m***
- ***anomaE.m***
- ***recco\_lsk.m***
- ***recco\_lsk2.m***
- ***recco\_lsk3.m***
- ***recco\_lskP2.m***
- ***recco\_kalman.m***

#### 5.3.5.7.1. Descripción de la función **check\_t.m**

La función **check\_t.m** controla que el tiempo *GPST* no esté fuera de rango. Cada vez que se calcule un incremento de tiempo con respecto al tiempo de referencia (*toc*) se debe aplicar la función controlando el fuera de rango.

Función <b>check_t.m</b>	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>t</i> : Incremento de tiempo	<i>tt</i> : incremento de tiempo corregido si estuviera fuera de rango

5.3.5.7.2. Descripción de la función **e\_r\_corr.m**

Rotación de las coordenadas ECEF del satélite debido a la rotación de la Tierra durante el tiempo en el que la señal realiza el recorrido satélite-receptor. Es necesario utilizar el mismo sistema de referencia terrestre para posicionar el receptor y el satélite, pues a la hora de formar el rayo satélite-receptor ambos deben expresarse en un sistema de referencia común (el sistema de referencia terrestre gira con respecto al Espacio). Esto supone rotar las coordenadas del satélite una magnitud igual a  $\omega\tau = \omega_e * \text{tiempotrnsito}$ .

$\omega_e$ : velocidad angular de la Tierra ( $7.292115147e-5$  rad/s)

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{SAT\_ROTA} = R_z(\omega\tau) \cdot \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{SAT}$$

Función <b>e_r_corr.m</b>	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>traveltime</i> : Tiempo de tránsito de la señal <i>X_sat</i> : Coordenadas del satélite	<i>X_sat_rot</i> : Coordenadas del satélite giradas

5.3.5.7.3. Descripción de la función **tropo2.m**

El cálculo del retardo troposférico se realiza mediante un modelo simplificado. El algoritmo del cálculo es el siguiente:

$$t_{dry} = 2,3 * e^{-0,116.10^{-3} * hstat}$$

$$t_{wet} = 0,1$$

$$m = \frac{1,001}{\sqrt{0,002001 + (\sin(elev))^2}}$$

$$tropo = m * (t_{dry} + t_{wet})$$

Para la aplicación de este algoritmo es necesario conocer la elevación del satélite, y la altitud elipsoidal de la estación.

Partiendo de las coordenadas aproximadas de la estación (se pueden obtener del fichero RINEX de observación), se transforman al sistema de coordenadas geodésicas mediante la utilización de la función **carte2geoBR.m**.

Función tropo2.m	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>xstat, ystat, zstat</i> : coordenadas aproximadas de la estación <i>elr</i> : elevación del satélite de radianes	<i>trop2</i> : retardo troposferico

#### 5.3.5.7.4. Descripción de la función **ionoc.m**

Esta función calcula la corrección ionosférica a partir de la aplicación del modelo de Klobuchar. Los datos conocidos deben ser: coordenadas geodésicas aproximadas del receptor, ángulo de elevación y acimut (A) del satélite observado, y coeficientes alfa y beta del modelo Klobuchar.

1. Calcular ángulo centrado en Tierra (E en semicírculos)

$$\psi = \frac{0.0137}{E+0.11} - 0.022 \text{ (semicírculo)}$$

2. Calcular la latitud del punto IPP (Ionospheric Pierce Point)

$$\phi_I = \phi_U + \psi \cos A \text{ (semicírculo)}$$

$$\text{Si } \phi_I > 0.416 \phi_I = 0.416 \quad \text{Si } \phi_I < -0.416 \phi_I = -0.416$$

3. Calcular la longitud del punto IPP

$$\lambda_I = \lambda_U + \frac{\psi \sin A}{\cos \phi_I} \text{ (semicírculo)}$$

4. Calcular la latitud geomagnética del punto IPP

$$\phi_m = \phi_I + 0.064 \cos(\lambda_I - 1.617) \text{ (semicírculo)}$$

5. Tiempo local del punto IPP

$$t = 43200\lambda_I + t_{GPS} \text{ (segundos)}$$

$$t < 86400. \text{ Si } t > 86400 \text{ } t = t - 86400. \text{ Si } t < 0 \text{ } t = t + 86400$$

6. Calcular la amplitud del retardo Ionosférico

$$A_I = \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_m^n \text{ (segundos)}$$

$$\text{Si } A_I < 0 \text{ } A_I = 0$$

7. Calcular el periodo del retardo ionosférico

$$P_I = \sum_{n=0}^3 \beta_n \phi_m^n \text{ (segundos)}$$

$$\text{Si } P_I < 72000 \text{ } P_I = 72000$$

8. Calcular la fase del retardo ionosférico

$$X_I = \frac{2\pi(t-50400)}{P_I} \text{ (radianes)}$$

9. Calcular el factor de inclinación (E en semicírculos)

$$F = 1.0 + 16.0(0.53 - E)^3$$

10. Calcular el retardo ionosférico (tiempo)

$$I_{L1_{GPS}} = \begin{cases} 5 \cdot 10^{-9} + \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_m^n \cdot \left(1 - \frac{X_I^2}{2} + \frac{X_I^4}{24}\right) \cdot F ; |X_I| \leq 1.57 \\ 5 \cdot 10^{-9} ; |X_I| \geq 1.57 \end{cases}$$

Los datos necesarios para aplicar esta función son:

- Elevación y azimut del vector estación-satélite. La función [geoc2local.m](#) realiza la transformación de sistema de coordenadas. La entrada serán las coordenadas del satélite y las coordenadas aproximadas del receptor.
- Latitud y longitud del punto de estación. La función [carte2geoBR.m](#) calcula las coordenadas geodésicas a partir de las cartesianas geocéntricas, indicando el elipsoide de referencia.
- Parámetros de corrección ionosférica que se transmiten diariamente en el mensaje de navegación. Se deben extraer de la cabecera del fichero de navegación; son los cuatro parámetros alfa y los cuatro parámetros beta.

```

2.10          N: GPS NAV DATA          RINEX VERSION / TYPE
teqc 2011Oct11  root          20120406 01:00:16UTCPGM / RUN BY / DATE
1.6764D-08  1.4901D-08 -1.1921D-07 -5.9605D-08  ION ALPHA
1.0854D+05  3.2768D+04 -2.6214D+05 -6.5536D+04  ION BETA
-5.587935447693D-09-1.421085471520D-14  589824  1682 DELTA-UTC: A0,A1,T,W
15 LEAP SECONDS
Linux 2.4.20-8|Pentium IV|gcc|Linux|486/DX+ COMMENT
GRX1200 v8,20          2012 04 05 01:59 COMMENT
END OF HEADER

```

Figura 48. Cabecera del fichero de navegación. Parámetros alfa y beta para la corrección ionosférica (Klobuchar)

### 5.3.5.7.5. Descripción de la función [obsdataG.m](#)

La función [obsdataG.m](#) extrae datos del fichero de texto de datos de observación.

Función <a href="#">obsdataG.m</a>	
Variables INPUT	Variables OUTPUT
<i>ifile</i> : nombre del fichero de texto de observaciones	<b>SATG</b> : Lista del PRN de satélites GPS <b>SOWG</b> : Epocas en formato GPST(SOW) <b>L1G</b> : Observación L1 (unidad ciclos) <b>L2G</b> : Observación L2 (unidad ciclos) <b>C1G</b> : Observación C1 (unidad metros) <b>P2G</b> : Observación P2 (unidad metros)



	C2G: Observación C2 (unidad metros)
--	-------------------------------------

#### 5.3.5.7.6. Descripción de la función **anomaE.m**

La función **anomaE.m** calcula la anomalía excéntrica a partir de los datos de efemérides. Se calcula la anomalía media y posteriormente de forma iterativa la anomalía excéntrica.

Función <b>anomaE.m</b>	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>Eph</i> : matriz de efemérides <i>k</i> : número de la columna de datos de efemérides seleccionados <i>time</i> : época(sow) correspondiente	<i>E</i> : anomalía excéntrica

#### 5.3.5.7.7. Descripción de la función **recpo\_lsk2.m** (Variantes **recpo\_lsk.m** y **recpo\_lskP2.m**)

La función **recpo\_lsk2.m** calcula la posición del receptor de forma absoluta, utilizando la pseudodistancia. La solución se obtiene a partir de la aplicación de los mínimos cuadrados. Con las pseudodistancias observadas para cada satélite en una época, se obtendrá, por tanto, una posición del receptor (*pos*) ajustada por mínimos cuadrados.

El proceso que se realiza es el siguiente:

- A partir de los datos de efemérides almacenadas en la matriz *Eph*, se obtienen las efemérides adecuadas para cada satélite observado en la época.
- Se realizan seis iteraciones para el cálculo, ya que se consideran éstas suficientes para que la solución converja.
- Cálculo del tiempo de emisión de la señal.
- Cálculo de la posición del satélite (**satsxyz.m**)
- En la primera iteración se estima un tiempo de tránsito de la señal aproximado de 0.072 segundos, y las correcciones para aplicar a la pseudodistancia se consideran nulas.
- A partir de la segunda iteración, se calcula la distancia geométrica entre el receptor y el satélite. Las coordenadas del satélite son conocidas, y las coordenadas del receptor serán las obtenidas en la solución anterior (iteración *i-1*)
- Con esta distancia geométrica se podrá calcular con mayor precisión el tiempo de tránsito de la señal, información necesaria para corregir (rotar) las

coordenadas del satélite del efecto de la rotación de la tierra sucedida en un tiempo igual al tiempo de tránsito (**e\_r\_corr.m**)

- Se calculan las correcciones: troposfera (**tropo2.m**), retardo instrumental, efecto relativista e ionosfera (**ionoc.m**).
- Se aplican estas correcciones a la pseudodistancia.

$$p = \rho + c(dt - dT) + d_{ion} + d_{trop} + TGD + rel$$

donde,

p: pseudodistancia medida

$\rho$ : distancia geométrica satélite-receptor

c: velocidad de la luz en el vacío

dt: offset del reloj de satélite

dT: offset de reloj de receptor

$d_{ion}$ : retardo ionosférico

$d_{tro}$ : retardo troposférico

TGD: retardo instrumental

rel: efecto relativista

- Se compone la matriz A y I (MMCC) con los datos de todas las pseudodistancias de todos los satélites que intervienen en la observación correspondiente a la época, necesarios para la resolución del problema por mínimos cuadrados.

**Utilización de los mínimos cuadrados (MMCC) en la resolución del problema de posicionamiento por pseudodistancia** [1] [15]:

$$\hat{\psi}_{ij} = \psi_{ij} + v_k = \sqrt{(\hat{X}_j - \hat{x}_i)^2 + (\hat{Y}_j - \hat{y}_i)^2 + (\hat{Z}_j - \hat{z}_i)^2} - \hat{U}$$

- $\hat{\psi}_{ij}$ : pseudodistancia ajustada de  $P_i$  a  $P_j$
- $\psi_{ij}$ : pseudodistancia medida de  $P_i$  a  $P_j$
- $v_k$ : residuo en la pseudodistancia k.
- $\hat{x}_i, \hat{y}_i, \hat{z}_i$ : Coordenadas ajustadas del receptor  $P_i$
- $\hat{X}_j, \hat{Y}_j, \hat{Z}_j$ : Coordenadas del satélite  $P_j$
- U: error del reloj del receptor:  $U = c \cdot dT$

Sabiendo que la pseudodistancia ajustada será la pseudodistancia aproximada más un incremento:

$$\hat{\psi}_{ij} = \psi_{ij}^* + \delta\hat{\psi}_{ij}$$

$$\psi_{ij}^* = \sqrt{(X_j^* - x_i^*)^2 + (Y_j^* - x_i^*)^2 + (Z_j^* - z_i^*)^2} - U^*$$

Desarrollo de Taylor para linealizar,

$$\delta\psi_{ij} = a_{ij}(\delta\hat{X}_j - \delta\hat{x}_i) + b_{ij}(\delta\hat{Y}_j - \delta\hat{y}_i) + c_{ij}(\delta\hat{Z}_j - \delta\hat{z}_i) - \delta\hat{U}$$

Obtenemos la ecuación lineal de los residuos

$$v_{ij} = a_{ij}(\delta\hat{X}_j - \delta\hat{x}_i) + b_{ij}(\delta\hat{Y}_j - \delta\hat{y}_i) + c_{ij}(\delta\hat{Z}_j - \delta\hat{z}_i) - \delta\hat{U} - (\psi_{ij} - \psi_{ij}^*)$$

$a_{ij}, b_{ij}, c_{ij}$ : coeficientes de distancia

$\delta\hat{x}_i, \delta\hat{y}_i, \delta\hat{z}_i, \delta\hat{X}_i, \delta\hat{Y}_i, \delta\hat{Z}_i$ : Incrementos de coordenadas para obtener las coordenadas ajustadas partiendo de las coordenadas aproximadas

Para el punto  $P_i$ ,

$$\hat{x}_i = x_i^* + \delta\hat{x}_i \quad \hat{y}_i = y_i^* + \delta\hat{y}_i \quad \hat{z}_i = z_i^* + \delta\hat{z}_i$$

Coefficientes de distancia

$$a_{ij} = \frac{x_j^* - x_i^*}{\rho_{ij}^*}, \quad b_{ij} = \frac{y_j^* - y_i^*}{\rho_{ij}^*}, \quad c_{ij} = \frac{z_j^* - z_i^*}{\rho_{ij}^*}$$

Coefficiente correspondiente a  $\delta\hat{U}$  es -1.

Por ejemplo en el caso de que existieran 5 satélites observados en una época. Las coordenadas de los satélites son fijas, por lo que serán nulos sus incrementos. El sistema de ecuaciones linealizadas:

$$v_1 = a_{i1}\delta\hat{x}_i + b_{i1}\delta\hat{y}_i + c_{i1}\delta\hat{z}_i - \delta\hat{U} - (\psi_{i1} - \psi_{i1}^*)$$

$$v_2 = a_{i2}\delta\hat{x}_i + b_{i2}\delta\hat{y}_i + c_{i2}\delta\hat{z}_i - \delta\hat{U} - (\psi_{i2} - \psi_{i2}^*)$$

$$v_3 = a_{i3}\delta\hat{x}_i + b_{i3}\delta\hat{y}_i + c_{i3}\delta\hat{z}_i - \delta\hat{U} - (\psi_{i3} - \psi_{i3}^*)$$

$$v_4 = a_{i4}\delta\hat{x}_i + b_{i4}\delta\hat{y}_i + c_{i4}\delta\hat{z}_i - \delta\hat{U} - (\psi_{i4} - \psi_{i4}^*)$$

$$v_5 = a_{i5}\delta\hat{x}_i + b_{i5}\delta\hat{y}_i + c_{i5}\delta\hat{z}_i - \delta\hat{U} - (\psi_{i5} - \psi_{i5}^*)$$

Sistema de ecuaciones de cinco ecuaciones con cuatro incógnitas. De forma matricial:

$$\begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \\ v_4 \\ v_5 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{i1} & b_{i1} & c_{i1} & -1 \\ a_{i2} & b_{i2} & c_{i2} & -1 \\ a_{i3} & b_{i3} & c_{i3} & -1 \\ a_{i4} & b_{i4} & c_{i4} & -1 \\ a_{i5} & b_{i5} & c_{i5} & -1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta\hat{x}_i \\ \delta\hat{y}_i \\ \delta\hat{z}_i \\ \delta\hat{U} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \psi_{i1} - \psi_{i1}^* \\ \psi_{i2} - \psi_{i2}^* \\ \psi_{i3} - \psi_{i3}^* \\ \psi_{i4} - \psi_{i4}^* \\ \psi_{i5} - \psi_{i5}^* \end{pmatrix}$$

Se podrá escribir:

$$v = A \cdot \delta\hat{x} - l$$

Resolución:

$$N = A' * A$$

$$\delta \hat{x} = (N)^{-1} * A' * l$$

El cálculo del GDOP se realiza utilizando la matriz de cofactores  $Q_{XX}$

$$Q_{XX} = N^{-1}$$

$$Q_{XX} = \begin{pmatrix} q_{xx} & q_{xy} & q_{xz} & q_{xU} \\ q_{yx} & q_{yy} & q_{yz} & q_{yU} \\ q_{zx} & q_{yx} & q_{zz} & q_{zU} \\ q_{Ux} & q_{Uy} & q_{Uz} & q_{UU} \end{pmatrix}$$

El parámetro GDOP (Geometrical Dilution of Precision) se calcula con la traza de la matriz  $Q_{XX}$

$$GDOP = \sqrt{\text{trace}\{Q_{XX}\}} = \sqrt{q_{xx} + q_{yy} + q_{zz} + q_{UU}}$$

Se muestra a continuación los resultados obtenidos en una época, realizando seis iteraciones:

Ejemplo cálculo de coordenadas del receptor en una época						
	Iteración 1	Iteración 2	Iteración 3	Iteración 4	Iteración 5	Iteración 6
<b>X</b>	3773110.67554	4776036.83117	4830476.60212	4830660.39245	4830660.39951	4830660.39868
<b>Y</b>	-276092.15325	-388094.01067	-395356.00879	-395392.02963	-395392.10484	-395392.10499
<b>Z</b>	3309536.54594	4093379.04780	4133678.81312	4133876.61271	4133877.02126	4133877.02177

Tal y como se muestra en la tabla, la solución de las coordenadas converge rápidamente a partir de la segunda iteración.

Función <code>reco_lsk2.m</code>	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<i>obs</i> : matriz de observaciones	<i>pos</i> : posicionamiento XYZ ajustado por MMCC
<i>sats</i> : lista de satélites observados	<i>El</i> : elevación del satélite
<i>time</i> : época(sow) correspondiente	<i>GDOP</i> : GDOP obtenido
<i>Eph</i> : matriz de datos de efenérides	<i>basic_obs</i> : coordenadas satélites y pseudodistancia corregida
<i>alpha</i> : parámetros alfa para el cálculo del retardo ionosférico	
<i>beta</i> : parámetros beta para el cálculo del retardo ionosférico	

### **Variantes de la función `recpo_lsk2.m`**

**recpo\_lsk.m:** En esta variante no se consideran las correcciones a aplicar a la pseudodistancia de: retardo troposférico, ionosférico, relatividad e instrumental. Solamente se corrige la pseudodistancia del error de offset del reloj del satélite.

**recpo\_lskP2.m:** Calcula el posicionamiento con la pseudodistancia obtenida con el código preciso modulado en la L2. Se modifican, por tanto, las correcciones que dependen de la longitud de onda: retardo instrumental (TGD) y retardo ionosférico. La modificación consiste en multiplicar la corrección obtenida para la L1 con una magnitud constante  $\left(\frac{77}{60}\right)^2$ .

### 5.3.5.7.8. Descripción de la función `recpo_kalman`

Esta función resuelve el posicionamiento absoluto de código mediante el filtro de Kalman, en un posicionamiento estático.

El proceso que realiza es el siguiente:

- A partir de los datos de efemérides almacenadas en la matriz *Eph*, se obtienen las efemérides adecuadas para cada satélite observado en la época.
- Cálculo del tiempo de emisión de la señal.
- Cálculo de la posición del satélite (`satsxyz.m`)
- Se calcula la distancia geométrica entre el receptor y el satélite. Las coordenadas del satélite son conocidas, y las coordenadas del receptor aproximadas se conocen de la cabecera del fichero rinex.
- Con esta distancia geométrica se podrá calcular con mayor precisión el tiempo de tránsito de la señal, información necesaria para corregir (rotar) las coordenadas del satélite del efecto de la rotación de la tierra sucedida en un tiempo igual al tiempo de tránsito (`e_r_corr.m`)
- Se calculan las correcciones: troposfera (`tropo2.m`), retardo instrumental, efecto relativista e ionosfera (`ionoc.m`).
- Se aplican estas correcciones a la pseudodistancia.  
rel: efecto relativista
- Se compone la matriz *A* y *I* con los datos de todas las pseudodistancias de todos los satélites que intervienen en la observación correspondiente a la época, necesarios para la resolución del problema.
- Se inicializan los valores del filtro de Kalman:
  - Covarianza de ruidos de las observaciones  $1 \text{ m}^2$ . Por lo que no se aplica la matriz de pesos, al estimar constante esta covarianza.
  - Matriz de transición de estados. Se consideran constantes las coordenadas (posicionamiento estático) y el offset del reloj del receptor se considera como un ruido blanco (varianza  $9.10^{10}$  correspondiente a  $1 \text{ ms}^2$ ). Matriz *f* y *Q*.

- Para la primera iteración (primera época) se inicializan los valores de coordenadas a 0 y se establece una matriz covarianza P0 con valores de covarianza para las coordenadas de  $10^6$  y para el offset de reloj  $9^{10}$ .
- Aplicación del filtro de Kalman en dos fases: fase de predicción y fase de aplicación del filtro, tal y como se describe a continuación.

### **Utilización del filtro de Kalman en la resolución del problema de posicionamiento por pseudodistancias**

El filtro de Kalman es un algoritmo recursivo que permite aplicar la teoría de los mínimos cuadrados de forma eficiente, logrando una solución óptima con una varianza mínima.

El proceso de aplicación del filtro es recursivo, en el momento t damos la solución óptima basándonos en el cálculo precedente (t-1) e incorporando las medidas realizadas en t.

Por su eficiencia es muy adecuado para los sistemas dinámicos. Estos sistemas dinámicos vienen representados en la forma estado-espacio. De esta forma el sistema se describe como un conjunto de variables de estado, que nos dan la información correspondiente al estado del sistema en un momento determinado, por lo que se puede llegar a predecir su comportamiento en el futuro.

Teniendo en cuenta que tanto la definición del sistema como las mediciones realizadas tendrán un error asociado, se plantean como modelos estocásticos. En principio, el filtro se aplica considerando que los ruidos asociados al sistema y a las mediciones tienen una distribución normal con media cero y una varianza determinada.

El fundamento básico del filtro de Kalman es el siguiente: se pronostica el estado nuevo del sistema en el tiempo t a partir del estado inmediatamente anterior, t-1, al que se le aplica una corrección que será proporcional al error de la predicción. Por lo que se puede decir que el procedimiento de la aplicación del filtro de Kalman se divide en dos fases: la fase de la predicción y la fase de la corrección.

Para su aplicación en el caso del posicionamiento estático absoluto por pseudodistancias, comenzamos con la definición de las matrices de transición [3]:

$$f_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad Q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_t^2 \end{bmatrix}$$

Donde  $\sigma_t^2 = 9^{10} \text{ m}^2$ , será en cierto modo la incertidumbre asociada al offset del reloj de receptor.

Los valores establecidos a priori:

$$X_0 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad P_0 = \begin{bmatrix} 10^6 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10^6 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10^6 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 9^{10} \end{bmatrix}$$

Fase de predicción (primera iteración)

$$x_- = fi * X_0$$

$$P_- = fi * P_0 * fi' + Q$$

Fase de aplicación

$$P_k = inv(A' * A + inv(P_-))$$

$$x_k = P_k * (A' * l + inv(P_-) * x_-)$$

A partir de la segunda iteración:

$$x_- = fi * X_k$$

$$P_- = fi * P_k * fi' + Q$$

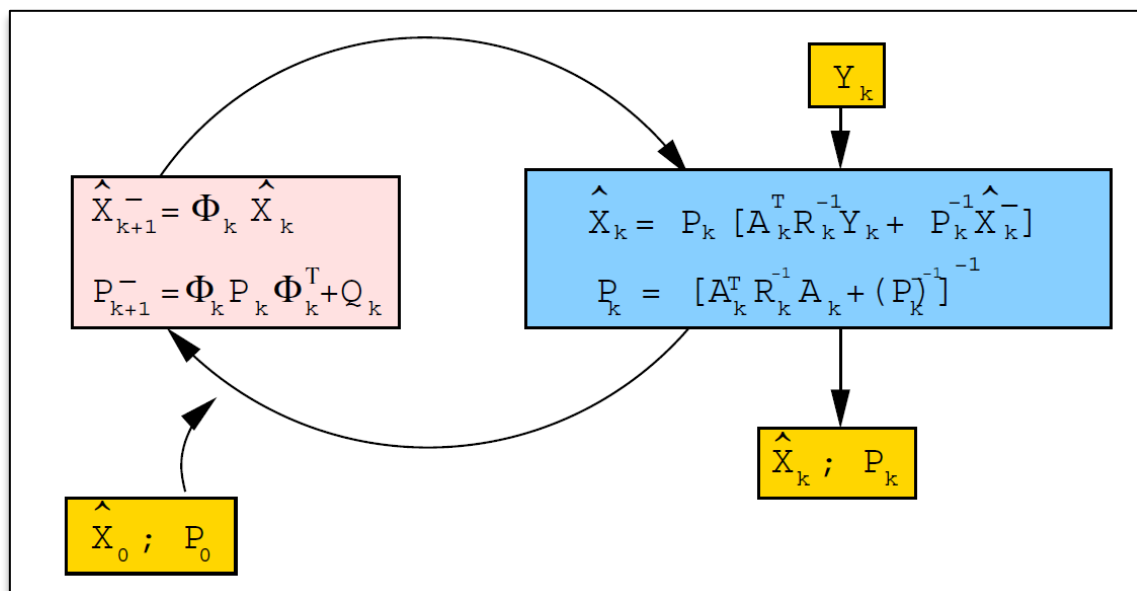


Figura 49. Algoritmo del filtro de Kalman [Fuente:gAGE [2]]

Función <code>recpo_kalaman.m</code>	
VARIABLES INPUT	VARIABLES OUTPUT
<p><i>obs</i>: matriz de observaciones  <i>sats</i>: lista de satélites observados  <i>time</i>: época(sow) correspondiente  <i>Eph</i>: matriz de datos de efenérides  <i>alpha</i>: parámetros alfa para el cálculo del retardo ionosférico  <i>beta</i>: parámetros beta para el cálculo del retardo ionosférico  <i>q</i>: número de época o iteraciones  <i>xk</i>: resultado aplicado el filtro de kalman  <i>Pk</i>: matriz covarianza asociada al resultado  <i>Pos0</i>: posición estimada a priori del receptor (dato de cabecera del RINEX)</p>	<p><i>pos</i>: posicionamiento XYZ ajustado por MMCC  <i>posk</i>: posición aplicado el filtro de kalman  <i>Pk</i>: matriz de covarianza asociada al resultado  <i>xk</i>: resultado aplicado el filtro de kalman  <i>x</i>: resultado obtenido en cada época aplicando MMCC  <i>GDOP</i>: GDOP obtenido</p>



### 5.3.5.8. Solución

#### Apartado 1

Ver [r\\_ejercicio5\\_1.m](#).

Datos: Satélite: prn10 Sow: 381600 Pseudodistancia observada: 20863147.560 Coordenadas aproximadas de la estación X=48306575.088 Y=-3953976.158 Z=4.1338729.393 Parámetros del modelo ionosférico alpha= [ 1.6764e-08 1.4901e-08 -1.1921e-07 -5.9605e-08] beta=[1.0854e+05 3.2768e+04 -2.6214e+05 -6.5536e+04]	
Offset reloj satélite	-10333.042 m
Corrección instrumental TGM	-0.698 m
Efecto de la relatividad	4.037 m
Retardo ionosférico	1.776 m
Retardo troposférico	2.579 m
Pseudodistancia modelada	20863148.439 m

#### Apartado 2

2.a.1. Ver [r\\_ejercicio5\\_2\\_a\\_1.m](#)

- Figura 5\_2\_a\_1
- 6 m – 8m
- En el caso de una órbita circular (excentricidad:0) se anularía este efecto.

$$d. \frac{f'_0 - f_0}{f_0} = \frac{1}{2} \left( \frac{v}{c} \right)^2 + \frac{\Delta U}{c^2} \approx -4.464 \cdot 10^{-10}$$

siendo

$$\Delta f_0 = f_0 \cdot -4.464 \cdot 10^{-10} = -4.57 \cdot 10^{-3}$$

$$f'_0 = 10.22999999543 \text{ Mhz}$$

2.a.2. Ver [r\\_ejercicio5\\_2\\_a\\_2.m](#)

- Figura 5\_2\_a\_2 línea roja

b. El retardo instrumental correspondiente al receptor se incluye en el offset del receptor, por lo que no se corrige. El retardo instrumental del satélite se transmite en el mensaje de navegación y se denomina Total Group Delay (TGD)

c. Figura 5\_2\_2 (se han considerado los satélites 10,1, 5, 8, 17 y 24).

d.  $-3 \text{ m} - 3\text{m}$

e.  $1.65 \cdot \text{TGD}$

2.a.3. Ver [r\\_ejercicio5\\_2\\_a\\_3.m](#)

a. Figura 5\_2\_a\_3\_1

b. Figura 5\_2\_a\_3\_2

c. No. El reloj de cada satélite tiene su propio offset.

d.

$$t_{corr} = a_0 + a_1(t^{sat} - toc) + a_2(t^{sat} - toc)^2$$

siendo  $a_0, a_1$  y  $a_2$ , los parámetros polinómicos que se transmiten en el mensaje de navegación para la corrección del reloj des satélite,  $toc$  es la época de referencia del reloj.

2.a.4. Ver [r\\_ejercicio5\\_2\\_a\\_4.m](#)

a. Figura 5\_2\_a\_4\_1

b. Figura 5\_2\_a\_4\_2

c. Depende de la elevación del satélite

d. Corresponde aproximadamente al retardo troposférico zenital (ZTD)

e.  $t_{dry} + t_{wet} = 2.106 \text{ m}$

2.a.5. Ver [r\\_ejercicio5\\_2\\_a\\_5.m](#)

a. Figura 5\_2\_a\_5\_1

b. Figura 5\_2\_a\_5\_2

c. Depende de la elevación del satélite, de la UT (hora del día) y de los 8 coeficientes de Klobuchar que se transmiten en el mensaje de navegación.

d. Se supone que corrige un 50% del retardo

e. La combinación LC anula el retardo ionosférico. Para el código transmitido en L2, deberíamos multiplicar por 1.65.

2.b. Ver [r\\_ejercicio5\\_2\\_b.m](#). Figura 5\_2\_b

2c. Ver [r\\_ejercicio5\\_2c.m](#). Figura 5\_2\_c La magnitud de esta diferencia es de entre -5m y 10m. Los errores que no se han modelado, y por tanto, son las causas de estas diferencias son: el estado del reloj del receptor, el multipath y el ruido propio de la observación

2.d. Ver [r\\_ejercicio5\\_2\\_d.m](#). Figuras: 5\_2\_d\_1 (TGD) y 5\_2\_d\_2 (Retardo ionosférico)

### Apartado 3

Ver [r\\_ejercicio 5\\_3.m](#)

3.a.

- Lectura del fichero de navegación y generar la matriz *Eph*
- Lectura del fichero Ascii con los datos de observación
- Extraer las observables GPS: *satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G*
- Generar una variable con las Épocas del fichero de observación
- Para cada época
  - o Extraer los satélites y las observable correspondientes a cada época
  - o Función [recpo\\_lsk.m](#)
    - Declarar variables y constantes. Contador de observaciones en la época
    - Extraer del fichero Eph, las ephemerides más cercanas a la época
    - Proceso de aproximaciones sucesivas (iteraciones 6)
      - Para cada satélite
        - o Cálculo de la época de emisión
        - o Cálculo de coordenadas del satélite
        - o Rotación de coordenadas del satélite (corrección de la rotación terrestre)
        - o Cálculo de la pseudodistancia corregida: se corrige
        - o Añadir parámetros correspondientes a esta observación en la matriz A, matriz de coeficientes de distancia.
        - o Calcular pseudodistancia calculada (distancia geométrica menos corrección de offset reloj receptor)
        - o Añadir a la matriz I las diferencia entre la pseudodistancia calculada y la pseudodistancia observada (reducida)
      - Resolución por mínimos cuadrados – obtención del vector *pos* con las coordenadas X,Y,Z,c.dt
    - Generar la matriz *basic\_obs* con las observables básicas: coordenadas de los satélites y pseudodistancia corregida
  - o Añadir a la matriz *Pos* el resultado del posicionamiento obtenido en cada época (*pos*)

3.b. Posición calculada. Valor medio de 3600 épocas:

X: 4830663.808 Y: -395396.432 Z: 4133891.614

3.c. Diferencia del valor medio con respecto a la referencia:

dX: 6.299 dY: 1.184 dZ: 18.674  
difE: 1.694 difN: 10.141 difh: = 16.855

3.d. Ver Figura: 5\_3\_d . Variaciones entre -10 m y 10 m

3.d. Ver Figura: 5\_3\_e . Muestran saltos. Es por el efecto de la ausencia de las correcciones, sobre todo atmosféricas

#### Apartado 4

Ver [r\\_ejercicio5\\_5.m](#)

4.a.

- Se introduce en el script la extracción de los parámetros de corrección ionosférica, que se encuentra en la cabecera del rinex de navegación diario. (si el rinex de navegación es horario nos datos no se encuentran).
- Una vez corregidas las coordenadas de los satélites por el efecto de la rotación terrestre, y a partir de la segunda iteración, se introducen las correcciones de troposfera, TGD, relatividad, e ionosfera. Las pseudodistancias se reducen con los cinco parámetros, incluido el offset del reloj del satélite.

4.b.

Posición calculada. Valor medio de 3600 épocas:

**X: 4830657.679 Y: -395392.892 Z: 4133874.352**

4.c. Diferencia del valor medio con respecto a la referencia:

dX: 0.170 dY: 4.724 dZ: 1.413

Diferencia (E,N,h) del valor medio con respecto a la referencia:

dE: 4.722 dN: 1.212 dh: 0.757

4.d. Ver Figura: 5\_4\_d . Variaciones entre 0 m y -6 m

4.e. Ver Figura: 5\_3\_e . Variaciones entre -2 m y 6 m

4.f. Los errores del posicionamiento absoluto sin aplicar las correcciones son del orden decimétrico (20 m), sin embargo con la correcciones las diferencia se reducen, y el posicionamiento tiene una precisión de alrededor de 5 m.

#### Apartado 5

Ver [r\\_ejercicio5\\_5.m](#)

#### 5.a. sin CORR. TROPOSFERA

Posición calculada. Valor medio de 3600 épocas:

X: 4830667.133 Y: -395393.023 Z: 4133883.003

Diferencia del valor medio sin CORR. TROPOSFERA con respecto a la referencia:

dX: 9.454 dY: -0.131 dZ: 8.651

Diferencia (E,N,h) del valor medio sin CORR. TROPOSFERA con respecto a la referencia:

dE: 0.641 dN: 0.418 dh: 12.793

#### 5.b. sin CORR. TGD

Posición calculada. Valor medio de 3600 épocas:

X: 4830655.417 Y: -395392.067 Z: 4133874.943

diferencia del valor medio sin CORR. TGD con respecto a la referencia:

dX: -5.302 dY: 1.203 dZ: 1.558

diferencia (e,n,h) del valor medio sin CORR. TGD con respecto a la referencia:

dE: 0.638 dN: 1.961 dh: -1.376

#### 5.c. sin CORR. EFECTO RELATIVIDAD

Posición calculada. Valor medio de 3600 épocas:

X: 4830652.377 Y: -395391.689 Z: 4133875.910

Diferencia del valor medio sin CORR. EFECTO RELATIVIDAD con respecto a la referencia:

dX: -5.302 dY: 1.203 dZ: 1.558

Diferencia (E,N,h) del valor medio sin CORR. EFECTO RELATIVIDAD con respecto a la referencia:

dE: 0.766 dN: 4.688 dh: -3.069

#### 5.d. sin CORR. IONOSFERA

Posición calculada. Valor medio de 3600 épocas:

X: 4830661.917 Y: -395398.329 Z: 4133880.814

Diferencia del valor medio sin CORR. IONOSFERA con respecto a la referencia:

dX: 4.238 dY: -5.437 dZ: 6.462

Diferencia (E,N,h) del valor medio sin CORR. IONOSFERA con respecto a la referencia:

dE: -5.073 dN: 1.862 dh: 7.751

Los efectos atmosféricos, troposférico e ionosférico, son de mayor magnitud, afectando mayoritariamente a la altitud elipsoidal, con errores decimétricos.

### Apartado 6

Ver [r\\_ejercicio5\\_6.m](#)

6.a. Posición calculada. Valor medio de 3600 épocas: (4 satélites)

X: 4830654.007 Y: -395392.670 Z: 4133873.544

Diferencia del valor medio utilizando 4 satélites con respecto a la referencia:

dX: -3.672 dY: 0.222 dZ: -0.808

Diferencia (E,N,h) del valor medio utilizando 4 satélites con respecto a la referencia:

dE: -0.078 dN: 1.783 dh: -3.317

Diferencia del valor medio utilizando 4 satélites con respecto a la referencia con precisión cm:

dX: -3.502 dY: 4.946 dZ: 0.604

Diferencia (E,N,h) del valor medio utilizando 4 satélites con respecto a la referencia con precisión cm:

dE: 4.644 dN: 2.995 dh: -2.560

6.b. Valoración: siendo la observación de una hora (3600 épocas), no se muestra en coordenadas demasiada variación. Se observa que ha existido una variación de GDOP de 1.8503 a 2.8689 con cuatro satélites.

**Apartado 7**

Posición calculada. Valor medio de 3600 épocas:

X: 4830658.047 Y: -395389.532 Z: 4133874.915

Diferencia del valor medio utilizando P2 con respecto a la referencia:

dX: 0.368 dY: 3.360 dZ: 0.563

Diferencia (E,N,h) del valor medio utilizando P2 con respecto a la referencia:

dE: 3.379 dN: 0.367 dh: 0.437

Diferencia del valor medio utilizando P2 con respecto a la referencia con precisión cm:

dX: 0.539 dY: 8.084 dZ: 1.976

Diferencia (E,N,h) del valor medio utilizando P2 con respecto a la referencia con precisión cm:

dE: 8.101 dN: 1.579 dh: 1.194

**Apartado 8**

8.a.

Matrices de transición:

$$f_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad Q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_t^2 \end{bmatrix}$$

Donde  $\sigma_t^2 = 9^{10} \text{ m}^2$ ,

Valores establecidos a priori:

$$X_0 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad P_0 = \begin{bmatrix} 10^6 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10^6 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10^6 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 9^{10} \end{bmatrix}$$

*Fase de predicción (primera iteración)*

$$x_- = f_i * X_0$$

$$P_- = fi * P_0 * fi' + Q$$

Fase de aplicación

$$P_k = inv(A' * A + inv(P_-))$$

$$x_k = P_k * (A' * l + inv(P_-) * x_-)$$

A partir de la segunda iteración:

$$x_- = fi * X_k$$

$$P_- = fi * P_k * fi' + Q$$

8.b.

Posición calculada. Filtro de Kalman:

X: 4830657.808 Y: -395392.898 Z: 4133874.774

8.c. Ver [r\\_ejercicio5\\_8.m](#). Figura: 5\_8\_c



## 5.3.3.8.1. Figuras

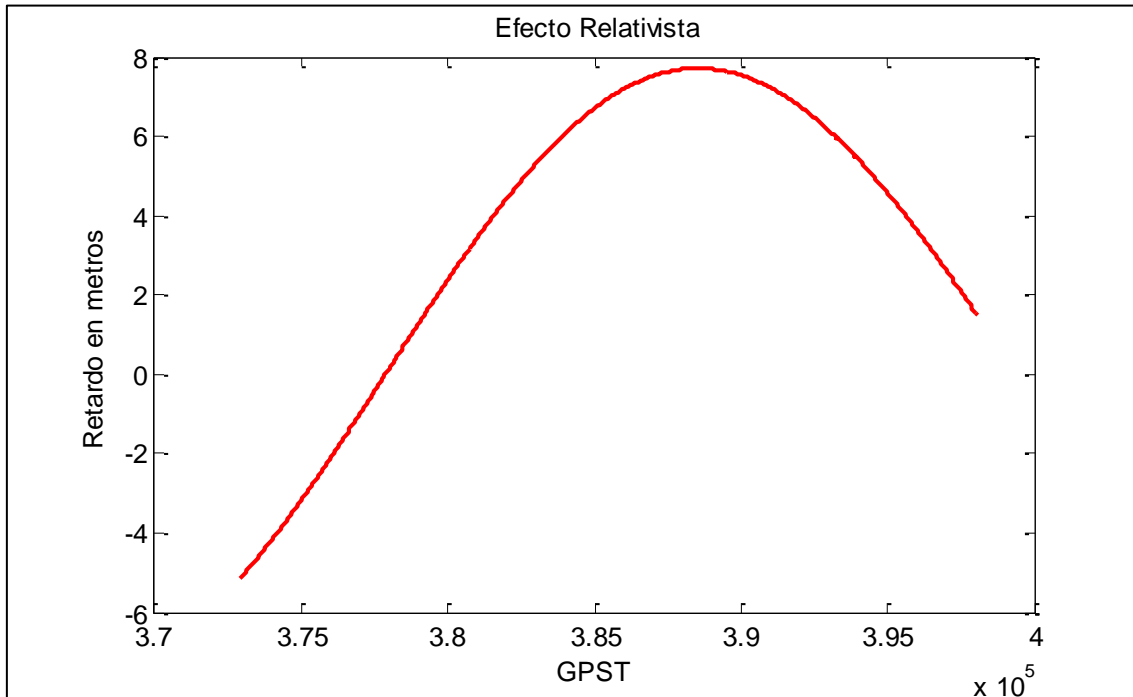


Figura 50. 5\_2\_a\_1. Representación gráfica del valor en metros del retardo debido al efecto relativista

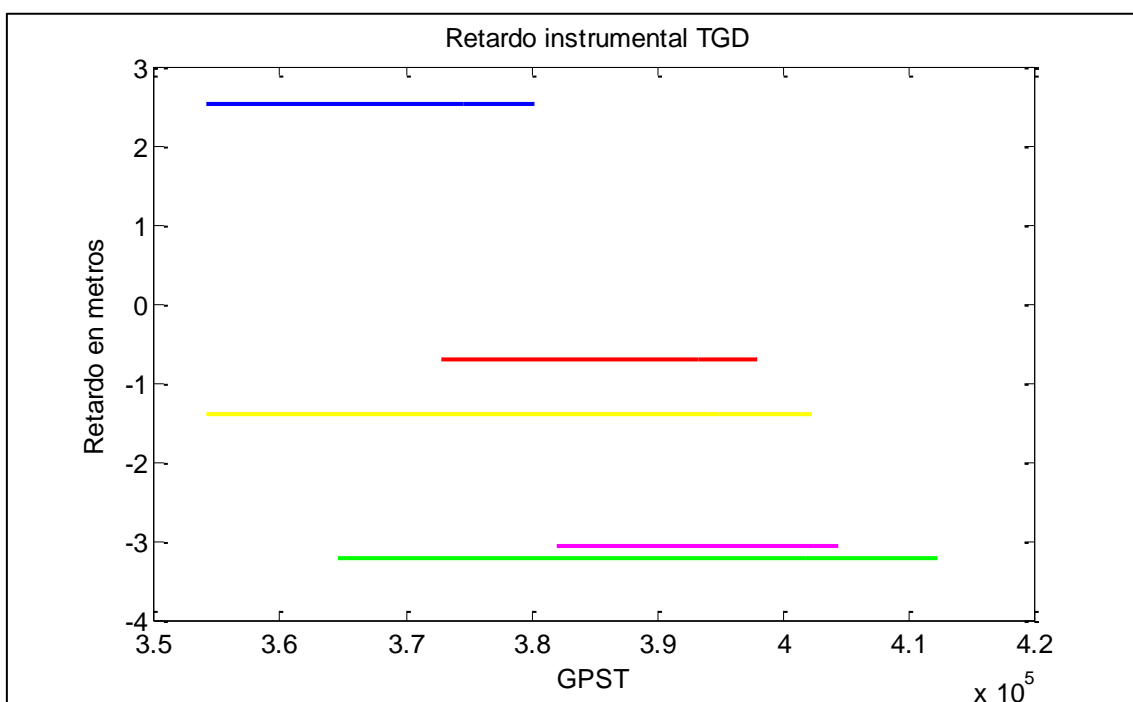


Figura 51.5\_2\_a\_2. Representación gráfica del valor en metros del retardo instrumental TGD del satélite

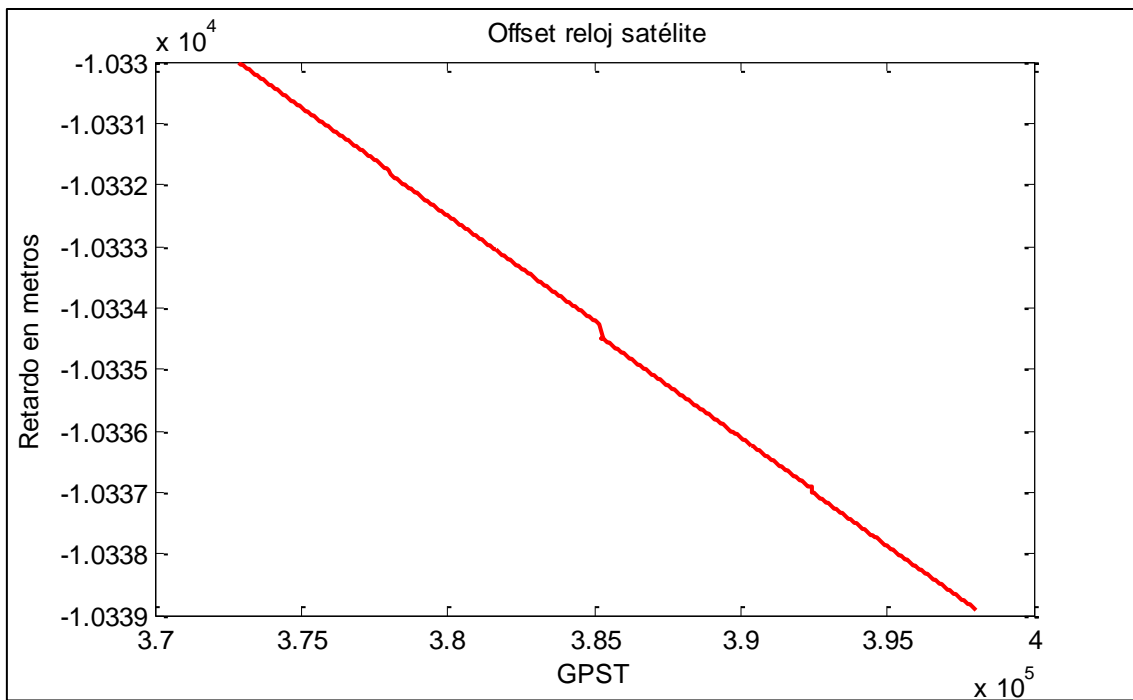


Figura 52.5\_2\_a\_3\_1. Representación gráfica del valor del offset del reloj del satélite en metros.

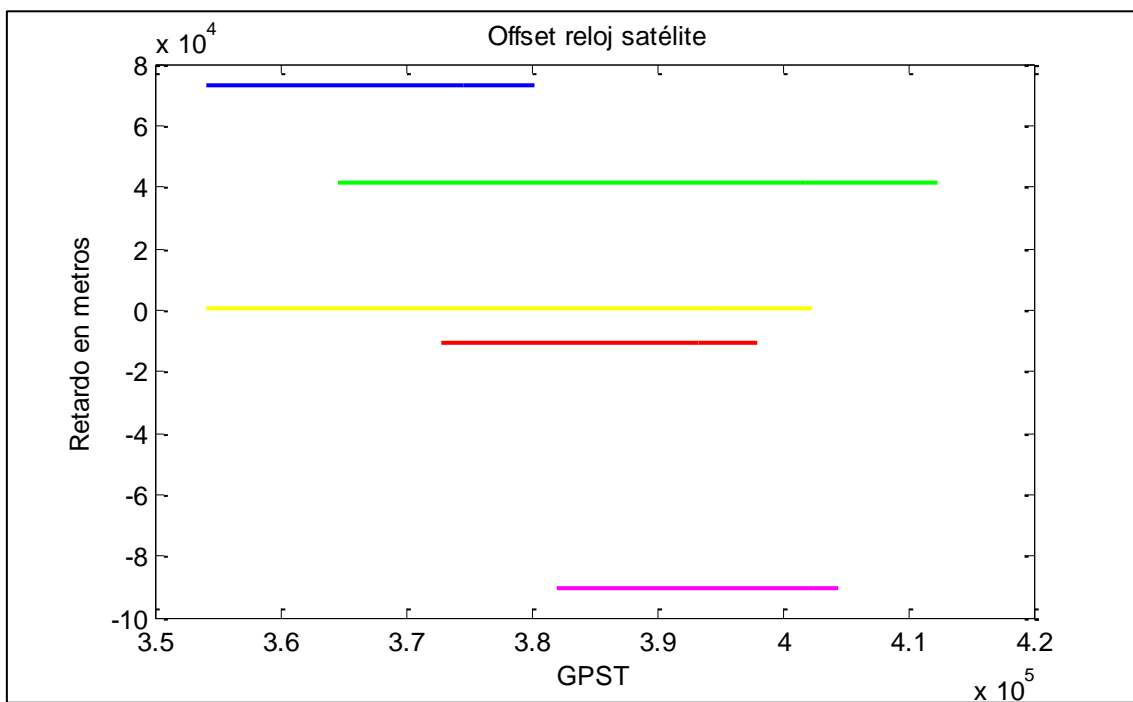


Figura 53.5\_2\_a\_3\_2. Representación gráfica del offset del reloj de satélite en metros para distintos satélites

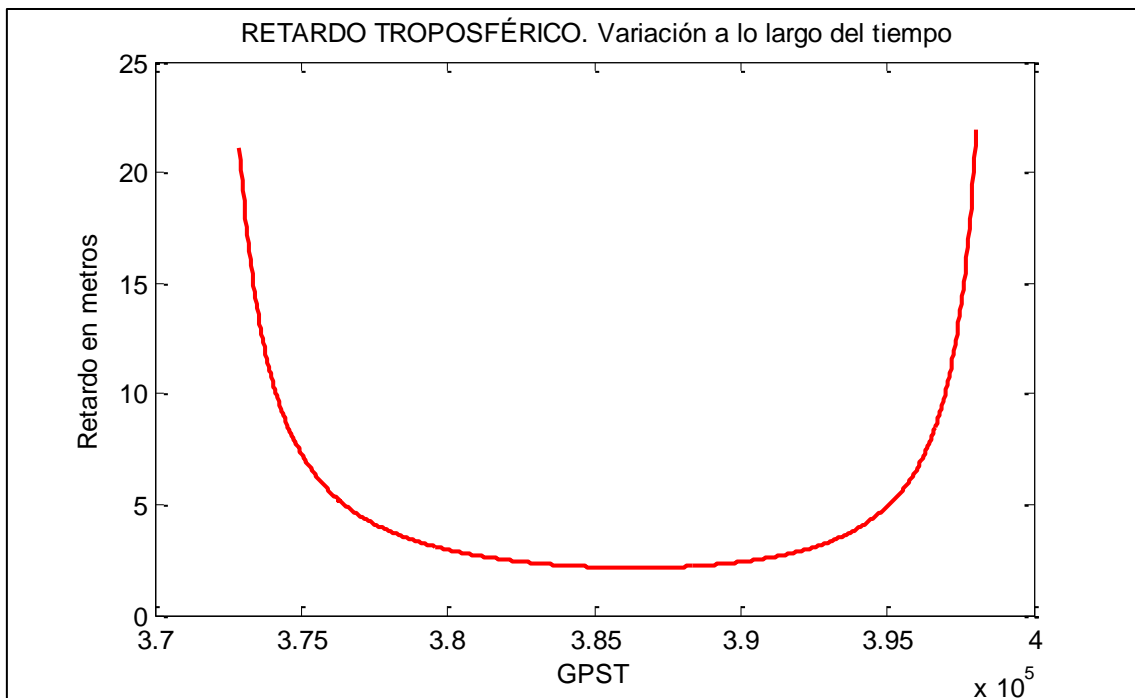


Figura 54.5\_2\_a\_4\_1. Representación gráfica del valor de retardo troposférico en metro. Evolución en el tiempo.

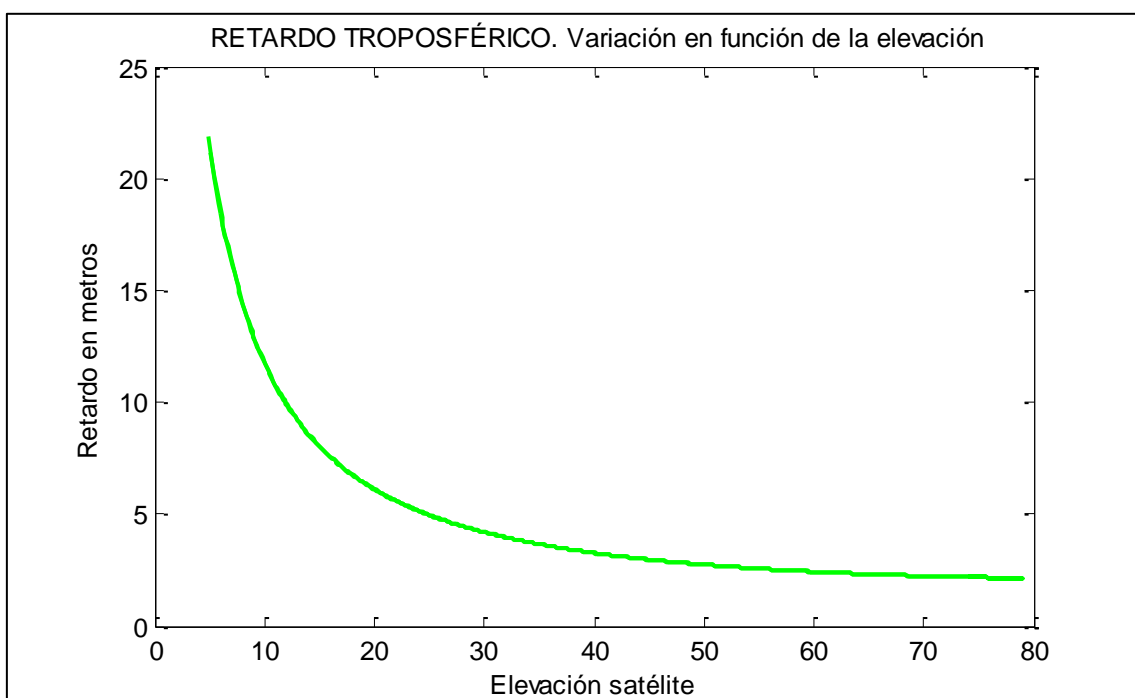


Figura 55.5\_2\_a\_4\_2. Representación gráfica del valor del retardo troposférico en función a la elevación del satélite

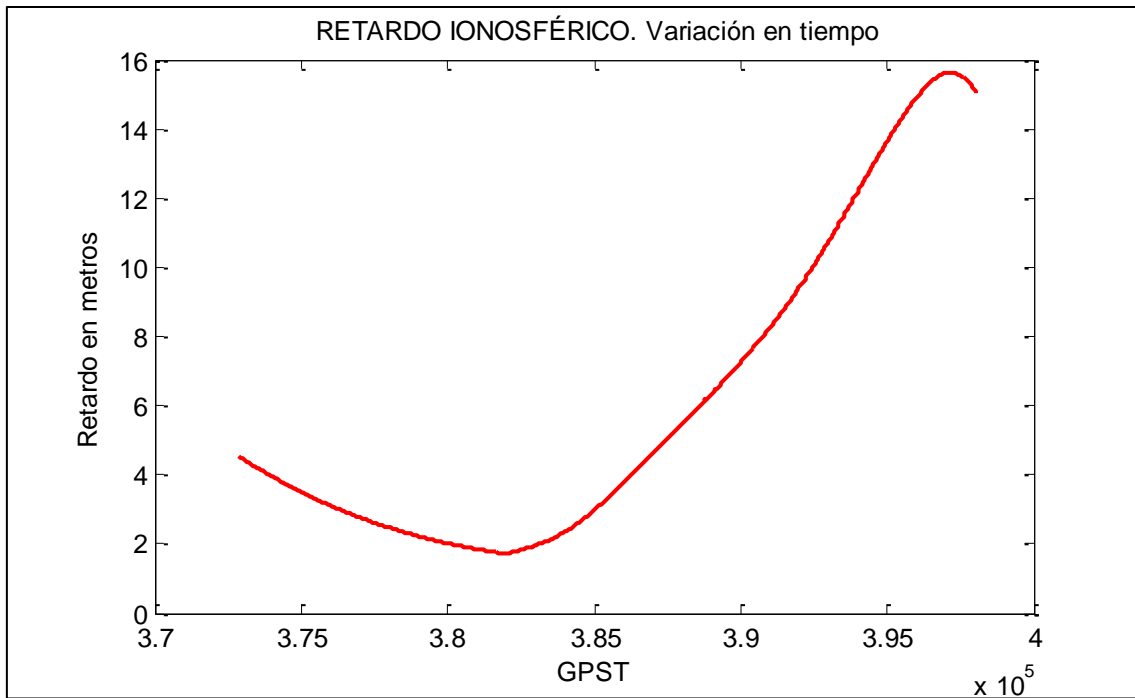


Figura 56. 5\_2\_a\_5\_1. Representación gráfica del valor de retardo ionosférico en metro. Evolución en el tiempo.

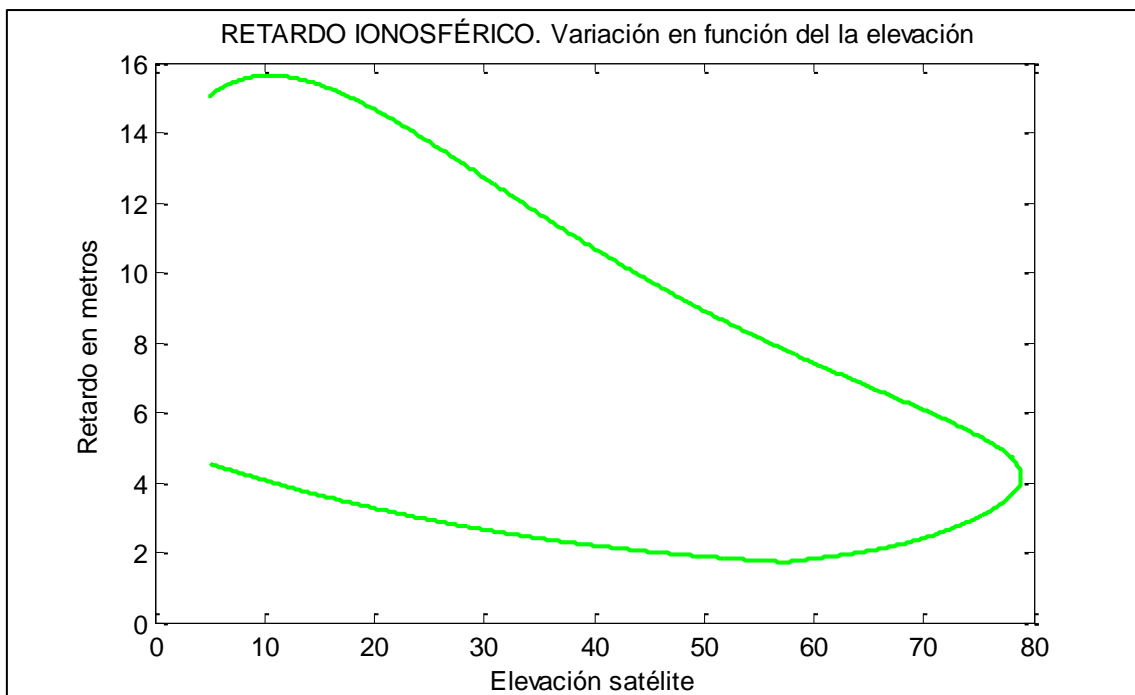
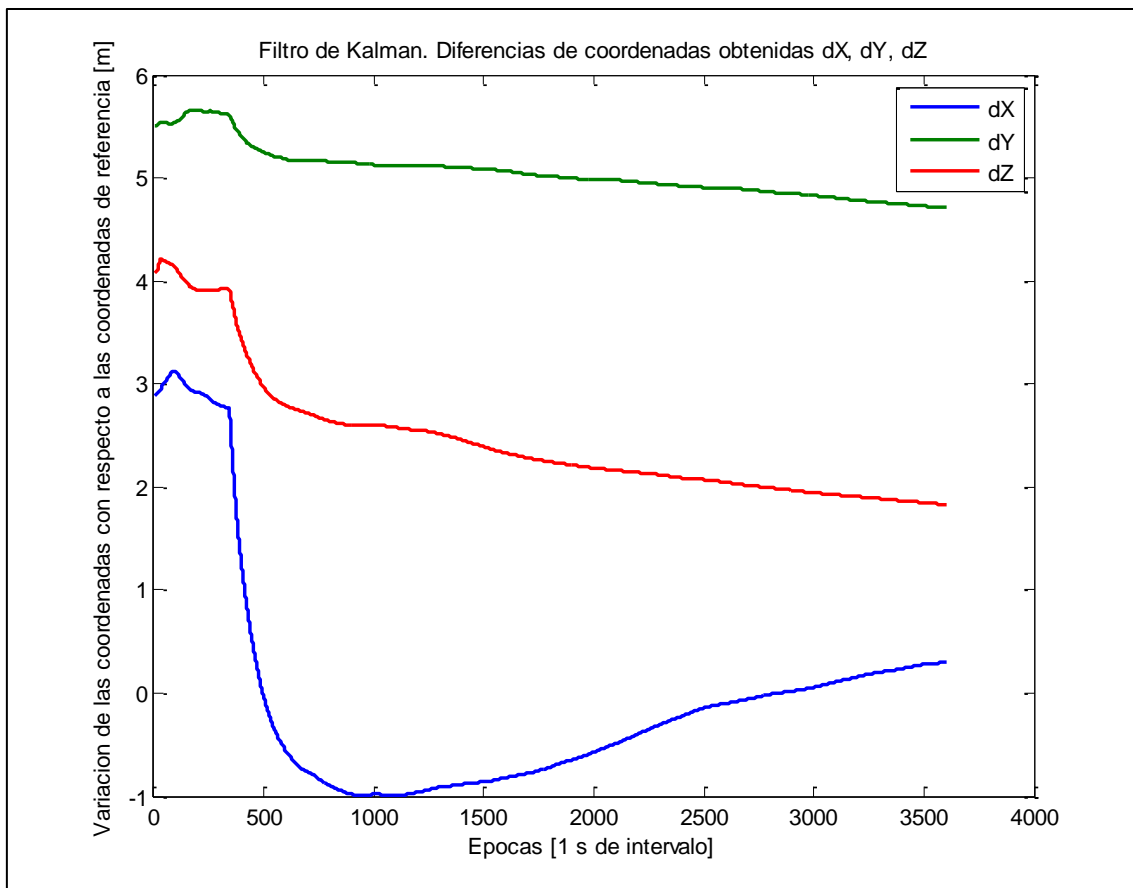


Figura 57. 5\_2\_a\_5\_2. Representación gráfica del valor del retardo ionosférico en función a la elevación del satélite.



**Figura 58.** *Figura 5\_8\_c. Representación gráfica de la evolución en tiempo de la aplicación del filtro a las coordenadas obtenidas por pseudodistancia.*

## 6. CONCLUSIONES

Para finalizar, estimo necesario realizar a modo de conclusión, un análisis de la propuesta desarrollada en este proyecto.

La necesidad de realizar ejercicios prácticos para reforzar el aprendizaje de los conceptos teóricos es una cuestión evidente. En el caso de la temática GNSS esta aplicación práctica, en muchos casos, se basa en la utilización de receptores de campo y cálculo realizado con software comercial. Tal y como se ha comentado en la introducción de este documento, estimo que no es suficiente para la comprensión de los conceptos básicos, ya que el grado de automatización del proceso hace que éste no sea transparente, es decir, que el usuario no sea consciente del trabajo o proceso que está realizando.

En este sentido, se han desarrollado las prácticas mostradas en este proyecto, y que se ha denominado herramienta PBGNSS. Dicha herramienta práctica, debe ser entendida como un complemento a un material de fundamentación teórica (actualmente la bibliografía en este tema es extensa). Por tanto, dicha bibliografía básica y la herramienta PBGNSS pueden resultar adecuados para el aprendizaje básico de los sistemas GNSS; el diseño de las cuestiones de cada práctica se ha realizado con este fin.

Por otro lado, me gustaría destacar que creo necesario entender los conceptos básicos del procesado de datos GNSS para llegar a comprender cálculos complejos. Actualmente tenemos a nuestra disposición herramientas de cálculo preciso (vía internet) y que requieren amplios conocimientos de los sistemas GNSS y Geodesia Espacial. Para poder profundizar en estos conocimientos es necesario afianzar los temas básicos, siendo éste el objetivo que persigue la aplicación de la herramienta PBGNSS.

La herramienta PBGNSS es una herramienta flexible, y por tanto adaptable a cualquier archivo de datos GNSS actual. Quedan documentadas en esta memoria, todos los script y funciones generados, con el fin de que se puedan modificar y adaptar si así fuera necesario.

Las cinco prácticas que se presentan en la herramienta PBGNSS, trabajan como se ha dicho, los aspectos más básicos de los sistemas GNSS, por lo que, es una herramienta abierta y ampliable a cuestiones como:

- Procesado relativo, tanto en pseudodistancia como con la utilización de la fase.
- Procesado PPP para precisiones centimétricas en posicionamiento absoluto.
- Etc.

Por último, destacaría que para la depuración de la herramienta PBGNSS requiere su aplicación real en un grupo de alumnos, para obtener el feed-back necesario en cuestiones relativas a temporalización, grado de autosuficiencia, elección de contenidos, dificultad, etc. incluso, la producción de la fundamentación teórica directamente relacionada con PBGNSS.

## 7. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

### Monografías

- [1] GHILANI, C.D. *Adjustment computations. Spatial data analysis*. New Jersey: Wiley, 2010.
- [2] HERNÁNDEZ-PAJARES M.; et al. *Procesado de datos GPS: código y fase. Algoritmos, Técnicas y Recetas*. Barcelona: CPET, 2008.
- [3] LEICK, A. *GPS Satellite Surveying*. 3a ed. New Jersey: Wiley, 2004.
- [4] SEEBER, G. *Satellite Geodesy*. 2a ed. New York: Walter de Gruyter, 2003.
- [5] STRANG, G.; BORRE, K. *Linear Algebra, Geodesy, and GPS*. USA: Wellesley-Cambridge Press, 1997.
- [6] PÉREZ, C. *Matlab y sus aplicaciones en las ciencias y en la ingeniería*. Madrid: Pearson Prentice Hall, 2002.

### Textos Electrónicos

- [7] BORRE, K. *The GPS Easy Suite—Matlab code for the GPS newcomer* [en línea]. GPS Solution Volumen 7, número 1, páginas 47-51, 2003. Disponible en web: <<http://www.springerlink.com/content/2ndtxgvrmu89utm/g/>>
- [8] BORRE, K. *Easy Suite II. easy17—Visualizing Satellite Orbits, easy18—Computing Range and Range Rate Corrections* [en línea]. Inside GNSS, Junio 2010. Disponible en web: <<http://www.insidegnss.com/node/2093>>[consulta: julio de 2012]
- [9] BORRE, K. *Easy Suite II: easy16* [en línea]. Inside GNSS, Mayo 2010 [En línea]. Disponible en web: <http://www.insidegnss.com/node/2003>[consulta: julio de 2012]
- [10] BORRE, K. *GPS EASY Suite II: easy15* [en línea]. Inside GNSS, Enero/febrero 2010 [En línea]. Disponible en web: <http://www.insidegnss.com/node/1825>[consulta: julio de 2012]
- [11] BORRE, K. *GPS EASY Suite II: easy14 - EGNOS-Aided Aviation* [en línea]. Inside GNSS, Septiembre/ Octubre 2009 [En línea] Disponible en web: <http://www.insidegnss.com/node/1686>[consulta: julio de 2012]
- [12] Borre, K. *GPS EASY Suite II: easy13 – RAIM* [en línea]. Inside GNSS. Julio/ agosto 2009 [En línea]. Disponible en web: <http://www.insidegnss.com/node/1610>[consulta: julio de 2012]
- [13] BORRE, K.. *The GPS EASY Suite II: A Matlab Companion* [en línea]. Inside GNSS. Marzo/ abril 2009 [En línea]. Disponible en web: <http://www.insidegnss.com/node/1372>[consulta: julio de 2012]
- [14] GPS/SPS-SS. *Standard Positioning Service Signal* [en línea]. 2a ed. Junio 1995. Disponible en web:<<http://www.navcen.uscg.gov/pubs/gps/sigspec/gpspsps1.pdf>> [consulta: julio de 2012]
- [15] WELLS D. ;et al. *Guide to GPS Positioning*. Department of Geodesy and Geomatics Engineering, University of New Brunswick. <http://gge.unb.ca/Pubs/LN58.pdf> Noviembre 1999 [En línea]. Disponible en web: [consulta junio de 2012]

## Páginas web

- [16] BORRE, K. GPS MATLAB Tools at Aalborg University by Kai Borre [en línea]. <<http://www.ngs.noaa.gov/gps-toolbox/Borre.htm>> [consulta: julio de 2012]
- [17] FEDERAL agency for cartography and geodesy. International Earth Rotation Service and Reference Systems Service [en línea]. Actualizada: 2010. Disponible en: <<http://www.iers.org>> [consulta: julio de 2012]
- [18] GAGE. Gage: Advanced GNSS Research and Innovative Applications [en línea]. Actualizada: 2012. < <http://www.gage.es/>> [consulta: julio de 2012]
- [19] GEOLAN Donosti S.L. AUTOGNSS [en línea]. Actualizada: 2008. Disponible en: <<http://www.autognss.com/>> [consulta: julio de 2012]
- [20] IGS Central Bureau. INTERNATIONAL GNSS service IGS [en línea]. Actualizada: 4 de mayo de 2012. Disponible en: <<http://igscb.jpl.nasa.gov/>>. [consulta: julio de 2012]
- [21] JUNTA de Castilla y León. Red de estaciones GNSS de Castilla y León [en línea]. Actualizada: 6 de marzo de 2009. Disponible en: < <http://gnss.itacyl.es/>> [consulta: julio de 2012]
- [22] MATHWORKS ESPAÑA [En línea]. Actualizada: 2012. Disponible en: <<http://www.mathworks.es/>> [consulta: mayo de 2012]



## 8. LISTADO DE FIGURAS

Figura 1. Ejemplo de un ejercicio HERNÁNDEZ-PAJARES M.; et al. 2008 .....	11
Figura 2. Script funciones y ficheros de GPS Easy Suite. K. Borre [7].....	13
Figura 3. Ejemplo script easy1.m GPS Easy Suite Kai Borre [7].....	13
Figura 4. Red GNSS de Castilla y León .....	17
Figura 5. PBNSS en Matlab .....	18
Figura 6. Ejemplo de fichero de texto con los datos de efemérides.....	23
Figura 7. Primera época del fichero de observación RINEX .....	33
Figura 8. Fichero de texto con los datos de observación.....	35
Figura 9. Introducción en el script los nombres de los ficheros de entrada y salida.....	38
Figura 10. Figura 2_3_a_1. Representación gráfica de L1 – PRN28.....	40
Figura 11. Figura 2_3_a_2. Representación gráfica de L1 y C1 – PRN28 .....	40
Figura 12. Figura 2_3_a_3. Representación gráfica de L2 y P2 – PRN28 .....	41
Figura 13. Figura 2_3_b_2. Representación gráfica de L1 y C1 – PRN30.....	41
Figura 14. Figura 2_3_b_3. Representación gráfica de L2 y P2 – PRN30.....	42
Figura 15. Figura 2_3_c_2. Representación gráfica de L1 y C1 – GLONASS SAT. 24.....	42
Figura 16. Figura 2_3_c_3. Representación gráfica de L2 y P2 – GLONASS SAT. 24.....	43
Figura 17. Figura 2_4_b. Representación gráfica de la combinación LI: L1-L2 – PRN28.....	43
Figura 18. Figura 2_4_c. Representación gráfica de la combinación PI: C1-P2 – PRN28.....	44
Figura 19. Figura 2_4_d. Representación gráfica LI y PI – PRN28.....	44
Figura 20. Figura 2_4_e. Representación gráfica de LI-PI – PRN28 .....	45
Figura 21. Figura 2_5_a_1.Representación gráfica de LI: L1-L2 – PRN30 .....	45
Figura 22. Figura 2_5_a_2. Representación gráfica de PI: C1-P2 – PRN30 .....	46
Figura 23. Figura 2_5_a_3. Representación gráfica de LI –PI para PRN 30.....	46
Figura 24. Figura 2_5_a_4.Representación gráfica de LI-PI para PRN30 .....	47
Figura 25. Figura 3_3_1. Representación gráfica de L1 para PRN18 .....	54
Figura 26. Figura 3_4_1. Representación gráfica de L1-C1 para PRN18 (datos de dos ficheros)55	
Figura 27. Figura 3_4_2 Representación gráfica de L1-C1 para PRN18 (datos del fichero alterado).....	55
Figura 28. Figura 3_5_1. Representación gráfica de LC-PC para PRN18 (datos de dos ficheros)56	
Figura 29. Figura 3_5_2. Representación gráfica de LC-PC para PRN18 (datos del fichero alterado).....	56
Figura 30. Figura 3_6_1. Representación gráfica de LW-PW para PRN18 (datos de dos ficheros) .....	57
Figura 31. Figura 3_6_2. Representación gráfica de LW-PW para PRN18 (datos del fichero alterado).....	57
Figura 32. Figura 3_7_1. Representación gráfica de LI-PI para PRN18 (datos de dos ficheros) .58	
Figura 33. Figura 3_7_2. Representación gráfica de LI-PI para PRN18 (datos del fichero alterado).....	58
Figura 34. Figura 3_8_1. Representación gráfica de LI para PRN18 (datos de dos ficheros).....	59
Figura 35. Figura 3_8_2 Representación gráfica de LI para PRN18 (datos del fichero alterado) .....	59
Figura 36. Elementos Keplerianos.....	64

Figura 37. Paso de un sistema orbital a un sistema centrado en la Tierra .....	65
Figura 38. Elementos keplerianos y parámetros del movimiento perturbado. [Fuente: Seeber [4]] .....	66
Figura 39. Algoritmo estandarizado para el cálculo de la posición del satélite [Fuente: Seeber [4]] .....	67
40. Figura. Parámetros orbitales [Seeber [4]] .....	71
41. Figura 4_c_iii. Representación gráfica de la distancia geocéntrica del satélite PRN04 .....	73
42. Figura 4_2_b_v. Representación gráfica de la distancia geocéntrica del satélite PRN27.....	73
43. Figura 4_2_b_vi. Representación 3D del recorrido del satélite PRN27 desde el punto de referencia en Ávila .....	74
44. Figura 4_2_b_vii. Representación gráfica de la elevación del satélite PRN27 desde el punto de referencia en Ávila .....	74
45. Figura 4_3_b_vi. Representación gráfica de las diferencias en coordenadas entre las efemérides transmitidas y las efemérides precisas para el satélite PRN30.....	75
46. Figura 4_3_b_vii1. Representación gráfica de las diferencias en el offset del reloj de satélite entre las efemérides transmitidas y las efemérides precisas para el satélite PRN30 Unidad microsegundos. ....	75
47. Figura. 4_3_b_vii2. Representación gráfica de las diferencias en el offset del reloj de satélite entre las efemérides transmitidas y las efemérides precisas para el satélite PRN30 Unidad microsegundos. ....	76
Figura 48. Cabecera del fichero de navegación. Parámetros alfa y beta para la corrección ionosférica (Klobuchar) .....	98
Figura 49. Algoritmo del filtro de Kalman [Fuente:gAGE [2]] .....	105
Figura 50. 5_2_a_1.Representación gráfica del valor en metros del retardo debido al efecto relativista.....	115
Figura 51.5_2_a_2. Representación gráfica del valor en metros del retardo instrumental TGD del satélite.....	115
Figura 52.5_2_a_3_1. Representación gráfica del valor del offset del reloj del satélite en metros. ....	116
Figura 53.5_2_a_3_2. Representación gráfica del offset del reloj de satélite en metros para distintos satélites .....	116
Figura 54.5_2_a_4_1. Representación gráfica del valor de retardo troposférico en metro. Evolución en el tiempo.....	117
Figura 55.5_2_a_4_2. Representación gráfica del valor del retardo troposférico en función a la elevación del satélite.....	117
Figura 56. 5_2_a_5_1. Representación gráfica del valor de retardo ionosférico en metro. Evolución en el tiempo.....	118
Figura 57.5_2_a_5_2. Representación gráfica del valor del retardo ionosférico en función a la elevación del satélite.....	118
Figura 58. Figura 5_8_c. Representación gráfica de la evolución en tiempo de la aplicación del filtro a las coordenadas obtenidas por pseudodistancia.....	119

ANEXOS

## ANEXO 1. PBGNSS. RELACIÓN DE SCRIPTS

### ejercicio1\_1.m

```
%EJERCICIO 1_1. Reconocimiento del fichero RINEX de navegación

%Karmele Artano

%$Revisión: 1.0 $ $Date: 2012/05/11 $

%Ficheros de trabajo: avil096k.12n Debe estar en el directorio
%de trabajo

%Se generará un fichero ascii con los datos de efemérides, cada
%fila se corresponde con los datos de un satélite

eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt')

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio1_1.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```



## ejercicio2\_1.m

```

%EJERCICIO 2_2. Reconocimiento del fichero RINEX de OBSERVACIÓN

%Karmele Artano
%11/05/21012

%Ficheros de trabajo: avil096k.12n Debe estar en el directorio
%de trabajo

%Se generará un fichero ascii con los datos de efemérides, cada
%fila se corresponde con los datos de un satélite

eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt')

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio1_1.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%Ficheros de trabajo: avil096k.12o Debe estar en el directorio
%de trabajo

%Se generará un fichero ascii con los datos observación con la
siguiente
%estructura: ID, SOW, SAT, TSAT, OBS

clear all

% Identificar el fichero de observación y apertura
ofile1 = 'avil0960.12o';
fid1 = fopen(ofile1,'rt');

%Fichero de salida (crear)
fileout='avil096012o.txt';
fido=fopen(fileout,'w');
fclose(fido)

[Obs_types,
ant_delta,ifound_types,eof,Id_name,Id_number,year2,int,conte] =
obsheader(ofile1);
NoObs_types1 = size(Obs_types,2)/2;
%Pos = [];
head_lines = 0;
while 1 %Se salta la cabecera
    head_lines = head_lines+1;
    lin = fgetl(fid1);
    answer = findstr(lin,'END OF HEADER');
    if ~isempty(answer), break; end;
end;

% Numero de épocas en el fichero ofile1: conte
for q = 1:conte
    [sow, dt, prnsat, TSAT,datee] = fepoch_0k(fid1,year2);
    nepoca=q
    NoSv1 = length(prnsat);
    Obs = grabdata(fid1, NoSv1, NoObs_types1);
    makeasc(Id_name,sow,prnsat, TSAT,Obs,fileout,Obs_types);

```

end

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio2_2.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```



## ejercicio2\_2.m

```
%EJERCICIO 2_3. ALMACENAR EN VARIABLES LAS OBSERVACIONES
```

```
% Se extrae la información almacenada en el fichero de texto de
% observaciones. Se generan variables vector-columna para cada dato y
% diferenciando el sistema de posicionamiento.
```

```
%Variables: Lista del PRN de satélites SAT - SATG - SATR
%           Epoca SOW - SOWG - SOWR
%           Observación L1 L1G L1R (unidad ciclos)
%           Observación L2 L2G L2R (unidad ciclos)
%           Observación C1 C1G C1R (unidad metros)
%           Observación P2 P2G P2R (unidad metros)
%           Observación C2 C2G C2R (unidad metros)
```

```
%Karmele Artano
```

```
$$Revisión: 1.0 $ $Date: 2012/05/29 $
```

```
clear all
close all
```

```
MD=importdata('CASA2910950.txt',' ');
```

```
%%Coger datos
```

```
    %tipo de sat
```

```
    ts=cell2mat(MD.textdata(:,2));
```

```
    whg=find(ts)=='G';
```

```
    whr=find(ts)=='R';
```

```
    [r,c]=size(MD.data);
```

```
    numobs=c-2;
```

```
    %satelites
```

```
    sat=MD.data(:,1);
```

```
    %satelitesGPS (G) y GLONASS (R)
```

```
    satG=sat(whg);
```

```
    satR=sat(whr);
```

```
    %sow
```

```
    sow=MD.data(:,2);
```

```
    sowG=sow(whg);
```

```
    sowR=sow(whr);
```

```
    %Obseables
```

```
    if numobs==3
```

```
        %Todos
```

```
        L1=MD.data(:,3);
```

```
        C1=MD.data(:,5);
```

```
        %GPS
```

```
        L1G=L1(whg);
```

```
        C1G=C1(whg);
```

```
        %glonass
```

```
L1R=L1 (whr);
C1R=C1 (whr);
elseif numobs==4
    %Todos
    L1=MD.data (:, 3);
    L2=MD.data (:, 4);
    C1=MD.data (:, 5);
    P2=MD.data (:, 6);
    %GPS
    L1G=L1 (whg);
    L2G=L2 (whg);
    C1G=C1 (whg);
    P2G=P2 (whg);
    %glonass
    L1R=L1 (whr);
    L2R=L2 (whr);
    C1R=C1 (whr);
    P2R=P2 (whr);

elseif numobs==5
    %Todo
    L1=MD.data (:, 3);
    L2=MD.data (:, 4);
    C1=MD.data (:, 5);
    P2=MD.data (:, 6);
    C2=MD.data (:, 7);
    %GPS
    L1G=L1 (whg);
    L2G=L2 (whg);
    C1G=C1 (whg);
    P2G=P2 (whg);
    C2G=C2 (whg);
    %glonass
    L1R=L1 (whr);
    L2R=L2 (whr);
    C1R=C1 (whr);
    P2R=P2 (whr);
    C2R=C2 (whr);

end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio2_3.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```





## ejercicio3\_1.m

```

%EJERCICIO 3_1. ALMACENAR EN VARIABLES LAS OBSERVACIONES

% Se extrae la información almacenada en el fichero de texto de
% observaciones. Se generan variables vector-columna para cada dato y
% diferenciando el sistema de posicionamiento.

%Variables: Lista del PRN de satélites SAT - SATG - SATR
%           Epoca SOW - SOWG - SOWR
%           Observación L1 L1G L1R (unidad ciclos)
%           Observación L2 L2G L2R (unidad ciclos)
%           Observación C1 C1G C1R (unidad metros)
%           Observación P2 P2G P2R (unidad metros)
%           Observación C2 C2G C2R (unidad metros)

%Karmele Artano

%$Revisión: 1.0 $ $Date: 2012/05/29 $

close all

MD=importdata('avil096012o.txt',' ');
%%Coger datos
%tipo de sat
ts=cell2mat(MD.textdata(:,2));
whg=find(ts)=='G';
whr=find(ts)=='R';

[r,c]=size(MD.data);
numobs=c-2;
%satelites
sat=MD.data(:,1);
%satelitesGPS (G) y GLONASS (R)
satG=sat(whg);
satR=sat(whr);
%sow
sow=MD.data(:,2);
sowG=sow(whg);
sowR=sow(whr);
%Obseables

if numobs==3
    %Todos
    L1=MD.data(:,3);
    C1=MD.data(:,5);
    %GPS
    L1G=L1(whg);
    C1G=C1(whg);
    %glonass
    L1R=L1(whr);
    C1R=C1(whr);
elseif numobs==4
    %Todos

```

```

L1=MD.data(:,3);
L2=MD.data(:,4);
C1=MD.data(:,5);
P2=MD.data(:,6);
%GPS
L1G=L1 (whg);
L2G=L2 (whg);
C1G=C1 (whg);
P2G=P2 (whg);
%glonass
L1R=L1 (whr);
L2R=L2 (whr);
C1R=C1 (whr);
P2R=P2 (whr);

elseif numobs==5
%Todo
L1=MD.data(:,3);
L2=MD.data(:,4);
C1=MD.data(:,5);
P2=MD.data(:,6);
C2=MD.data(:,7);
%GPS
L1G=L1 (whg);
L2G=L2 (whg);
C1G=C1 (whg);
P2G=P2 (whg);
C2G=C2 (whg);
%glonass
L1R=L1 (whr);
L2R=L2 (whr);
C1R=C1 (whr);
P2R=P2 (whr);
C2R=C2 (whr);

end

%EJERCICIO 2_3. ALMACENAR EN VARIABLES LAS OBSERVACIONES

% Se extrae la información almacenada en el fichero de texto de
% observaciones. Se generan variables vector-columna para cada dato y
% diferenciando el sistema de posicionamiento.

%Variables: Lista del PRN de satélites SAT - SATG - SATR
%           Epoca SOW - SOWG - SOWR
%           Observación L1 L1G L1R (unidad ciclos)
%           Observación L2 L2G L2R (unidad ciclos)
%           Observación C1 C1G C1R (unidad metros)
%           Observación P2 P2G P2R (unidad metros)
%           Observación C2 C2G C2R (unidad metros)

%Karmele Artano

%$Revisión: 1.0 $ $Date: 2012/05/29 $

```

```
clear all
close all

MD=importdata('CASA2910950.txt',' ');
%%Coger datos
%tipo de sat
ts=cell2mat(MD.textdata(:,2));
whg=find(ts)=='G';
whr=find(ts)=='R';

[r,c]=size(MD.data);
numobs=c-2;
%satelites
sat=MD.data(:,1);
%satelitesGPS (G) y GLONASS (R)
satG=sat(whg);
satR=sat(whr);
%sow
sow=MD.data(:,2);
sowG=sow(whg);
sowR=sow(whr);
%Obsevables

if numobs==3
    %Todos
    L1=MD.data(:,3);
    C1=MD.data(:,5);
    %GPS
    L1G=L1(whg);
    C1G=C1(whg);
    %glonass
    L1R=L1(whr);
    C1R=C1(whr);
elseif numobs==4
    %Todos
    L1=MD.data(:,3);
    L2=MD.data(:,4);
    C1=MD.data(:,5);
    P2=MD.data(:,6);
    %GPS
    L1G=L1(whg);
    L2G=L2(whg);
    C1G=C1(whg);
    P2G=P2(whg);
    %glonass
    L1R=L1(whr);
    L2R=L2(whr);
    C1R=C1(whr);
    P2R=P2(whr);

elseif numobs==5
    %Todo
    L1=MD.data(:,3);
```

```
L2=MD.data(:,4);
C1=MD.data(:,5);
P2=MD.data(:,6);
C2=MD.data(:,7);
%GPS
L1G=L1 (whg);
L2G=L2 (whg);
C1G=C1 (whg);
P2G=P2 (whg);
C2G=C2 (whg);
%glonass
L1R=L1 (whr);
L2R=L2 (whr);
C1R=C1 (whr);
P2R=P2 (whr);
C2R=C2 (whr);

end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio3_1.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```



## ejercicio5\_2.m

```

% EJERCICIO 5_2. Modelización de la pseudodistancia II
% Calcula la pseudodistancia modelada para el satélite prn 10

%Karmele Artano
%15/06/2012

%constantes
v_light = 299792458;

%datos del problema
prnX=input('Introduce el número del satélite....')

%coordenadas del receptor obtenidas del fichero de observación
pos=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]

%Generar matriz de efemerides
Eph=rinav('vala0960.12n','avil096012n.txt');

ifile='avil096012o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

%extraer datos satelite prn ....

whsat=find(satG==prnX);
sowsatX=sowG(whsat);
C1prnXm=C1G(whsat);
P2prnXm=P2G(whsat);

%Epocas
Epocas=sowsatX;

PS_MOD=[];
DISTGEO=[];
REL=[];
TCORRM=[];
TGDM=[];
IONO=[];
TROP=[];
EL=[];

for q = 1:length(C1prnXm)
    %Coger datos de la época numero q
    time=Epocas(q);
    obs=C1prnXm(q);
    % identify ephemerides columns in Eph
    col_Eph = find_eph(Eph,prnX,time);
    k= col_Eph;

    % Cálculo del instante de emisión

    tx_RAW = time - obs/v_light; %tiempo de emision reloj sat

```

```

t0c = Eph(21,k);
dt = check_t(tx_RAW-t0c);
tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
dt = check_t(tx_GPS-t0c);
tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1 iterac)

X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k)); %coordenadas del satélite en el
instante de emisión

rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
traveltime = sqrt(rho2)/v_light;

Rot_X = e_r_corr(traveltime,X); %corrección por rotacion terrestre
rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
pos(3))^2;
rho=sqrt(rho2);
DISTGEO=[DISTGEO;rho];

%Calculo del offset de reloj
t0c = Eph(21,k);
tmt0=time-t0c;
tcorr = (Eph(2,k)*tmt0^2 + Eph(20,k))*tmt0 + Eph(19,k);
tcorr= tcorr*v_light;
TCORRM=[TCORRM;tcorr];

%Retardo instrumental
tgd=Eph(22,k);
tgd= tgd*v_light;
TGDM=[TGDM;tgd];

%Efecto relativista
GM = 3.986005e14;

roota = Eph(4,k);
a = roota*roota;
ecc = Eph(6,k);
E= anomaE( Eph, k, time );

rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;
REL=[REL;rel];

%Retardo ionosferico

XSAT=Rot_X;
xstat=pos;

%WGS84
a=6378137;
df= 298.257223563;

[latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df );

[ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

```

```
azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
EL=[EL;elr*180/pi];

tgps=time;

%Datos de ionosfera del fichero de efemerides

alpha= [+1.9558e-08 +0.0000e+00 -1.1921e-07 +0.0000e+00] ;
beta=[+1.2288e+05 -1.6384e+04 -2.6214e+05 +1.9661e+05];
iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;
IONO=[IONO;iono];

%Retardo troposferico

%trop = tropo(sin(elr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
%           0.0,0.0,0.0);
trop=tropo2(xstat(1),xstat(2),xstat(3),elr);
TROP=[TROP;trop];

%Calculo de la pseudodistancia modelada

ps_modelada=rho+rel+trop+10.260-tcorrm+tgdm;

PS_MOD=[PS_MOD; ps_modelada];
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio5_2.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```



**ejercicio5\_3.m**

```
% EJERCICIO 5_3. POSICIONAMIENTO ABSOLUTO CON PSEUDISTANCIA.
% Pseudodistancia utilizada C1
% Función para el cálculo de coordenadas recpo_lsk: Sólo con
corrección
% del offset del reloj de satélite. Ajuste de coordenadas con
mínimos
% cuadrados

%Karmele Artano
%Fecha: 18/06/2012
```

```
Eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt');
```

```
ifile='avil096k12o.txt'
```

```
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );
```

```
%Epocas
```

```
epoca=sowG(1);
```

```
Epocas=epoca;
```

```
for i=2:length(sowG)
```

```
    if sowG(i)~=epoca
```

```
        epoca=sowG(i);
```

```
        Epocas=[Epocas;epoca];
```

```
    end
```

```
end
```

```
Pos=[];
```

```
for q = 1:length(Epocas)
```

```
%Coger datos de la época numero q
```

```
    epocal=Epocas(q);
```

```
    ind=find(sowG(:)==epocal);
```

```
    sats1=satG(ind);
```

```
    %OBS=P2G(ind);
```

```
    OBS=C1G(ind);
```

```
    wh=find(OBS(:)==0);
```

```
    if ~isempty(wh)
```

```
        OBS(wh)=[];
```

```
        sats1(wh)=[];
```

```
    end
```

```
    [pos, GDOP, basic_obs] = recpo_lsk(OBS,sats1,epocal,Eph);
```

```
    Pos = [Pos pos];
```

```
end
```

```
me = mean(Pos,2);
```



```

fprintf('Posición calculada. Valor medio de %5i
épocas:\n', (length(Epocas)))
fprintf('X: %12.3f Y: %12.3f Z: %12.3f \n', me(1,1), me(2,1),
me(3,1))

% EJERCICIO 5_2. Modelización de la pseudodistancia II
% Calcula la pseudodistancia modelada para el satélite prn 10

%Karmele Artano
%15/06/2012

%constantes
v_light = 299792458;

%datos del problema
prnX=input('Introduce el número del satélite....')

%coordenadas del receptor obtenidas del fichero de observación
pos=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]

%Generar matriz de efemerides
Eph=rinav('vala0960.12n','avil096012n.txt');

ifile='avil096012o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

%extraer datos satelite prn ....

whsat=find(satG==prnX);
sowsatX=sowG(whsat);
C1prnXm=C1G(whsat);
P2prnXm=P2G(whsat);

%Epocas
Epocas=sowsatX;

PS_MOD=[];
DISTGEO=[];
REL=[];
TCORRM=[];
TGDM=[];
IONO=[];
TROP=[];
EL=[];

for q = 1:length(C1prnXm)
    %Coger datos de la época numero q
    time=Epocas(q);
    obs=C1prnXm(q);
    % identify ephemerides columns in Eph
    col_Eph = find_eph(Eph,prnX,time);
    k= col_Eph;

    % Cálculo del instante de emisión

```

```

tx_RAW = time - obs/v_light; %tiempo de emision reloj sat
t0c = Eph(21,k);
dt = check_t(tx_RAW-t0c);
tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
dt = check_t(tx_GPS-t0c);
tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1 iterac)

X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k)); %coordenadas del satélite en el
instante de emisión

rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
traveltime = sqrt(rho2)/v_light;

Rot_X = e_r_corr(traveltime,X); %corrección por rotacion terrestre
rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
pos(3))^2;
rho=sqrt(rho2);
DISTGEO=[DISTGEO;rho];

%Calculo del offset de reloj
t0c = Eph(21,k);
tmt0=time-t0c;
tcorr = (Eph(2,k)*tmt0^2 + Eph(20,k))*tmt0 + Eph(19,k);
tcorr= tcorr*v_light;
TCORRM=[TCORRM;tcorr];

%Retardo instrumental
tgd=Eph(22,k);
tgd= tgd*v_light;
TGDM=[TGDM;tgd];

%Efecto relativista
GM = 3.986005e14;

roota = Eph(4,k);
a = roota*roota;
ecc = Eph(6,k);
E= anomaE( Eph, k, time );

rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;
REL=[REL;rel];

%Retardo ionosferico

XSAT=Rot_X;
xstat=pos;

%WGS84
a=6378137;
df= 298.257223563;

[latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df );

```

```

[ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
EL=[EL;elr*180/pi];

tgps=time;

%Datos de ionosfera del fichero de efemerides

alpha= [+1.9558e-08 +0.0000e+00 -1.1921e-07 +0.0000e+00] ;
beta=[+1.2288e+05 -1.6384e+04 -2.6214e+05 +1.9661e+05];
iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;
IONO=[IONO;iono];

%Retardo troposferico

%trop = tropo(sin(elr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
%           0.0,0.0,0.0);
trop=tropo2( xstat(1),xstat(2),xstat(3) ,elr);
TROP=[TROP;trop];

%Calculo de la pseudodistancia modelada

ps_modelada=rho+rel+trop+10.260-tcorrmtgdm;

PS_MOD=[PS_MOD; ps_modelada];
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio5_3.m %%%%%%%%%

```

**ejercicio5\_4.m**

```
% EJERCICIO 5_4. POSICIONAMIENTO ABSOLUTO CON PSEUDISTANCIA.
% Pseudodistancia utilizada C1
% Función para el cálculo de coordenadas recpo_lsk2: Corrección de
% pseudodistancia de offset reloj satélite, efecto relativista,
retardo
% instrumental, ionosfera, troposfera.
% Ajuste de coordenadas con mínimos cuadrados
%Karmele Artano
%19/06/2012
```

```
Eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt');
```

```
ifile='avil096k12o.txt'
```

```
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );
```

```
% Coger datos de modelo de ionosfera (klobuchar) de la cabecera del
rinex
```

```
file='vala0960.12n'
```

```
fid = fopen(file,'rt');
```

```
while 1 % Gobbling the header
```

```
line = fgetl(fid);
```

```
answer = findstr(line,'END OF HEADER');
```

```
if ~isempty(answer), break; end;
```

```
if (line == -1), eof = 1; break; end;
```

```
answer = findstr(line,'ION ALPHA');
```

```
if ~isempty(answer)
```

```
[alpha1, line] = strtok(line);
```

```
alpha1 = str2num(alpha1);
```

```
[alpha2, line] = strtok(line);
```

```
alpha2 = str2num(alpha2);
```

```
[alpha3, line] = strtok(line);
```

```
alpha3 = str2num(alpha3);
```

```
[alpha4, line] = strtok(line);
```

```
alpha4 = str2num(alpha4);
```

```
end
```

```
answer = findstr(line,'ION BETA');
```

```
if ~isempty(answer)
```

```
[beta1, line] = strtok(line);
```

```
beta1 = str2num(beta1);
```

```
[beta2, line] = strtok(line);
```

```
beta2 = str2num(beta2);
```

```
[beta3, line] = strtok(line);
```

```
beta3 = str2num(beta3);
```

```
[beta4, line] = strtok(line);
```

```
beta4 = str2num(beta4);
```

```
end
```

```
end
```

```
alpha=[alpha1 alpha2 alpha3 alpha4];
```

```
beta=[beta1 beta2 beta3 beta4];
```

```
%Epocas
```

```
epoca=sowG(1);
```

K. Artano

Proyecto Fin de Master

A.17

```

Epocas=epoca;
for i=2:length(sowG)
    if sowG(i)~=epoca
        epoca=sowG(i);
        Epocas=[Epocas;epoca];
    end
end

Pos=[];
GDOPlist=[];

for q = 1:length(Epocas)
%Coger datos de la época numero q
    epocal=Epocas(q);
    ind=find(sowG(:)==epocal);
    sats1=satG(ind);
    %OBS=P2G(ind);
    OBS=C1G(ind);
    wh=find(OBS(:)==0);
    if ~isempty(wh)
        OBS(wh)=[];
        sats1(wh)=[];
    end

    [pos, El, GDOP, basic_obs] =
    reco_1sk2(OBS,sats1,epocal,Eph,alpha,beta);
    Pos = [Pos pos];
    GDOPlist=[GDOPlist GDOP];
end

me = mean(Pos,2);
fprintf('Posición calculada. Valor medio de %5i
épocas:\n', (length(Epocas)))
fprintf('X: %12.3f Y: %12.3f Z: %12.3f \n', me(1,1), me(2,1),
me(3,1))

% EJERCICIO 5_2. Modelización de la pseudodistancia II
% Calcula la pseudodistancia modelada para el satélite prn 10

%Karmele Artano
%15/06/2012

%constantes
v_light = 299792458;

%datos del problema
prnX=input('Introduce el número del satélite....')

%coordenadas del receptor obtenidas del fichero de observación
pos=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]

%Generar matriz de efemerides
Eph=rinav('vala0960.12n','avi1096012n.txt');

ifile='avi1096012o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

```

K. Artano

Proyecto Fin de Master

A.18

```

%extraer datos satelite prn ....

whsat=find(satG==prnX);
sowsatX=sowG(whsat);
C1prnXm=C1G(whsat);
P2prnXm=P2G(whsat);

%Epocas
Epocas=sowsatX;

PS_MOD=[];
DISTGEO=[];
REL=[];
TCORRM=[];
TGDM=[];
IONO=[];
TROP=[];
EL=[];

for q = 1:length(C1prnXm)
    %Coger datos de la época numero q
    time=Epocas(q);
    obs=C1prnXm(q);
    % identify ephemerides columns in Eph
    col_Eph = find_eph(Eph,prnX,time);
    k= col_Eph;

    % Cálculo del instante de emisión

    tx_RAW = time - obs/v_light; %tiempo de emision reloj sat
    t0c = Eph(21,k);
    dt = check_t(tx_RAW-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
    tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
    dt = check_t(tx_GPS-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
    tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1 iterac)

    X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k)); %coordenadas del satélite en el
    instante de emisión

    rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
    travelttime = sqrt(rho2)/v_light;

    Rot_X = e_r_corr(travelttime,X); %corrección por rotacion terrestre
    rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
    pos(3))^2;
    rho=sqrt(rho2);
    DISTGEO=[DISTGEO;rho];

    %Calculo del offset de reloj
    t0c = Eph(21,k);
    tmt0=time-t0c;
    tcorr = (Eph(2,k)*tmt0^2 + Eph(20,k))*tmt0 + Eph(19,k);
    tcorr= tcorr*v_light;
    TCORRM=[TCORRM;tcorr];

```

```

%Retardo instrumental
tgd=Eph(22,k);
tgdM=tgd*v_light;
TGDM=[TGDM;tgdM];

%Efecto relativista
GM = 3.986005e14;

roota = Eph(4,k);
a = roota*roota;
ecc = Eph(6,k);
E= anomaE( Eph, k, time );

rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;
REL=[REL;rel];

%Retardo ionosferico

XSAT=Rot_X;
xstat=pos;

%WGS84
a=6378137;
df= 298.257223563;

[latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df );

[ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
EL=[EL;elr*180/pi];

tgps=time;

%Datos de ionosfera del fichero de efemerides

alpha= [+1.9558e-08 +0.0000e+00 -1.1921e-07 +0.0000e+00] ;
beta=[+1.2288e+05 -1.6384e+04 -2.6214e+05 +1.9661e+05];
iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;
IONO=[IONO;iono];

%Retardo troposferico

%trop = tropo(sin(elr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
%          0.0,0.0,0.0);
trop=tropo2( xstat(1),xstat(2),xstat(3),elr);
TROP=[TROP;trop];

%Calculo de la pseudodistancia modelada

ps_modelada=rho+rel+trop+10.260-tcorrM+tgdM;

```

```
    PS_MOD=[PS_MOD; ps_modelada];  
end  
  
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio5_4.m %%%%%%%%%%
```





## ejercicio5\_5.m

```
% EJERCICIO 5_5. POSICIONAMIENTO ABSOLUTO CON PSEUDISTANCIA.
% Pseudodistancia utilizada C1
% Función para el cálculo de coordenadas recpo_lsk3: Corrección de
% pseudodistancia de offset reloj satélite, efecto relativista,
retardo
% instrumental, ionosfera, troposfera. Copia de recpo_lsk2.m, para
la
% modificación manual por parte del usuario (anular las correcciones
a
% aplicar a las pseudodistancias, y activar de uno en uno, para
conocer
% su efecto en la solución final - coordenadas del receptor.
% Ajuste de coordenadas con mínimos cuadrados
```

```
%Karmele Artano
%27/06/2012
```

```
Eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt');
```

```
ifile='avil096k12o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );
```

```
% Coger datos de modelo de ionosfera (klobuchar) de la cabecera del
rinex
```

```
file='vala0960.12n'
fid = fopen(file,'rt');
while 1 % Gobbling the header
    line = fgetl(fid);
    answer = findstr(line,'END OF HEADER');
    if ~isempty(answer), break; end;
    if (line == -1), eof = 1; break; end;
    answer = findstr(line,'ION ALPHA');
    if ~isempty(answer)
        [alpha1, line] = strtok(line);
        alpha1 = str2num(alpha1);
        [alpha2, line] = strtok(line);
        alpha2 = str2num(alpha2);
        [alpha3, line] = strtok(line);
        alpha3 = str2num(alpha3);
        [alpha4, line] = strtok(line);
        alpha4 = str2num(alpha4);
```

```
end
answer = findstr(line,'ION BETA');
if ~isempty(answer)
    [beta1, line] = strtok(line);
    beta1 = str2num(beta1);
    [beta2, line] = strtok(line);
    beta2 = str2num(beta2);
    [beta3, line] = strtok(line);
    beta3 = str2num(beta3);
    [beta4, line] = strtok(line);
    beta4 = str2num(beta4);
```

```
end
```

```

    end
    alpha=[alpha1 alpha2 alpha3 alpha4];
    beta=[beta1 beta2 beta3 beta4];

    %Epocas
    epoca=sowG(1);
    Epocas=epoca;
    for i=2:length(sowG)
        if sowG(i)~=epoca
            epoca=sowG(i);
            Epocas=[Epocas;epoca];
        end
    end
end

Pos=[];

for q = 1:length(Epocas)
    %Coger datos de la época numero q
    epocal=Epocas(q);
    ind=find(sowG(:)==epocal);
    sats1=satG(ind);
    %OBS=P2G(ind);
    OBS=C1G(ind);
    wh=find(OBS(:)==0);
    if ~isempty(wh)
        OBS(wh)=[];
        sats1(wh)=[];
    end
end

    [pos, El, GDOP, basic_obs] =
    reco_1sk3(OBS,sats1,epocal,Eph,alpha,beta);
    Pos = [Pos pos];
end

me = mean(Pos,2);
fprintf('Posición calculada. Valor medio de %5i
épocas:\n', (length(Epocas)))
fprintf('X: %12.3f Y: %12.3f Z: %12.3f \n', me(1,1), me(2,1),
me(3,1))

% EJERCICIO 5_2. Modelización de la pseudodistancia II
% Calcula la pseudodistancia modelada para el satélite prn 10

%Karmele Artano
%15/06/2012

%constantes
v_light = 299792458;

%datos del problema
prnX=input('Introduce el número del satélite....')

%coordenadas del receptor obtenidas del fichero de observación
pos=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]

%Generar matriz de efemerides
Eph=rinav('vala0960.12n','avi1096012n.txt');

```

```

ifile='avil096012o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

%extraer datos satellite prn ....

whsat=find(satG==prnX);
sowsatX=sowG(whsat);
C1prnXm=C1G(whsat);
P2prnXm=P2G(whsat);

%Epocas
Epocas=sowsatX;

PS_MOD=[];
DISTGEO=[];
REL=[];
TCORRM=[];
TGDM=[];
IONO=[];
TROP=[];
EL=[];

for q = 1:length(C1prnXm)
    %Coger datos de la época numero q
    time=Epocas(q);
    obs=C1prnXm(q);
    % identify ephemerides columns in Eph
    col_Eph = find_eph(Eph,prnX,time);
    k= col_Eph;

    % Cálculo del instante de emisión

    tx_RAW = time - obs/v_light; %tiempo de emision reloj sat
    t0c = Eph(21,k);
    dt = check_t(tx_RAW-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k)*dt + Eph(19,k));
    tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
    dt = check_t(tx_GPS-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k)*dt + Eph(19,k));
    tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1 iterac)

    X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k)); %coordenadas del satélite en el
    instante de emisión

    rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
    traveltime = sqrt(rho2)/v_light;

    Rot_X = e_r_corr(traveltime,X); %corrección por rotacion terrestre
    rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
    pos(3))^2;
    rho=sqrt(rho2);
    DISTGEO=[DISTGEO;rho];

    %Calculo del offset de reloj

```

```

t0c = Eph(21,k);
tmt0=time-t0c;
tcorr = (Eph(2,k)*tmt0^2 + Eph(20,k))*tmt0 + Eph(19,k);
tcorm= tcorr*v_light;
TCORRM=[TCORRM;tcorm];

%Retardo instrumental
tgd=Eph(22,k);
tgdM=tgd*v_light;
TGDM=[TGDM;tgdM];

%Efecto relativista
GM = 3.986005e14;

roota = Eph(4,k);
a = roota*roota;
ecc = Eph(6,k);
E= anomaE( Eph, k, time );

rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;
REL=[REL;rel];

%Retardo ionosferico

XSAT=Rot_X;
xstat=pos;

%WGS84
a=6378137;
df= 298.257223563;

[latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df );

[ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
EL=[EL;elr*180/pi];

tgps=time;

%Datos de ionosfera del fichero de efemerides

alpha= [+1.9558e-08 +0.0000e+00 -1.1921e-07 +0.0000e+00] ;
beta=[+1.2288e+05 -1.6384e+04 -2.6214e+05 +1.9661e+05];
iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;
IONO=[IONO;iono];

%Retardo troposferico

%trop = tropo(sin(elr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
%           0.0,0.0,0.0);
trop=tropo2( xstat(1),xstat(2),xstat(3) ,elr);
TROP=[TROP;trop];

```

```

%Calculo de la pseudodistancia modelada

ps_modelada=rho+rel+trop+10.260-tcorr+tgdm;

PS_MOD=[PS_MOD; ps_modelada];
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio5_5.m %%%%%%%%%

```

## ejercicio5\_6.m

```

% EJERCICIO 5_6. POSICIONAMIENTO ABSOLUTO CON PSEUDISTANCIA.
% Pseudodistancia utilizada C1
% Función para el cálculo de coordenadas recpo_lsk2: Corrección de
% pseudodistancia de offset reloj satélite, efecto relativista,
retardo
% instrumental, ionosfera, troposfera.
% Ajuste de coordenadas con mínimos cuadrados
% Se utilizan 4 satélites
%Karmele Artano
%29/06/2012

```

```
Eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt');
```

```

ifile='avil096k12o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

% Coger datos de modelo de ionosfera (klobuchar) de la cabecera del
rinex
file='vala0960.12n'
fid = fopen(file,'rt');
while 1 % Gobbling the header
    line = fgetl(fid);
    answer = findstr(line,'END OF HEADER');
    if ~isempty(answer), break; end;
    if (line == -1), eof = 1; break; end;
    answer = findstr(line,'ION ALPHA');
    if ~isempty(answer)
        [alpha1, line] = strtok(line);
        alpha1 = str2num(alpha1);
        [alpha2, line] = strtok(line);
        alpha2 = str2num(alpha2);
        [alpha3, line] = strtok(line);
        alpha3 = str2num(alpha3);
        [alpha4, line] = strtok(line);
        alpha4 = str2num(alpha4);
    end
    answer = findstr(line,'ION BETA');
    if ~isempty(answer)
        [beta1, line] = strtok(line);
        beta1 = str2num(beta1);
        [beta2, line] = strtok(line);
        beta2 = str2num(beta2);
    end
end

```

```

        [beta3, line] = strtok(line);
        beta3 = str2num(beta3);
        [beta4, line] = strtok(line);
        beta4 = str2num(beta4);

    end
end
alpha=[alpha1 alpha2 alpha3 alpha4];
beta=[beta1 beta2 beta3 beta4];

%Epocas
epoca=sowG(1);
Epocas=epoca;
for i=2:length(sowG)
    if sowG(i)~=epoca
        epoca=sowG(i);
        Epocas=[Epocas;epoca];
    end
end

Pos=[];
GDOPlist=[];
%
for q = 1:length(Epocas)
%Coger datos de la época numero q
    epoca1=Epocas(q);
    ind=find(sowG(:)==epoca1);
    sats4=satG(ind(1:4));
    %OBS=P2G(ind);
    OBS=C1G(ind);
    wh=find(OBS(:)==0);
    if ~isempty(wh)
        OBS(wh)=[];
        sats4(wh)=[];
    end

    [pos, El, GDOP, basic_obs] =
reco_lsk2(OBS, sats4, epoca1, Eph, alpha, beta);
    Pos = [Pos pos];
    GDOPlist=[GDOPlist GDOP];
end

me = mean(Pos,2);
fprintf('Posición calculada. Valor medio de %5i
épocas:\n', (length(Epocas)))
fprintf('X: %12.3f Y: %12.3f Z: %12.3f \n', me(1,1), me(2,1),
me(3,1))

% EJERCICIO 5_2. Modelización de la pseudodistancia II
% Calcula la pseudodistancia modelada para el satélite prn 10

%Karmele Artano
%15/06/2012

%constantes
v_light = 299792458;

```

```

%datos del problema
prnX=input('Introduce el número del satélite....')

%coordenadas del receptor obtenidas del fichero de observación
pos=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]

%Generar matriz de efemerides
Eph=rinav('vala0960.12n','avil096012n.txt');

ifile='avil096012o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

%extraer datos satellite prn ....

whsat=find(satG==prnX);
sowsatX=sowG(whsat);
C1prnXm=C1G(whsat);
P2prnXm=P2G(whsat);

%Epocas
Epocas=sowsatX;

PS_MOD=[];
DISTGEO=[];
REL=[];
TCORRM=[];
TGDM=[];
IONO=[];
TROP=[];
EL=[];

for q = 1:length(C1prnXm)
    %Coger datos de la época numero q
    time=Epocas(q);
    obs=C1prnXm(q);
    % identify ephemerides columns in Eph
    col_Eph = find_eph(Eph,prnX,time);
    k= col_Eph;

    % Cálculo del instante de emisión

    tx_RAW = time - obs/v_light; %tiempo de emision reloj sat
    t0c = Eph(21,k);
    dt = check_t(tx_RAW-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
    tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
    dt = check_t(tx_GPS-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
    tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1 iterac)

    X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k)); %coordenadas del satélite en el
    instante de emisión

    rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
    traveltime = sqrt(rho2)/v_light;

```

```

Rot_X = e_r_corr(traveltime,X); %corrección por rotacion terrestre
rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
pos(3))^2;
rho=sqrt(rho2);
DISTGEO=[DISTGEO;rho];

%Calculo del offset de reloj
t0c = Eph(21,k);
tmt0=time-t0c;
tcorr = (Eph(2,k)*tmt0^2 + Eph(20,k))*tmt0 + Eph(19,k);
tcorr= tcorr*v_light;
TCORRM=[TCORRM;tcorr];

%Retardo instrumental
tgd=Eph(22,k);
tgd= tgd*v_light;
TGDM=[TGDM;tgd];

%Efecto relativista
GM = 3.986005e14;

roota = Eph(4,k);
a = roota*roota;
ecc = Eph(6,k);
E= anomaE( Eph, k, time );

rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;
REL=[REL;rel];

%Retardo ionosferico

XSAT=Rot_X;
xstat=pos;

%WGS84
a=6378137;
df= 298.257223563;

[latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df );

[ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
EL=[EL;elr*180/pi];

tgps=time;

%Datos de ionosfera del fichero de efemerides

alpha= [+1.9558e-08 +0.0000e+00 -1.1921e-07 +0.0000e+00] ;
beta=[+1.2288e+05 -1.6384e+04 -2.6214e+05 +1.9661e+05];
iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;
IONO=[IONO;iono];

```



```

%Retardo troposferico

%trop = tropo(sin(elr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
%           0.0,0.0,0.0);
trop=tropo2 ( xstat(1),xstat(2),xstat(3) ,elr);
TROP=[TROP;trop];

%Calculo de la pseudodistancia modelada

ps_modelada=rho+rel+trop+10.260-tcorrm+tgdm;

PS_MOD=[PS_MOD; ps_modelada];
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio5_6.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

```

### ejercicio5\_7.m

```

% EJERCICIO 5_7. POSICIONAMIENTO ABSOLUTO CON PSEUDISTANCIA.
% Pseudodistancia utilizada C1
% Función para el cálculo de coordenadas recpo_lsk2: Corrección de
% pseudodistancia de offset, reloj satélite, efecto relativista,
retardo
% instrumental, ionosfera, troposfera.
% Ajuste de coordenadas con mínimos cuadrados
% Se utiliza el código preciso de la L2 (P2)

%Karmele Artano
%29/06/2012

Eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt');

ifile='avil096k12o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

% Coger datos de modelo de ionosfera (klobuchar) de la cabecera del
rinex
file='vala0960.12n'
fid = fopen(file,'rt');
while 1 % Gobbling the header
line = fgetl(fid);
answer = findstr(line,'END OF HEADER');
if ~isempty(answer), break; end;
if (line == -1), eof = 1; break; end;
answer = findstr(line,'ION ALPHA');
if ~isempty(answer)
[alpha1, line] = strtok(line);
alpha1 = str2num(alpha1);
[alpha2, line] = strtok(line);
alpha2 = str2num(alpha2);
[alpha3, line] = strtok(line);
alpha3 = str2num(alpha3);
[alpha4, line] = strtok(line);

```

```

        alpha4 = str2num(alpha4);

    end
    answer = findstr(line, 'ION BETA');
    if ~isempty(answer)
        [beta1, line] = strtok(line);
        beta1 = str2num(beta1);
        [beta2, line] = strtok(line);
        beta2 = str2num(beta2);
        [beta3, line] = strtok(line);
        beta3 = str2num(beta3);
        [beta4, line] = strtok(line);
        beta4 = str2num(beta4);

    end
end
alpha=[alpha1 alpha2 alpha3 alpha4];
beta=[beta1 beta2 beta3 beta4];

%Epocas
epoca=sowG(1);
Epocas=epoca;
for i=2:length(sowG)
    if sowG(i)~=epoca
        epoca=sowG(i);
        Epocas=[Epocas;epoca];
    end
end

Pos=[];

for q = 1:length(Epocas)
    %Coger datos de la época numero q
    epocal=Epocas(q);
    ind=find(sowG(:)==epocal);
    sats1=satG(ind);
    OBS=P2G(ind);
    %OBS=C1G(ind);
    wh=find(OBS(:)==0);
    if ~isempty(wh)
        OBS(wh)=[];
        sats1(wh)=[];
    end

    [pos, El, GDOP, basic_obs] =
    recpo_lskP2(OBS, sats1, epocal, Eph, alpha, beta);
    Pos = [Pos pos];
end

me = mean(Pos,2);
fprintf('Posición calculada. Valor medio de %5i
épocas:\n', (length(Epocas)))
fprintf('X: %12.3f Y: %12.3f Z: %12.3f \n', me(1,1), me(2,1),
me(3,1))

% EJERCICIO 5_2. Modelización de la pseudodistancia II
% Calcula la pseudodistancia modelada para el satélite prn 10

```

```

%KarmeLe Artano
%15/06/2012

%constantes
v_light = 299792458;

%datos del problema
prnX=input('Introduce el número del satélite....')

%coordenadas del receptor obtenidas del fichero de observación
pos=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]

%Generar matriz de efemerides
Eph=rinav('vala0960.12n','avil096012n.txt');

ifile='avil096012o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

%extraer datos satellite prn ....

whsat=find(satG==prnX);
sowsatX=sowG(whsat);
C1prnXm=C1G(whsat);
P2prnXm=P2G(whsat);

%Epocas
Epocas=sowsatX;

PS_MOD=[];
DISTGEO=[];
REL=[];
TCORRM=[];
TGDM=[];
IONO=[];
TROP=[];
EL=[];

for q = 1:length(C1prnXm)
    %Coger datos de la época numero q
    time=Epocas(q);
    obs=C1prnXm(q);
    % identify ephemerides columns in Eph
    col_Eph = find_eph(Eph,prnX,time);
    k= col_Eph;

    % Cálculo del instante de emisión

    tx_RAW = time - obs/v_light; %tiempo de emision reloj sat
    t0c = Eph(21,k);
    dt = check_t(tx_RAW-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
    tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
    dt = check_t(tx_GPS-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);

```

```

tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1 iterac)

X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k)); %coordenadas del satélite en el
instante de emisión

rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
travelttime = sqrt(rho2)/v_light;

Rot_X = e_r_corr(travelttime,X); %corrección por rotacion terrestre
rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
pos(3))^2;
rho=sqrt(rho2);
DISTGEO=[DISTGEO;rho];

%Calculo del offset de reloj
t0c = Eph(21,k);
tmt0=time-t0c;
tcorr = (Eph(2,k)*tmt0^2 + Eph(20,k))*tmt0 + Eph(19,k);
tcorr= tcorr*v_light;
TCORRM=[TCORRM;tcorr];

%Retardo instrumental
tgd=Eph(22,k);
tgd= tgd*v_light;
TGDM=[TGDM;tgd];

%Efecto relativista
GM = 3.986005e14;

roota = Eph(4,k);
a = roota*roota;
ecc = Eph(6,k);
E= anomaE( Eph, k, time );

rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;
REL=[REL;rel];

%Retardo ionosferico

XSAT=Rot_X;
xstat=pos;

%WGS84
a=6378137;
df= 298.257223563;

[latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df );

[ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
EL=[EL;elr*180/pi];

tgps=time;

```

```
%Datos de ionosfera del fichero de efemerides

alpha= [+1.9558e-08 +0.0000e+00 -1.1921e-07 +0.0000e+00] ;
beta=[+1.2288e+05 -1.6384e+04 -2.6214e+05 +1.9661e+05];
iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;
IONO=[IONO;iono];

%Retardo troposferico

%trop = tropo(sin(elr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
%           0.0,0.0,0.0);
trop=tropo2(xstat(1),xstat(2),xstat(3),elr);
TROP=[TROP;trop];

%Calculo de la pseudodistancia modelada

ps_modelada=rho+rel+trop+10.260-tcorr+tgdm;

PS_MOD=[PS_MOD; ps_modelada];
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio5_7.m %%%%%%%%%%
```



## ejercicio5\_8.m

```
% EJERCICIO 5_8. POSICIONAMIENTO ABSOLUTO CON PSEUDISTANCIA. KALMAN
% Pseudodistancia utilizada C1
% Función para el cálculo de coordenadas recpo: Corrección de
% pseudodistancia de offset reloj satélite, efecto relativista,
retardo
% instrumental, ionosfera, troposfera.
% APLICACIÓN DEL FILTRO DE KALMAN
```

```
%Karmele Artano
%27/08/2012
```

```
%Inicialización de variables
```

```
xk=0;
Pk=0;
Pos=[];
Posk=[];
Xk=[];
Xlsk=[];
```

```
%posición inicial del receptor - obtenido de la cabecera del RINEX
```

```
pos0=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393 ]
```

```
Eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt');
```

```
ifile='avil096k12o.txt'
```

```
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );
```

```
% Coger datos de modelo de ionosfera (klobuchar) de la cabecera del
rinex
```

```
%file='13oct98.eph'
```

```
file='vala0960.12n'
```

```
fid = fopen(file,'rt');
```

```
while 1 % Gobbling the header
```

```
line = fgetl(fid);
```

```
answer = findstr(line,'END OF HEADER');
```

```
if ~isempty(answer), break; end;
```

```
if (line == -1), eof = 1; break; end;
```

```
answer = findstr(line,'ION ALPHA');
```

```
if ~isempty(answer)
```

```
 [alpha1, line] = strtok(line);
```

```
 alpha1 = str2num(alpha1);
```

```
 [alpha2, line] = strtok(line);
```

```
 alpha2 = str2num(alpha2);
```

```
 [alpha3, line] = strtok(line);
```

```
 alpha3 = str2num(alpha3);
```

```
 [alpha4, line] = strtok(line);
```

```
 alpha4 = str2num(alpha4);
```

```
end
```

```
answer = findstr(line,'ION BETA');
```

```

    if ~isempty(answer)
        [beta1, line] = strtok(line);
        beta1 = str2num(beta1);
        [beta2, line] = strtok(line);
        beta2 = str2num(beta2);
        [beta3, line] = strtok(line);
        beta3 = str2num(beta3);
        [beta4, line] = strtok(line);
        beta4 = str2num(beta4);

    end
end
alpha=[alpha1 alpha2 alpha3 alpha4];
beta=[beta1 beta2 beta3 beta4];

%Epocas
epoca=sowG(1);
Epocas=epoca;
for i=2:length(sowG)
    if sowG(i)~=epoca
        epoca=sowG(i);
        Epocas=[Epocas;epoca];
    end
end

for q = 1:length(Epocas)
%Coger datos de la época numero q
    epocal=Epocas(q);
    ind=find(sowG(:)==epocal);
    sats1=satG(ind);
    %OBS=P2G(ind);
    OBS=C1G(ind);
    wh=find(OBS(:)==0);
    if ~isempty(wh)
        OBS(wh)=[];
        sats1(wh)=[];
    end

    [pos,posk,Pk,xk,x,GDOP] =
reco_kalman(OBS,sats1,epocal,Eph,alpha,beta,q,xk,Pk,pos0);
    Pos = [Pos pos];
    Posk=[Posk posk];
    Xk=[Xk xk];
    Xlsk=[Xlsk x];
end

me = mean(Pos,2);
fprintf('Posición calculada. Valor medio de %5i
épocas:\n', (length(Epocas)))
fprintf('X: %12.3f Y: %12.3f Z: %12.3f \n', me(1,1), me(2,1),
me(3,1))
fprintf('Posición calculada. Filtro de Kalman:\n')
fprintf('X: %12.3f Y: %12.3f Z: %12.3f \n', posk(1,1), posk(2,1),
posk(3,1))

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio5_8.m %%%%%%%%%%%%%%%

```

## ANEXO 2. PBGNSS. RELACIÓN DE FUNCIONES

### LISTADO

- 1 anomaE
- 2 cal2jd
- 3 carte2geoBR
- 4 check\_t
- 5 e\_r\_corr
- 6 fepoch\_0k
- 7 find\_eph
- 8 geoc2local
- 9 grabdata
- 10 ionoc
- 11 jd2sow
- 12 kepler2xyz
- 13 listsat2
- 14 makeasc
- 15 mrota
- 16 obsdataG
- 17 obsheader
- 18 ordenobs
- 19 recpo\_lsk
- 20 recpo\_lsk2
- 21 recpo\_lsk3
- 22 recpo\_lsP2
- 23 recpo\_kalman
- 24 rinav
- 25 satxyz
- 26 sp3
- 27 tropo
- 28 tropo2





## FUNCIÓN anomaE.m

```

function E= anomaE( Eph, k, time )
%anomaE Función para el cálculo de la anomalía excentrica a partir de
los
%datos de efemérides
% Se calcula la anomalía media y posteriormente de forma iterativa
la
% anomalía excentrica
% INPUT Eph: Matriz de efemérides
% k: número de la columna de datos de efemérides
seleccionados
% time: sow o época correspondiente
% OUTPUT: E: anomalía excentrica
%Karmele Artano
%Fecha: 1/06/2012

%Constantes utilizados
GM = 3.986005e14;
%Extracción de datos necesarios de la variable Eph
M0 = Eph(3,k);
roota = Eph(4,k);
deltan = Eph(5,k);
ecc = Eph(6,k);
toe = Eph(18,k);
%Calculo de la anomalía excentrica
A = roota*roota;
tk = check_t(time-toe);
n0 = sqrt(GM/A^3);
n = n0+deltan;
M = M0+n*tk;
M = rem(M+2*pi,2*pi);
E = M;
for i = 1:10
    E_old = E;
    E = M+ecc*sin(E);
    dE = rem(E-E_old,2*pi);
    if abs(dE) < 1.e-12
        break;
    end
end
E = rem(E+2*pi,2*pi);

end

```

## FUNCIÓN cal2jd.m

```
function jd=cal2jd(yr, mn, dy,ut)
% CAL2JD Función para el cálculo del día juliano a partir del día de
% calendario

% Input:   yr - año del calendario con cuatro cifras
%          mn - mes de calendario
%          dy - día de calendario
%          ut - hora (en horas)

% Output:  jd - Dia Juliano
% Uso:     jd=cal2jd(yr,mn,dy)
% Karmele Artano
% Fecha_01/06/2012

if nargin ~= 4
    warning('Numero de argumento incorrectos');
    return;
end

if mn > 2
    y = yr;
    m = mn;
else
    y = yr - 1;
    m = mn + 12;
end

if y > 0
    jd = fix(365.25*y) + fix(30.6001*(m+1)) + dy + ut/24 + 1720981.5;
else
    jd = fix(365.25*y-0.75) + fix(30.6001*(m+1))+ dy + ut/24 +
1720981.5;
end
```



## FUNCIÓN `carte2geobr.m`

```
function [ latr lonr h ] = carte2geobr( X,Y,Z,a,df )

%CARTE2GEO Paso de coordenadas cartesianas geocéntricas a GEODÉSICAS
%Método BOWRING
% Uso:[ lat lon h ] = carte2geo( X,Y,Z )
% Input: Coordenadas cartesianas X,Y,Z
%        a, df: Elipsoide. Semieje mayor y denominador del
aplanamiento
% Output: lat: vector latitud en gms
%         lon: vector longitud en gms
%         h:vector altitud elipsoidal en metros
%Karmele Artano
%02/12/2011

%elipsoide
f=1/df;
b=a*(1-f);
e2=2*f-f^2;
ep2=e2/(1-e2);

%Parametros de calculo directo
p=sqrt(X.^2+Y.^2);
lonr=atan2(Y,X);

%calculo de latitud

teta=atan((Z.*a)/(p.*b));
latr=atan((Z+ep2.*b.*(sin(teta)).^3)/(p-e2.*a.*(cos(teta)).^3));

%Calculo de la N
W=(1-(e2*(sin(latr)).^2)).^(1/2);
N=a./W;

%Calculo de la h
h=p./cos(latr)-N;

end
```

## FUNCIÓN check\_t.m

```
function tt = check_t(t);  
% CHECK_T repairs over- and underflow of GPS time  
  
% Written by Kai Borre  
% April 1, 1996  
  
half_week = 302400;  
tt = t;  
  
if t > half_week, tt = t-2*half_week; end  
if t < -half_week, tt = t+2*half_week; end  
  
end
```



## FUNCIÓN `e_r_corr.m`

```
function X_sat_rot = e_r_corr(traveltime, X_sat)
%E_R_CORR Rotación de las coordenadas ECEF del satélite debido a la
% rotación de la Tierra durante el tiempo transcurrido por la señal en
% realizar el recorrido satélite-receptor

%Adaptación de e_r_corr.m
    %Kai Borre 10-10-96
    %Copyright (c) by Kai Borre
    %$Revision: 1.0 $ $Date: 1997/09/26 $
%Karmele Artano
%Fecha: 15/06/2012

Omegae_dot = 7.292115147e-5;           % rad/sec

omegatau = Omegae_dot*traveltime;
R3 = [ cos(omegatau) sin(omegatau) 0;
       -sin(omegatau) cos(omegatau) 0;
         0             0             1];
X_sat_rot = R3*X_sat;
end
```

**FUNCIÓN fepoch\_0k.m**

```

function [sow, dt, prnsat, TSAT, datee] = fepoch_0k(fid,Year2)
% FEPOCH_0K  Lectura de la primera fila de los datos correspondientes
a
% cada época, con el fin de almacenar:
%          1) Época en fomato (años, mes, día, hora). Calcula el
sow:
%          second of week
%          2) Lista con los satélites "observados" en cada época:
%          llamada a la función listsat2.m
%          3) dt corrección reloj de receptor (si existiera)
% INPUT: fid: fichero RINEX de observación
%        year2: año (últimos dos dígitos)
% OUTPUT: sow: second of week
%         dt: corrección reloj receptor
%         prnsat: identificador PRN de satelítes
%         TSAT: tipos de satélite G:GPS R:GLONASS
%         datee: Época en formato (año, mes, día, hora,
minuto,segundo)
%
%Uso:  [sow, dt, prnsat, TSAT,datee] = fepoch_0k(fid1,year2)

% Adaptación de la función FEPOCH_0K.M
%Kai Borre 09-14-96; revised 03-22-97; revised Sept 4, 2001
%Copyright (c) by Kai Borre
%$Revision: 1.0 $ $Date: 1997/09/22 $
%Modificado por Karmele Artano
%Fecha:01/06/2012

time = 0;
dt = 0;
sats = [];
NoSv = 0;

%while 1

    lin = fgetl(fid); % earlier fgetl

    [fword]=strtok(lin);
    fword = str2num(fword);
    while fword~=Year2
        lin = fgetl(fid);
        [fword]=strtok(lin);
        fword = str2num(fword);
    end

    if fword==Year2

        ll = length(lin)-2;
        %if ll > 60, ll = 60; end;
        linp = lin(1:ll);
        %fprintf('%60s\n',linp);
        [Year, lin] = strtok(lin);
        Year=str2num(Year);
        [Month, lin] = strtok(lin);
        Month=str2num(Month);

```

```
[Day, lin] = strtok(lin);
Day=str2num(Day);;
[hour, lin] = strtok(lin);
hour=str2num(hour);
[minute, lin] = strtok(lin);
minute=str2num(minute);
[second, lin] = strtok(lin);
second=str2num(second);
[OK_flag, lin] = strtok(lin);

if Year>80
    Year=Year+1900;
else
    Year=Year+2000;
end
%Cálculo del día juliano del segundo cero)
jd=cal2jd(Year,Month,Day,0);

%Cálculo de la semana GPS y sow
[nw,sow]=jd2sow(jd,hour,minute,second);

[NoSv, lin] = strtok(lin,'G|R');
%[ satsG, satsR,dt ]= listsat2(fid, lin, NoSv);

[ prnsat, TSAT,dt ] = listsat2(fid,lin,NoSv );

end

%end;
datee=[Year Month Day hour minute second];

end
```



## FUNCIÓN find\_eph.m

```
function icol = find_eph(Eph,sv,time)

%FIND_EPH Encuentra la columna adecuada de la matriz de efemérides

%Input: Eph: matriz de efemérides
%       sc: satélites
%       time: época (sow)
%Output: icol: columna en el que se encuentran las efemérides más
cercanas
%a la época almacenada en time

%Adaptación de FIND_EPH
% Kai Borre and C.C. Goad 11-26-96
% Copyright (c) by Kai Borre
% $Revision: 1.2 $ $Date: 2004/02/09 $
%Modificación introducida: encuentra los datos de efemérides más
cercanos
%en tiempo (no tiene porqué ser dt<0)

%Karmele Artano

%Fecha:01/06/2012

icol = 0;
isat = find(Eph(1,:) == sv);
n = size(isat,2);
if n == 0
    return
end;
icol = isat(1);
dtmin = Eph(21,icol)-time;
for t = isat
    dt = Eph(21,t)-time;
    %if dt <= 0
    if abs(dt) < abs(dtmin)
        icol = t;
        dtmin = dt;
    end
end
% end
end
end
```



## FUNCIÓN geoc2local.m

```
function [ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( POSXYZi, POSXYZ )

%GEOC2LOCAL Transforma coordenadas cartesianas geocéntricas en
coordenadas
%locales geodésicas
%   INPUT: POSXYZi:Coordenadas XYZ del punto inicial del vector a
transformar
%   POSXYZ:Coordenadas XYZ del punto final del vector a
transformar
%   OUTPUT:POSENh: Coordenadas cartesianas locales geodésicas (este,
norte altura elipsoidal)
%   POSalfabetaD: Coordenadas polares locales geodésicas
(alfa:acimut, beta:elevación, D:distancia Espacial)

%Calcular las coordenadas geodésicas del punto inicial
Xi=POSXYZi(1);
Yi=POSXYZi(2);
Zi=POSXYZi(3);
a=6378137;
df= 298.2572236;

[ latr lonr h ] = carte2geoBR( Xi,Yi,Zi,a,df );

%Coordenadas puntos destino
X=POSXYZ(1);
Y=POSXYZ(2);
Z=POSXYZ(3);
%Calcular los incrementos
dX=X-Xi;
dY=Y-Yi;
dZ=Z-Zi;
dPOS=[dX;dY;dZ];

rota=[-sin(lonr),cos(lonr),0; -sin(latr)*cos(lonr), -
sin(latr)*sin(lonr), cos(latr); cos(latr)*cos(lonr),
cos(latr)*sin(lonr), sin(latr)];
%coordenadas locales geodésicas
POSENh=rota*dPOS;

%coordenadas esfericas locales
D=sqrt(sum((POSENh).^2));
alfa=atan2(POSENh(1),POSENh(2))*(180/pi);

if alfa<0
    alfa=alfa+360;
end

beta=acos(POSENh(3)/D)*(180/pi);
beta=90-beta;

POSalfabetaD=[alfa;beta;D];
```

end

## FUNCIÓN grabdata.m

```
function Obs = grabdata(fid, NoSv, NoObs)
%GRABDATA Almacena los datos de observación del fichero RINEX de
%observación
%Input: fid: identificador del fichero de observación abierto
%       NoSv: Número de satélites observados
%       NoObs: Número observables
%Output: Obs: Matriz de observaciones

% Uso: Obs = grabdata(fid, NoSv, NoObs)
% Adaptación de la función GRABDATA.M
% Kai Borre 09-13-96
% Copyright (c) by Kai Borre
% $Revision: 1.0 $ $Date: 1997/09/23 $
% Karmele Artano 2012/05/19

global lin

Obs = zeros(NoSv, NoObs);

if NoObs <= 5 % This will typical be Turbo SII data
    for u = 1:NoSv
        lin = fgetl(fid);
        for k = 1:NoObs
            if isempty(str2num(lin(1+16*(k-1):16*k-2))) == 1
                Obs(u,k) = nan;
            else
                %
                Obs(u,k) = str2num(lin(1+16*(k-1):16*k-2));
            end
        end
    end
    Obs=Obs./(Obs~=0);
else % This will typical be Z12 data
    Obs = Obs(:, [1 2 3 4 5]); % We cancel the last two columns 6 and 7
    %NoObs = 5;
    for u = 1:NoSv
        lin = fgetl(fid);
        lin_doppler = fgetl(fid);
        NoObs=round(length(lin)/16);
        for k = 1:NoObs %%-1
            if isempty(str2num(lin(1+16*(k-1):16*k-2))) == 1
                Obs(u,k) = nan;
            else
                %
                Obs(u,k) = str2num(lin(1+16*(k-1):16*k-2));
            end
        end
        % Obs(u,NoObs) = str2num(lin(65:78));
    end
end
Obs=Obs./(Obs~=0);
end
%Pasar de NaN a valores cero
```

```
wnan=find(isnan(Obs));
Obs(wnan)=0;
end
```

## FUNCIÓN ionoc.m

```
function ionocorr = ionoc(lat,lon,el,az,tgps,alpha,beta)

%wgs84con;
% global constants used: c_speed
c_speed = 2.99792458e+8;
% Calculate angles in semicircles

elism = el / pi;
azsm = az / pi;
latism = lat / pi;
lonism = lon / pi;

% Compute the earth-centered angle

psi = 0.0137 / (elism + 0.11) - 0.022;

% Compute the subionospheric latitude

iono_lat = latism + psi * cos(az);
if (iono_lat > 0.416)
    iono_lat = 0.416;
elseif (iono_lat < -0.416)
    iono_lat = -0.416;
end

% Compute the subionospheric longitude

iono_lon = lonism + (psi * sin(az)) / (cos(iono_lat * pi));

% Find the local time at the subionospheric point

localt = 43200. * iono_lon + tgps;
kk = 0;
while ( (localt >= 86400.) & (kk < 10) )
    localt = localt - 86400.;
    kk = kk + 1;
end
while ( (localt < 0.) & (kk < 10) )
    localt = localt + 86400.;
    kk = kk + 1;
end
if (kk == 10)
    error('IONOC.m - error in local time computation');
end

% Calculate the geomagnetic latitude of the earth projection of the
% ionospheric intersection point

latm = iono_lat + 0.064 * cos((iono_lon - 1.617) * pi);
```

K. Artano

Proyecto Fin de Master

A.48

```
% Calculate the period by using the beta terms from the GPS message

per = ((beta(4)*latm + beta(3))*latm + beta(2))*latm + beta(1);
if (per < 72000.)
    per = 72000.;
end

% Calculate the argument of the cosine term

x = (pi + pi) * (localt - 50400.) / per;

% Calculate the slant factor

slantf = 0.53 - elsm;
slantf = 1. + 16. * slantf * slantf * slantf;

% Calculate the amplitude by using the alpha terms from the GPS
message

amp = ((alpha(4)*latm + alpha(3))*latm + alpha(2))*latm + alpha(1);
if (amp < 0.)
    amp = 0.;
end

% Calculate the L1 ionospheric correction (in meters)

if (abs(x) < 1.57)
    xx = x*x;
    ionocorr = slantf * (5.e-9 + amp * ( 1. - 0.5*xx + (xx*xx/24) ) ) *
c_speed;
else
    ionocorr = slantf * 5.e-9 * c_speed;
end

end
```

## FUNCIÓN jd2sow.m

```
function [nw,sow]=jd2sow(jd,h,min,sec)
% JD2SOW Función para el cálculo de sow( second of week) a partir del
% día
% juliano
% Uso: [nw,sow]=jd2sow(jd,h,min,sec)
% Input:  jd - día juliano
%         h - hora del día
%         sec - segundos
% Output: sow
% Karmele Artano
% Fecha_01/06/2012

if nargin ~= 4
    warning('Numero de argumentos incorrectos');
    return;
end
%Día juliano de 1980-01-06
jd80=2444244.5;
%Calculo del cuantos días a partir de 1980
id_GPS=jd-jd80;
%%Calculo del día de la semana (0:domingo)
idw=rem(id_GPS,7);
%Calcular semana GPS
nw=(id_GPS-idw)/7;
%Sow
sow=idw*86400+h*3600+min*60+sec;
```

## FUNCIÓN kepler2xyz.m

```

function [ Xsat ] = kepler2xyz( eph )
%Kepler2xyz Calculo de la posición xyz del satelite a partir de los
%elementos keplerianos (no se considera el movimiento perturbado)

%La matriz Eph contiene todos los datos relativos a las efemérides,
del
%cual se van a extraer únicamente los parametros Keplerianos a,e,i,
OMEGA,
%omega y M). Se calcula la posición ECEF del satelite en el instante
de
%época de referencia de las efemérides (fila 21 de Eph)

%INPUT Eph: matriz de efemérides
%OUTPUT Xsat: matriz con las coordenadas de los satelite

%Uso: Xsat=kepler2xyz(eph)

%Karmele Artano

%Fecha:01/06/2012

%Constantes del sistema

GM = 3.986005e14;           % earth's universal gravitational
% parameter m^3/s^2
Omegae_dot = 7.2921151467e-5; % earth rotation rate, rad/s

%Extraer los parametros keplerianos
M0      = eph(3);
roota   = eph(4);
ecc     = eph(6);
omega   = eph(7);
i0      = eph(12);
Omega0  = eph(16);
toe     = eph(18);

% Calculo
A = roota*roota;

M=M0;
M = rem(M+2*pi,2*pi);
E = M;
for i = 1:10
    E_old = E;
    E = M+ecc*sin(E);
    dE = rem(E-E_old,2*pi);
    if abs(dE) < 1.e-12
        break;
    end
end

```

```
end
E = rem(E+2*pi,2*pi);
v = atan2(sqrt(1-ecc^2)*sin(E), cos(E)-ecc);
phi = v+omega;
phi = rem(phi,2*pi);
u = phi;
r = A*(1-ecc*cos(E));
i = i0;
Omega = Omega0-Omegae_dot*toe;
Omega = rem(Omega+2*pi,2*pi);

Romega=mrota(-Omega,3);
Ri=mrota(-i,1);
Ru=mrota(-u,3);

Xsat=Romega*Ri*Ru*[r; 0; 0];
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end kepler2xyz.m %%%%%%%%%%
```



**FUNCIÓN listsat2.m**

```

function [ prnsat, TSAT,dT ] = listsat2(fid,lin,NoSv )
%LISTSAT2 Función que genera una lista de satélites GPS y GLONASS
% Se genera una lista de los PRN de los satélites observados en una
época
% de observación. Una lista para los satélites GPS y otra lista para
los
% satélites GLONASS. Almacena también el dato de corrección de reloj
de
% receptor si lo hubiere

%Input:  fid: nº de fichero abierto
%        lin: línea de satélites leído (1º línea de la época de obs.)
%        NoSv: Numero de satélites seguido (Según 1º línea )
%Output: satsG: lista de satélites GPS
%        satsR: Lista de satélites GLONASS
%        dT: corrección reloj de receptor

%Uso: [ prnsat, TSAT,dT ] = listsat2(fid,lin,NoSv )

%Karmele Artano
%Date: 2012/05/19

prn=[];
prnr=[];
prn2=[];
prnr2=[];
dT=0;
if str2num(NoSv)>12    %hay dos líneas de satelites

    %Generar una cell array
    satcel=textscan(lin,'%s');

    %Separa cadena de satelites de dT

    cadsat=satcel{1}{1};
    if length(satcel{1,1})>1
        dT=str2num(satcel{1}{2});
    end
    %Cuantos GPS
    Gn=length(strfind(cadsat,'G'));
    Rn=length(strfind(cadsat,'R'));

    %Posición G
    g=strfind(cadsat,'G');

    %Posicion R
    r=strfind(cadsat,'R');

    for i=1:length(g)
        sat=cadsat(g(i)+1:g(i)+2);
        prn(i)=str2num(sat);
    end
    for i=1:length(r)
        sat=cadsat(r(i)+1:r(i)+2);

```



```

        prnr(i)=str2num(sat);
    end
    %indices
    ing=floor(g/3)+1;
    inr=floor(r/3)+1;
    %matriz de prn
    prnsat(ing)=prn;
    prnsat(inr)=prnr;
    %Matriz tipo sat
    TSAT(ing)='G';
    TSAT(inr)='R';

%Segunda linea satelites
lin = fgetl(fid);
cadsat=lin;

%Cuantos GPS
Gn=length(strfind(cadsat,'G'));
Rn=length(strfind(cadsat,'R'));

%Posición G
g=strfind(cadsat,'G');

%Posicion R
r=strfind(cadsat,'R');

for i=1:length(g)
    sat=cadsat(g(i)+1:g(i)+2);
    prn2(i)=str2num(sat);
end
for i=1:length(r)
    sat=cadsat(r(i)+1:r(i)+2);
    prnr2(i)=str2num(sat);
end
%indices
ing=floor(g/3)+2;
inr=floor(r/3)+2;
    %matriz de prn
    prnsat(ing)=prn2;
    prnsat(inr)=prnr2;
    %Matriz tipo sat
    TSAT(ing)='G';
    TSAT(inr)='R';
    %satsG = prn(:);
    %satsR=prnr(:);

else %Solo una linea de satelites
    %Cuantos GPS

    %Generar una cell array
    satcel=textscan(lin,'%s');

    %Separa cadena de satelites de dT

    cadsat=satcel{1}{1};

```

```

if length(satcel{1,1})>1
    dT=str2num(satcel{1}{2});
end

%Cuantos GPS
Gn=length(strfind(cadsat,'G'));
Rn=length(strfind(cadsat,'R'));

%Posición G
g=strfind(cadsat,'G');

%Posicion R
r=strfind(cadsat,'R');

for i=1:length(g)
    sat=cadsat(g(i)+1:g(i)+2);
    prn(i)=str2num(sat);
end
for i=1:length(r)
    sat=cadsat(r(i)+1:r(i)+2);
    prnr(i)=str2num(sat);
end
end
%indices
ing=floor(g/3)+1;
inr=floor(r/3)+1;
%matriz de prn
prnsat(ing)=prn;
prnsat(inr)=prnr;
%Matriz tipo sat
TSAT(ing)='G';
TSAT(inr)='R';

end
% satsG = prn(:);
% satsR=prnr(:);
end

```



## FUNCIÓN makeasc.m

```

function makeasc(Id_name,sow,prnsat, TSAT,Obs,fileout,Obs_types)
%MAKEASC Función que genera un fichero ascii de datos de observacion

%INPUT      Id_name: Identificador de la estación
%           sow: Época en formato second of week
%           prnsat: Lista de satélite (PRN)
%           TSAT: Lista de tipo de satélites
%           Obs: Matriz de observaciones
%           fileout: Nombre del fichero de salida
%           Obs_types: Lista de tipos de observables

%Uso:  makeasc(Id_name,sow,prnsat, TSAT,Obs,fileout,Obs_types)

%Karmele Artano
%Fecha: 2012/05/19

%Declarar variables

ID=[];
SOW=[];
SATS=[];
OBS=[];

% ng=length(satsG);
% nr=length(satsR);
nsat=length(prnsat);

for i=1:nsat
    ID=[ID;Id_name];
    SOW=[SOW;sow];
end

% for i=1:ng
%     TSATG=[TSATG;'G'];
% end
% for i=1:nr
%     TSATR=[TSATR;'R'];
% end

%TSAT=[TSATG;TSATR];

%SATS=[satsG;satsR];
SATS=prnsat;

OBS=Obs;

%Ordenar obs
OBSO = ordenobs (Obs_types,OBS );
%%Hacer la cell array

```

```
for i=1:nsat

    CA_obs(i,:)={ID(i,:) TSAT(i) SATS(i) SOW(i) OBSO(i,:)};

end
[nrows,ncols]=size(CA_obs);

fido=fopen(fileout,'a');

for row=1:nrows
    texlin=sprintf('%s %s %2.0f %10.3f %16.3f %16.3f %16.3f %16.3f
%16.3f', CA_obs{row,:});
    fprintf(fido,'%s \n', texlin);
end
fclose(fido);

end
```



## FUNCIÓN mrota.m

```
function [ mrot ] = mrota( ang,eje )
%MROT Matriz de rotacion
% Genera la matriz de rotación del angulo ang en radianes alrededor
de
% los ejes de coordenadas (1:X, 2:Y, 3:Z)
%INPUT. ang:angulo de rotación
% eje: 1,2 o 3
%OUTPUT. mrot: matriz de rotación

if eje==1
    mrot=[1 0 0; 0 cos(ang) sin(ang); 0 -sin(ang) cos(ang) ];
elseif eje==2
    mrot=[ cos(ang) 0 -sin(ang) ; 0 1 0;sin(ang) 0 cos(ang)];
elseif eje==3
    mrot=[cos(ang) sin(ang) 0; -sin(ang) cos(ang) 0; 0 0 1];
end

end
```



**FUNCIÓN obsdataG.m**

```

function [satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile )
%OBSDATAG Función para extraer datos de observación del fichero de
texto de
%observaciones.
%Input: ifile: nombre del fichero de texto de observaciones
%Output: SATG:Lista del PRN de satélites GPS
%       SOWG: Epocas en formato GPST(SOW)
%       L1G: Observación L1 (unidad ciclos)
%       L2G: Observación L2 (unidad ciclos)
%       C1G: Observación C1 (unidad metros)
%       P2G: Observación P2 (unidad metros)
%       C2G: Observación C2 (unidad metros)

%Uso: [satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile )

%Karmele Artano
%Fecha: 1/06/2012

MD=importdata( ifile, ' ' );

%%Coger datos
%tipo de sat
ts=cell2mat(MD.textdata(:,2));
whg=find(ts)=='G';
whr=find(ts)=='R';

[r,c]=size(MD.data);
numobs=c-2;
%satelites
sat=MD.data(:,1);
%satelitesGPS (G) y GLONASS (R)
satG=sat(whg);
satR=sat(whr);
%sow
sow=MD.data(:,2);
sowG=sow(whg);
sowR=sow(whr);
%Obseables

if numobs==3
    %Todos
    L1=MD.data(:,3);
    C1=MD.data(:,5);
    %GPS
    L1G=L1(whg);
    C1G=C1(whg);
    L2G=[] ;
    P2G=[] ;
    C2G=[] ;

elseif numobs==4
    %Todos
    L1=MD.data(:,3);
    L2=MD.data(:,4);

```

```
C1=MD.data(:,5);
P2=MD.data(:,6);
%GPS
L1G=L1(whg);
L2G=L2(whg);
C1G=C1(whg);
P2G=P2(whg);
C2G=[];

elseif numobs==5
%Todo
L1=MD.data(:,3);
L2=MD.data(:,4);
C1=MD.data(:,5);
P2=MD.data(:,6);
C2=MD.data(:,7);
%GPS
L1G=L1(whg);
L2G=L2(whg);
C1G=C1(whg);
P2G=P2(whg);
C2G=C2(whg);
%glonass
L1R=L1(whr);
L2R=L2(whr);
C1R=C1(whr);
P2R=P2(whr);
C2R=C2(whr);

end

end
```



**FUNCIÓN obsheader.m**

```

function [Obs_types,
ant_delta,ifound_types,eof,Id_name,Id_number,year2,int,conte] =
obsheader(file)
%OBSHEADER Analiza la cabecera del fichero de observación RINEX, y
%almacena en las variables la información necesaria. Lectura del
cuerpo de
%datos para almacenar el número de épocas registradas
%INPUT file: Nombre del fichero de observación
%OUTPUT Obs_types:Tipos de observables
%
%   ant_delta: altura de antena (deltas)
%   ifound_types: tipos de observaciones encontradas
%   eof: fin del fichero (1/0)
%   Id_name: Identificador de la estación
%   Id_number: Número de la estación
%   year2: dato año con dos dígitos
%   int: intervalo de registro
%   conte:contador de épocas
%
%Uso: [Obs_types,
ant_delta,ifound_types,eof,Id_name,Id_number,year2,int,conte]=
obsheader(ofile1)
%Karmele Artano
%Adaptación de la función ANHEADER.M de Kai Borre
%   %Kai Borre 09-12-96
%   Copyright (c) by Kai Borre
%   $Revision: 1.0 $   $Date: 1997/09/23 $
%Modificado por Karmele Artano
%Fecha: 01-06-2012

fid = fopen(file,'rt');
eof = 0;
ifound_types = 0;
Obs_types = [];
ant_delta = [];
Int=[];
int=0;
Tofe=[];

while 1           % Gobbling the header
    line = fgetl(fid);
    answer = findstr(line,'END OF HEADER');
    if ~isempty(answer), break; end;
    if (line == -1), eof = 1; break; end;
    answer = findstr(line,'ANTENNA: DELTA H/E/N');
    if ~isempty(answer)
        for k = 1:3
            [delta, line] = strtok(line);
            del = str2num(delta);
            ant_delta = [ant_delta del];
        end;
    end
    answer = findstr(line,'MARKER NAME');
    if ~isempty(answer)
        [Id_name] = strtok(line);
    end;
    answer = findstr(line,'MARKER NUMBER');

```



```

if ~isempty(answer)
    [Id_number] = strtok(line);
end;
answer = findstr(line, '# / TYPES OF OBSERV');
if ~isempty(answer)
    [NObs, line] = strtok(line);
    NoObs = str2num(NObs);
    for k = 1:NoObs
        [ot, line] = strtok(line);
        Obs_types = [Obs_types ot];
    end;
    ifound_types = 1;
end;
answer = findstr(line, 'INTERVAL');
if ~isempty(answer)
    [Int] = strtok(line);
    int = str2num(Int);
end;
answer = findstr(line, 'TIME OF FIRST OBS');
if ~isempty(answer)
    [yeari, line] = strtok(line);
    [monthi, line] = strtok(line);
    [dayi, line] = strtok(line);
    [houri, line] = strtok(line);
    [mini, line] = strtok(line);
    [seci, line] = strtok(line);
end;
end;
year2=yeari(3:4);
year2=str2num(year2); %año con dos digitos

conte=0;

while 1 % Cuerpo de datos , contador de epocas
    line = fgetl(fid);
    if line==-1, break; end;
    [fword]=strtok(line);
    fword = str2num(fword);
    if fword==year2
        conte=conte+1;
    end
end

%%%%%%%%%% end obsheader.m %%%%%%%%%%

```

**FUNCIÓN ordenobs.m**

```

function OBSO = ordenobs (Obs_types,OBS )
%ORDENOBS Función para ordenar las observables. El orden será:
%L1,L2,C1,C2,P2
%   Input: Obs_types: Lista de tipos de observables registrados
%           OBS: Matriz de observaciones
%Output: OBSO: Matriz de observaciones ordenado

%Uso: OBSO = ordenobs (Obs_types,OBS )

%Karmele Artano
%Fecha: 2012/05/19

ot=Obs_types;
OBSO=[];
for i=1:2:length(ot)
    if ot(i:(i+1))== 'L1'
        p=round(i/2);
        OBSO(:,1)=OBS(:,p);
        break ;
    end
end
for i=1:2:length(ot)
    if ot(i:(i+1))== 'L2'
        p=round(i/2);
        OBSO(:,2)=OBS(:,p);
        break;
    end
end
for i=1:2:length(ot)
    if ot(i:(i+1))== 'C1'
        p=round(i/2);
        OBSO(:,3)=OBS(:,p);
        break ;
    end
end
for i=1:2:length(ot)
    if ot(i:(i+1))== 'P2'
        p=round(i/2);
        OBSO(:,4)=OBS(:,p);
        break ;
    end
end
for i=1:2:length(ot)
    if ot(i:(i+1))== 'C2'
        p=round(i/2);
        OBSO(:,5)=OBS(:,p);
        break ;
    end
end
end

```

end

### FUNCIÓN `recpo_lsk.m`

```
function [pos, GDOP, basic_obs] = recpo_lsk(obs,sats,time,Eph)
% RECPO_LSk Posicionamiento absoluto mediante pseudodistancia ajustado
por
% mínimos cuadrados
%INPUT: obs:Matriz de pseudodistancias para cada época
%       sats: satélites observados en la época
%       time: época
%       Eph: matriz de efemérides
%OUTPUT: pos: posición absoluta del receptor ajustado por MMCC
%        GDOP: GDOP
%        basic_obs: Posición de los satélites y pseudodistancia
corregida
%
```

```
%NOTA IMPORTANTE: La pseudodistancia se corrige únicamente del offset
de
%reloj satélite
```

```
%Adaptación de la función de
%Kai Borre 31-10-2001
%Copyright (c) by Kai Borre
%$Revision: 1.1 $ $Date: 2002/07/10 $
%Karmele Artano
%Julio de 2012
```

```
v_light = 299792458;
dtr = pi/180;
m = size(obs,1); % numero de satelites
el = zeros(m,1);
% identify ephemerides columns in Eph
for t = 1:m
    col_Eph(t) = find_eph(Eph,sats(t),time);
end
% preliminary guess for receiver position and receiver clock offset
pos = zeros(4,1);
no_iterations = 6;
ps_corr = [];
sat_pos = [];

for iter = 1:no_iterations
    A = [];
    l=[];
    omc = []; % observed minus computed observation
    for i = 1:m
        k = col_Eph(i);
        tx_RAW = time - obs(i)/v_light; %tiempo de emision reloj sat
        t0c = Eph(21,k);
        dt = check_t(tx_RAW-t0c);
        tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
        tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
        dt = check_t(tx_GPS-t0c);
```

```

tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1
iterac)
X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k));
if iter == 1
    traveltime = 0.072;
    Rot_X = X;
    trop = 0;
else
    rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
    traveltime = sqrt(rho2)/v_light;
    Rot_X = e_r_corr(traveltime,X);
    rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
pos(3))^2;

%           [OSENh POSalfabetaD ] = geoc2local( pos, Rot_X );
%           el=POSalfabetaD(2);
%           if iter == no_iterations, El(i) = el; end
%           trop = tropo(sin(el*dtr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
%           0.0,0.0,0.0);

end
% subtraction of pos(4) corrects for receiver clock offset and
% v_light*tcorr is the satellite clock offset
if iter == no_iterations
    ps_corr = [ps_corr; obs(i)+v_light*tcorr];
    sat_pos = [sat_pos; X'];
end

pse_re=obs(i)+v_light*tcorr;

A = [A; (-(Rot_X(1)-pos(1)))/obs(i) ...
      (-(Rot_X(2)-pos(2)))/obs(i) ...
      (-(Rot_X(3)-pos(3)))/obs(i) 1];

pse_re_cal=norm(Rot_X-pos(1:3),'fro') -pos(4);
l= [1; pse_re-pse_re_cal];

end % i
N=A'*A;
x=inv(N)*A'*l;
v=A*x-l;

pos = pos+x;
if iter == no_iterations, GDOP = sqrt(trace(inv(A'*A)));
    %% two lines that solve an exercise on computing tdop
    % invm = inv(A'*A);
    % tdop = sqrt(invm(4,4))
end
end % iter
basic_obs = [sat_pos ps_corr];

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% recpo_lsk.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

```

**FUNCIÓN recpo\_lsk2.m**

```

function [pos, El, GDOP, basic_obs] =
recpo_lsk2(obs,sats,time,Eph,alpha,beta)
% RECPO_LSK Cálculo de la posición absoluta del receptor partiedo de
las
% pseudodistancias. Resultado ajustado por mínomos cuadrados

%Input: obs:matriz de observaciones
%       sats:lista de satélites observados
%       time: época
%       Eph:matriz de datos de efenérides
%       alpha: parámetros alfa para el cálculo del retardo ionosférico
%       beta: parámetros beta para el cálculo del retardo ionosférico

%Output: pos: posicionamiento XYZ ajustado por MMCC
%        El: elevación del satélite
%        GDOP: GDOP obtenido
%        basic_obs: coordendas satélites y pseudodistancia corregida

%Uso:   [pos, El, GDOP, basic_obs]
=recpo_lsk2(obs,sats,time,Eph,alpha,beta)
%Adaptación RECPO_LS
%Kai Borre 31-10-2001
%Copyright (c) by Kai Borre
%$Revision: 1.1 $ $Date: 2002/07/10 $
%Karmele Artano
%06/07/2012

v_light = 299792458;
dtr = pi/180;
m = size(sats,1); % numero de satelites
el = zeros(m,1);
% identify ephemerides columns in Eph
for t = 1:m
    col_Eph(t) = find_eph(Eph,sats(t),time);
end
% preliminary guess for receiver position and receiver clock offset
pos = zeros(4,1);
no_iterations = 6;
ps_corr = [];
sat_pos = [];

for iter = 1:no_iterations
    A = [];
    l=[];
    omc = []; % observed minus computed observation
    for i = 1:m
        k = col_Eph(i);
        tx_RAW = time - obs(i)/v_light; %tiempo de emision reloj sat
        t0c = Eph(21,k);
        dt = check_t(tx_RAW-t0c);
        tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
        tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
        dt = check_t(tx_GPS-t0c);
        tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
    end
end

```

```

tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1
iterac)
X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k));
if iter == 1
    traveltime = 0.072;
    Rot_X = X;
    trop = 0;
    rel=0;
    tgdm=0;
    iono=0;
else
    rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
    traveltime = sqrt(rho2)/v_light;
    Rot_X = e_r_corr(traveltime,X);
    rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
pos(3))^2;

    [OSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( pos, Rot_X );
    el=POSalfabetaD(2); %elevación
    if iter == no_iterations, El(i) = el; end
    %Troposfera
    trop = tropo(sin(el*dtr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
    0.0,0.0,0.0);
    %Retardo instrumental
    tgd=Eph(22,k);
    tgdm=tgd*v_light;

    %Efecto relativista
    GM = 3.986005e14;

    roota = Eph(4,k);
    a = roota*roota;
    ecc = Eph(6,k);
    E= anomaE( Eph, k, time );

    rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;

    %Retardo ionosferico

    XSAT=Rot_X;
    xstat=pos;

    %WGS84
    a=6378137;
    df= 298.257223563;

    [latr lonr h ] = carte2geobr( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df
);

    [ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

    azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
    elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
    tgps=time;

    iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;

```

```

end
% subtraction of pos(4) corrects for receiver clock offset and
% v_light*tcorr is the satellite clock offset
if iter == no_iterations
    ps_corr = [ps_corr; obs(i)+v_light*tcorr-iono -trop-rel-
tgdm];
    sat_pos = [sat_pos; X'];
end

pse_re=obs(i)+v_light*tcorr-iono-trop-rel-tgdm;

A = [A; (-(Rot_X(1)-pos(1)))/obs(i) ...
      (-(Rot_X(2)-pos(2)))/obs(i) ...
      (-(Rot_X(3)-pos(3)))/obs(i) 1];

pse_re_cal=norm(Rot_X-pos(1:3), 'fro') -pos(4);
l= [1; pse_re-pse_re_cal];

end % i
N=A'*A;
x=inv(N)*A'*l;
v=A*x-l;

pos = pos+x
if iter == no_iterations, GDOP = sqrt(trace(inv(A'*A)));
    %% two lines that solve an exercise on computing tdop
    % invm = inv(A'*A);
    % tdop = sqrt(invm(4,4))
end
end % iter
basic_obs = [sat_pos ps_corr];

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% recpo_lsk2.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

```

**FUNCIÓN recpo\_lsk3.m**

```

function [pos, El, GDOP, basic_obs] =
recpo_lsk2(obs,sats,time,Eph,alpha,beta)
% RECPO_LS Computation of receiver position from pseudoranges
%          using ordinary least-squares principle

%Kai Borre 31-10-2001
%Copyright (c) by Kai Borre
%$Revision: 1.1 $ $Date: 2002/07/10 $

v_light = 299792458;
dtr = pi/180;
m = size(obs,1); % numero de satelites
el = zeros(m,1);
% identify ephemerides columns in Eph
for t = 1:m
    col_Eph(t) = find_eph(Eph,sats(t),time);
end
% preliminary guess for receiver position and receiver clock offset
pos = zeros(4,1);
no_iterations = 6;
ps_corr = [];
sat_pos = [];

for iter = 1:no_iterations
    A = [];
    l=[];
    omc = []; % observed minus computed observation
    for i = 1:m
        k = col_Eph(i);
        tx_RAW = time - obs(i)/v_light; %tiempo de emision reloj sat
        t0c = Eph(21,k);
        dt = check_t(tx_RAW-t0c);
        tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
        tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
        dt = check_t(tx_GPS-t0c);
        tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
        tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1
    iterac)
    X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k));
    if iter == 1
        travelttime = 0.072;
        Rot_X = X;
        trop = 0;
        rel=0;
        tgdm=0;
        iono=0;
    else
        rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
        travelttime = sqrt(rho2)/v_light;
        Rot_X = e_r_corr(travelttime,X);
        rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
pos(3))^2;

        [OSENh POSalfabetaD ] = geoc2local( pos, Rot_X );
        el=POSalfabetaD(2); %elevación
        if iter == no_iterations, El(i) = el; end
        %Troposfera

```



```

    trop = tropo(sin(e1*dtr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
        0.0,0.0,0.0);
    %trop=0;
    %Retardo instrumental
    tgd=Eph(22,k);
    tgdM=tgd*v_light;
    %tgdM=0;

    %Efecto relativista
    GM = 3.986005e14;

    roota = Eph(4,k);
    a = roota*roota;
    ecc = Eph(6,k);
    E= anomaE( Eph, k, time );

    rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;
    rel=0
    %Retardo ionosferico

    XSAT=Rot_X;
    xstat=pos;

    %WGS84
    a=6378137;
    df= 298.257223563;

    [latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df
);

    [ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

    azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
    elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
    tgps=time;

    iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;
    %iono=0
end
% subtraction of pos(4) corrects for receiver clock offset and
% v_light*tcorr is the satellite clock offset
if iter == no_iterations
    ps_corr = [ps_corr; obs(i)+v_light*tcorr-iono -trop-rel-
tgdM];
    sat_pos = [sat_pos; X'];
end

pse_re=obs(i)+v_light*tcorr-iono-trop-rel-tgdM;

A = [A; (-(Rot_X(1)-pos(1)))/obs(i) ...
    (-(Rot_X(2)-pos(2)))/obs(i) ...
    (-(Rot_X(3)-pos(3)))/obs(i) 1];

pse_re_cal=norm(Rot_X-pos(1:3),'fro') -pos(4);
l= [1; pse_re-pse_re_cal];

```

```
end % i
N=A'*A;
x=inv(N)*A'*l;
v=A*x-l;

pos = pos+x;
if iter == no_iterations, GDOP = sqrt(trace(inv(A'*A)));
    %% two lines that solve an exercise on computing tdop
    % invm = inv(A'*A);
    % tdop = sqrt(invm(4,4))
end
end % iter
basic_obs = [sat_pos ps_corr];

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% recpo_lsk3.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```



**FUNCIÓN recpo\_lskP2.m**

```

function [pos, El, GDOP, basic_obs] =
recpo_lskP2(obs,sats,time,Eph,alpha,beta)
% RECPO_LS Computation of receiver position from pseudoranges
%           using ordinary least-squares principle

%Kai Borre 31-10-2001
%Copyright (c) by Kai Borre
%$Revision: 1.1 $ $Date: 2002/07/10 $

v_light = 299792458;
dtr = pi/180;
m = size(sats,1); % numero de satelites
el = zeros(m,1);
% identify ephemerides columns in Eph
for t = 1:m
    col_Eph(t) = find_eph(Eph,sats(t),time);
end
% preliminary guess for receiver position and receiver clock offset
pos = zeros(4,1);
no_iterations = 6;
ps_corr = [];
sat_pos = [];

for iter = 1:no_iterations
    A = [];
    l=[];
    omc = []; % observed minus computed observation
    for i = 1:m
        k = col_Eph(i);
        tx_RAW = time - obs(i)/v_light; %tiempo de emision reloj sat
        t0c = Eph(21,k);
        dt = check_t(tx_RAW-t0c);
        tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
        tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
        dt = check_t(tx_GPS-t0c);
        tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
        tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1
    iterac)
    X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k));
    if iter == 1
        travelttime = 0.072;
        Rot_X = X;
        trop = 0;
        rel=0;
        tgdm=0;
        iono=0;
    else
        rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
        travelttime = sqrt(rho2)/v_light;
        Rot_X = e_r_corr(travelttime,X);
        rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
pos(3))^2;

        [OSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( pos, Rot_X );
        el=POSalfabetaD(2); %elevación
        if iter == no_iterations, El(i) = el; end
        %Troposfera

```

```

    trop = tropo(sin(e1*dtr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
        0.0,0.0,0.0);
%Retardo instrumental
tgd=Eph(22,k);
tgdm=tgd*v_light;
tgdm=(77/60)^2*tgdm; %Modificación para P2

%Efecto relativista
GM = 3.986005e14;

roota = Eph(4,k);
a = roota*roota;
ecc = Eph(6,k);
E= anomaE( Eph, k, time );

rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;

%Retardo ionosferico

XSAT=Rot_X;
xstat=pos;

%WGS84
a=6378137;
df= 298.257223563;

[latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df
);

[ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
tgps=time;

iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;
iono=(77/60)^2*iono; %modificación para P2
end
% subtraction of pos(4) corrects for receiver clock offset and
% v_light*tcorr is the satellite clock offset
if iter == no_iterations
    ps_corr = [ps_corr; obs(i)+v_light*tcorr-iono -trop-rel-
tgdm];
    sat_pos = [sat_pos; X'];
end

pse_re=obs(i)+v_light*tcorr-iono-trop-rel-tgdm;

A = [A; (-(Rot_X(1)-pos(1)))/obs(i) ...
    (-(Rot_X(2)-pos(2)))/obs(i) ...
    (-(Rot_X(3)-pos(3)))/obs(i) 1];

pse_re_cal=norm(Rot_X-pos(1:3),'fro') -pos(4);
l= [1; pse_re-pse_re_cal];

end % i

```

```
N=A'*A;
x=inv(N)*A'*l;
v=A*x-l;

pos = pos+x;
if iter == no_iterations, GDOP = sqrt(trace(inv(A'*A)));
    %% two lines that solve an exercise on computing tdop
    % invm = inv(A'*A);
    % tdop = sqrt(invm(4,4))
end
end % iter
basic_obs = [sat_pos ps_corr];

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% recpo_lskP2.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```



## FUNCIÓN `recpo_kalman.m`

```

function [pos,posk,Pk,xk,x, GDOP] =
recpo_kalman(obs,sats,time,Eph,alpha,beta,q,xk,Pk,pos0)
% RECPO_KALMANCálculo de la posición absoluta del receptor partiedo de
las
% pseudodistancias. Resultado obtenido mediante la aplicación del
filtro de
% Kalman

%Input: obs:matriz de observaciones
%       sats: lista de satélites observados
%       time: época(sow) correspondiente
%       Eph: matriz de datos de efenérides
%       alpha: parámetros alfa para el cálculo del retardo ionosférico
%       beta: parámetros beta para el cálculo del retardo ionosférico
%       q: número de época o iteraciones
%       xk: resultado aplicado el filtro de kalman
%       Pk: matriz covarianza asociada al resultado
%       pos0: posición estimada a priori del receptor (dato de
cabecera del RINEX)

%Output: pos: posicionamiento XYZ ajustado por MMCC
%        posk: posición aplicado el filtro de kalman
%        Pk: matriz de covarianza asociada al resultado
%        xk: resultado aplicado el filtro de kalman
%        x: resultado obtenido en cada época aplicando MMCC
%        GDOP: GDOP obtenido

%Uso:    [pos,posk,Pk,xk,x, GDOP] =
%recpo_kalman(obs,sats,time,Eph,alpha,beta,q,xk,Pk,pos0)

%Karmele Artano
%27/08/2012

v_light = 299792458;
dtr = pi/180;
m = size(sats,1); % numero de satelites
el = zeros(m,1);
% identify ephemerides columns in Eph
for t = 1:m
    col_Eph(t) = find_eph(Eph,sats(t),time);
end
% preliminary guess for receiver position and receiver clock offset
pos = zeros(4,1);
pos=[pos0; 0];
posk=pos;
no_iterations = 6;
ps_corr = [];
sat_pos = [];

```

A = [];

K. Artano

Proyecto Fin de Master

A.75

```

Y=[];
l=[];

for i = 1:m
    k = col_Eph(i);
    tx_RAW = time - obs(i)/v_light; %tiempo de emision reloj sat
    t0c = Eph(21,k);
    dt = check_t(tx_RAW-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
    tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
    dt = check_t(tx_GPS-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
    tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1
iterac)
    X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k));

    rho2 = (X(1)-pos0(1))^2+(X(2)-pos0(2))^2+(X(3)-pos0(3))^2;
    traveltime = sqrt(rho2)/v_light;
    Rot_X = e_r_corr(traveltime,X);
    rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
pos(3))^2;

    [OSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( pos, Rot_X );
    el=POSalfabetaD(2); %elevación
    %if iter == no_iterations, El(i) = el; end
    %Troposfera
    trop = tropo(sin(el*dtr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
    0.0,0.0,0.0);
    %Retardo instrumental
    tgd=Eph(22,k);
    tgdM=tgd*v_light;

    %Efecto relativista
    GM = 3.986005e14;

    roota = Eph(4,k);
    a = roota*roota;
    ecc = Eph(6,k);
    E= anomaE( Eph, k, time );

    rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;

    %Retardo ionosferico

    XSAT=Rot_X;
    xstat=pos;

    %WGS84
    a=6378137;
    df= 298.257223563;

    [latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df
);

```

```

[ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
tgps=time;

iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;

pse_re=obs(i)+v_light*tcorr-iono-trop-rel-tgdm;

rho0=sqrt(rho2);

A = [A; (-(Rot_X(1)-pos(1)))/rho0...
      (-(Rot_X(2)-pos(2)))/rho0 ...
      (-(Rot_X(3)-pos(3)))/rho0 1];
l=[1;pse_re-rho0];

end % i

N=A'*A;
x=inv(N)*A'*l;

v=A*x-l;

pos = pos+x;

invN = inv(N);
GDOP = sqrt(trace(inv(A'*A)));
pdop=sqrt(invN(1,1)+invN(2,2)+invN(3,3));
tdop = sqrt(invN(4,4)) ;

%Kalman
sig2_l=1; %covarianza de ruidos de las observaciones
sig2_t=9E10;
sig2_x0=1E6;
sig2_y0=sig2_x0;
sig2_z0=sig2_x0;
sig2_t0=9E10;

%Matriz de Pesos de las observaciones

% R=eye(4);
% R=sig2_l.*R;

%Matriz de transmisión de estados
fi=eye(4);
fi(4,4)=0;
Q=zeros(4);
Q(4,4)=sig2_t;

```



```
if q==1
    %Valores iniciales del filtro
    xk=zeros(4,1);
    Pk=[sig2_x0 0 0 0; 0 sig2_y0 0 0 ; 0 0 sig2_z0 0; 0 0 0 sig2_t0];
end

%Predicción
xp=fi*xk;
Pp=fi*Pk*fi'+Q;

%Procesado - aplicación filtro
% Pk=inv(A'*inv(R)*A + inv(Pp));
% xk=Pk*(A'*inv(R)*l+inv(Pp)*xp) ;
Pk=inv(A'*A + inv(Pp));
xk=Pk*(A'*l+inv(Pp)*xp);
posk=pos0+xk(1:3);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end recpo_kalman.m %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
end
```



## FUNCIÓN rinav.m

```

function eph=rinav(ephemerisfile, outputfile)
%RINAV Lee un fichero de Navegación RINEX y genera
% una matriz con 22 columnas (22 datos de efemerides
% y reloj), siendo el número de filas variable
% dependiendo del número de efemérides en el fichero
% de navegación.
% Genera además un fichero ascii de salida con los datos
% de efemérides y reloj
%INPUT: ephemerisfile: nombre del fichero de navegación.
% outputfile: nombre del fichero de texto de salida.
%OUTPUT:eph: Matriz de efemérides
%
%Uso: eph=rinav('avil096k.12n','avil096k_12n.txt')
%
%Adaptación de la función rinexe.m
% Kai Borre 04-18-96
% Copyright (c) by Kai Borre
% $Revision: 1.0 $ $Date: 1997/09/24 $
%Modificado por Karmele Artano
%Fecha:2012/05/11

% Units are either seconds, meters, or radians
fide = fopen(ephemerisfile);
head_lines = 0;
while 1 %Se salta la cabecera
    head_lines = head_lines+1;
    line = fgetl(fide);
    answer = findstr(line,'END OF HEADER');
    if ~isempty(answer), break; end;
end;
head_lines;
noeph = -1;
while 1
    noeph = noeph+1;
    line = fgetl(fide);
    if line == -1, break; end
end;
noeph = noeph/8;
frewind(fide);
for i = 1:head_lines, line = fgetl(fide); end;

% Se crean las variables
svprn = zeros(1,noeph);
weekno = zeros(1,noeph);
t0c = zeros(1,noeph);
tgd = zeros(1,noeph);
aodc = zeros(1,noeph);
toe = zeros(1,noeph);
af2 = zeros(1,noeph);
af1 = zeros(1,noeph);
af0 = zeros(1,noeph);
aode = zeros(1,noeph);
deltan = zeros(1,noeph);
M0 = zeros(1,noeph);
ecc = zeros(1,noeph);

```

```

roota    = zeros(1,noeph);
toe     = zeros(1,noeph);
cic     = zeros(1,noeph);
crc     = zeros(1,noeph);
cis     = zeros(1,noeph);
crs     = zeros(1,noeph);
cuc     = zeros(1,noeph);
cus     = zeros(1,noeph);
Omega0  = zeros(1,noeph);
omega   = zeros(1,noeph);
i0      = zeros(1,noeph);
Omegadot = zeros(1,noeph);
idot    = zeros(1,noeph);
accuracy = zeros(1,noeph);
health  = zeros(1,noeph);
fit     = zeros(1,noeph);

for i = 1:noeph
    line = fgetl(fide);      %
    svprn(i) = str2num(line(1:2));
    year = line(3:6);
    month = line(7:9);
    day = line(10:12);
    hour = line(13:15);
    minute = line(16:18);
    second = line(19:22);
    af0(i) = str2num(line(23:41));
    af1(i) = str2num(line(42:60));
    af2(i) = str2num(line(61:79));
    line = fgetl(fide);      %
    IODE = line(4:22);
    crs(i) = str2num(line(23:41));
    deltan(i) = str2num(line(42:60));
    M0(i) = str2num(line(61:79));
    line = fgetl(fide);      %
    cuc(i) = str2num(line(4:22));
    ecc(i) = str2num(line(23:41));
    cus(i) = str2num(line(42:60));
    roota(i) = str2num(line(61:79));
    line=fgetl(fide);
    toe(i) = str2num(line(4:22));
    cic(i) = str2num(line(23:41));
    Omega0(i) = str2num(line(42:60));
    cis(i) = str2num(line(61:79));
    line = fgetl(fide);      %
    i0(i) = str2num(line(4:22));
    crc(i) = str2num(line(23:41));
    omega(i) = str2num(line(42:60));
    Omegadot(i) = str2num(line(61:79));
    line = fgetl(fide);      %
    idot(i) = str2num(line(4:22));
    codes = str2num(line(23:41));
    weekno = str2num(line(42:60));
    L2flag = str2num(line(61:79));
    line = fgetl(fide);      %
    svaccur = str2num(line(4:22));
    svhealth = str2num(line(23:41));
    tgd(i) = str2num(line(42:60));
    iodc = line(61:79);

```

```
line = fgetl(fide);          %
tom(i) = str2num(line(4:22));
%spare = line(23:41);
%spare = line(42:60);
%spare = line(61:79);
end
status = fclose(fide);

% Descripción de la variable eph.
eph(1,:) = svprn;
eph(2,:) = af2;
eph(3,:) = M0;
eph(4,:) = roota;
eph(5,:) = deltan;
eph(6,:) = ecc;
eph(7,:) = omega;
eph(8,:) = cuc;
eph(9,:) = cus;
eph(10,:) = crc;
eph(11,:) = crs;
eph(12,:) = i0;
eph(13,:) = idot;
eph(14,:) = cic;
eph(15,:) = cis;
eph(16,:) = Omega0;
eph(17,:) = Omegadot;
eph(18,:) = toe;
eph(19,:) = af0;
eph(20,:) = af1;
eph(21,:) = toe;
eph(22,:)=tgd;

eph2=eph';
%%Se genera el fichero de datos de salida
save(outputfile,'eph2','-ascii','-double','-tabs');
fclose all
%%%%%%%%%% end rinav.m %%%%%%%%%%%
```



Función

## FUNCIÓN satxyz.m

```
function Xsat = satxyz(t,eph)
%SATXYZ   Cálculo de las coordenadas cartesianas geocéntricas X,Y,Z
del
%satélite para una época t, partiendo de los datos de efemérides
%almacenados en eph.

%INPUT eph: matriz de efemérides
%      t: época (sow)
%OUTPUT Xsat: matriz con las coordenadas de los satelite

%Uso: Xsat = satxyz(t,eph)

%Adaptación de SATPOS
% Kai Borre 04-09-96
% Copyright (c) by Kai Borre
% $Revision: 1.1 $ $Date: 2004/02/09 $

%Karmele Artano

%Fecha:01/06/2012

GM = 3.986005e14;           % earth's universal gravitational
% parameter m^3/s^2
Omegae_dot = 7.2921151467e-5; % earth rotation rate, rad/s

% Units are either seconds, meters, or radians
% Assigning the local variables to eph
svprn   = eph(1);
af2     = eph(2);
M0      = eph(3);
roota   = eph(4);
deltan  = eph(5);
ecc     = eph(6);
omega   = eph(7);
cuc     = eph(8);
cus     = eph(9);
crc     = eph(10);
crs     = eph(11);
i0      = eph(12);
idot    = eph(13);
cic     = eph(14);
cis     = eph(15);
Omega0  = eph(16);
Omegadot= eph(17);
toe     = eph(18);
af0     = eph(19);
af1     = eph(20);
toc     = eph(21);
```

```

% Procedure for coordinate calculation
A = roota*roota;
tk = check_t(t-toe);
n0 = sqrt(GM/A^3);
n = n0+deltan;
M = M0+n*tk;
M = rem(M+2*pi,2*pi);
E = M;
for i = 1:10
    E_old = E;
    E = M+ecc*sin(E);
    dE = rem(E-E_old,2*pi);
    if abs(dE) < 1.e-12
        break;
    end
end
E = rem(E+2*pi,2*pi);
v = atan2(sqrt(1-ecc^2)*sin(E), cos(E)-ecc);
phi = v+omega;
phi = rem(phi,2*pi);
u = phi + cuc*cos(2*phi)+cus*sin(2*phi);
r = A*(1-ecc*cos(E)) + crc*cos(2*phi)+crs*sin(2*phi);
i = i0+idot*tk + cic*cos(2*phi)+cis*sin(2*phi);
Omega = Omega0+(Omegadot-Omegae_dot)*tk-Omegae_dot*toe;
Omega = rem(Omega+2*pi,2*pi);
x1 = cos(u)*r;
y1 = sin(u)*r;
satp(1,1) = x1*cos(Omega)-y1*cos(i)*sin(Omega);
satp(2,1) = x1*sin(Omega)+y1*cos(i)*cos(Omega);
satp(3,1) = y1*sin(i);

Xsat=satp;

end

```

## FUNCIÓN sp3. m

```

function SP3 = sp3( fid )
%SP3 Genera una matriz con los datos del fichero de efemérides
precisas

% INPUT   fid:nombre del fichero de efemérides precisas IGS
% OUTPUT  SP3: matriz con los siguientes datos (sat sow X Y Z clock)
%Uso: SP3 = sp3( fid )

%Karmele Artano
%Fecha: 1/06/2012

fide = fopen(fid);

head_lines = 0;
SP3=[];

while 1 %Se salta la cabecera
    head_lines = head_lines+1;
    lin = fgetl(fid);
    answer = findstr(lin,'/* PCV');
    if ~isempty(answer), break; end;
end;
while 1
    lin = fgetl(fid);
    answer = findstr(lin,'EOF');
    if ~isempty(answer), break; end;
    [fword,date]=strtok(lin);
    lin=date;
    [year, lin] = strtok(lin);
    year=str2num(year);
    [month, lin] = strtok(lin);
    month=str2num(month);
    [day, lin] = strtok(lin);
    day=str2num(day);;
    [hour, lin] = strtok(lin);
    hour=str2num(hour);
    [minute, lin] = strtok(lin);
    minute=str2num(minute);
    [second, lin] = strtok(lin);
    second=str2num(second);

    jd=cal2jd(year,month,day,0);
    [nw,sow]=jd2sow(jd,hour,minute,second);

    for i=1:32
        lin = fgetl(fid);
        [pg,lin]=strtok(lin);
        [npg]=str2num(strtok(pg,'PG'));
        [Xsp3,lin]=strtok(lin);
        [Ysp3,lin]=strtok(lin);
        [Zsp3,lin]=strtok(lin);
        [clock,lin]=strtok(lin);
        Xsp3=str2num(Xsp3);
        Ysp3=str2num(Ysp3);

```

```
Zsp3=str2num(Zsp3);  
clock=str2num(clock);  
  
SP3e(i,:)=[npg,sow,Xsp3,Ysp3,Zsp3,clock];  
end  
SP3=[SP3;SP3e];  
end  
  
end
```







**FUNCIÓN tropo.m**

```

function ddr = tropo(sinel,hsta,p,tkel,hum,hp,htkel,hhum)
%TROPO Calculation of tropospheric correction.
% The range correction ddr in m is to be subtracted from
% pseudo-ranges and carrier phases

% sinel sin of elevation angle of satellite
% hsta height of station in km
% p atmospheric pressure in mb at height hp
% tkel surface temperature in degrees Kelvin at height htkel
% hum humidity in % at height hhum
% hp height of pressure measurement in km
% htkel height of temperature measurement in km
% hhum height of humidity measurement in km

% Reference
% Goad, C.C. & Goodman, L. (1974) A Modified Tropospheric
% Refraction Correction Model. Paper presented at the
% American Geophysical Union Annual Fall Meeting, San
% Francisco, December 12-17

% A Matlab reimplementatation of a C code from driver.
% Kai Borre 06-28-95

a_e = 6378.137; % semi-major axis of earth ellipsoid
b0 = 7.839257e-5;
tlapse = -6.5;
tkhum = tkel+tlapse*(hhum-htkel);
atkel = 7.5*(tkhum-273.15)/(237.3+tkhum-273.15);
e0 = 0.0611*hum*10^atkel;
tksea = tkel-tlapse*htkel;
em = -978.77/(2.8704e6*tlapse*1.0e-5);
tkelh = tksea+tlapse*hhum;
e0sea = e0*(tksea/tkelh)^(4*em);
tkelp = tksea+tlapse*hp;
psea = p*(tksea/tkelp)^em;
if sinel < 0
    sinel = 0;
end;
tropo = 0;
done = 'FALSE';
refsea = 77.624e-6/tksea;
htop = 1.1385e-5/refsea;
refsea = refsea*psea;
ref = refsea*((htop-hsta)/htop)^4;
while 1
    rtop = (a_e+htop)^2-(a_e+hsta)^2*(1-sinel^2);
    if rtop < 0, rtop = 0; end; % check to see if geometry is crazy
    rtop = sqrt(rtop)-(a_e+hsta)*sinel;
    a = -sinel/(htop-hsta);
    b = -b0*(1-sinel^2)/(htop-hsta);
    rn = zeros(8,1);
    for i = 1:8
        rn(i) = rtop^(i+1);
    end;
    alpha = [2*a, 2*a^2+4*b/3, a*(a^2+3*b), ...
             a^4/5+2.4*a^2*b+1.2*b^2, 2*a*b*(a^2+3*b)/3, ...
             b^2*(6*a^2+4*b)*1.428571e-1, 0, 0];
end

```

```
if b^2 > 1.0e-35, alpha(7) = a*b^3/2; alpha(8) = b^4/9; end;
dr = rtop;
dr = dr+alpha*rn;
tropo = tropo+dr*ref*1000;
if done == 'TRUE ', ddr = tropo; break; end;
done = 'TRUE ';
refsea = (371900.0e-6/tksea-12.92e-6)/tksea;
htop = 1.1385e-5*(1255/tksea+0.05)/refsea;
ref = refsea*e0sea*((htop-hsta)/htop)^4;
end;
%%%%%%%% end tropo.m %%%%%%%%%%
```



## FUNCIÓN tropo2.m

```
function trop2 =tropo2( xstat,ystat,zstat,elr)
%TROPO2 Función para el cálculo del retardo troposférico
% Algoritmo simplificado
% INPUT: xstat, ystat, zstat: coordenadas de la estación
%        trop2: retardo troposferico
% OUTPUT: trop2: retardo troposferico
%Elipsoides

a=6378137;
df= 298.257223563;

%Coordenadas geodésicas de la estación

[latrstat lonrstat hstat] = carte2geoBR( xstat,ystat,zstat,a,df );

%Algoritmo de calculo de retardo
t_dry=2.3*exp(-0.116e-3*hstat);
t_wet=0.1;
m=1.001/sqrt(0.002001+(sin(elr))^2);

trop2=m*(t_dry+t_wet); %retardo troposferico

end
```

## ANEXO 3. PBGNSS. SCRIPTS DE RESOLUCIÓN

### r\_ejercicio2\_3a.m

```

%%Datos L1 para satellite prnX
%Introducir aqui el numero de satellite
X=28
%Datos para el cambio de unidad de L1 Y L2
vsl= 299792458;          % vacuum speed of light in m/s
f0=10.23E6;
f1=154*f0;
f2=120*f0;
la1m=vsl/f1;
la2m=vsl/f2;

whsat=find(satG==X);
sowsatX=sowG(whsat);
L1prnX=L1G(whsat);
L1prnXm=L1prnX*la1m; %Paso de ciclos a metros
C1prnXm=C1G(whsat);
L2prnX=L2G(whsat);
L2prnXm=L2prnX*la2m;%Paso de ciclos a metros
P2prnXm=P2G(whsat);

figure (1)
plot(sowsatX,L1prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
xlabel ('SOW-GPST')
ylabel ('L1 en metros')
Title (' Representación gráfica de L1 - PRN28')
Legend ('L1')

figure (2)
plot(sowsatX,L1prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
hold all
plot(sowsatX,C1prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
xlabel ('SOW-GPST')
Title (' Representación gráfica de L1 y C1- PRN28')
Legend ('L1','C1')

figure (3)
plot(sowsatX,L2prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
hold all
plot(sowsatX,P2prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
xlabel ('SOW-GPST')
Title (' Representación gráfica de L2 y P2- PRN28')
Legend ('L2','P2')

```



## r\_ejercicio2\_3b.m

```

%Introducir aqui el numero de satelite
X=30
%Datos para el cambio de unidad de L1 Y L2
vsl= 299792458;          % vacuum speed of light in m/s
f0=10.23E6;
f1=154*f0;
f2=120*f0;
la1m=vsl/f1;
la2m=vsl/f2;

whsat=find(satG==X);
sowsatX=sowG(whsat);
L1prnX=L1G(whsat);
L1prnXm=L1prnX*la1m; %Paso de ciclos a metros
C1prnXm=C1G(whsat);
L2prnX=L2G(whsat);
L2prnXm=L2prnX*la2m;%Paso de ciclos a metros
P2prnXm=P2G(whsat);

figure (1)
plot(sowsatX,L1prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
xlabel ('SOW-GPST')
ylabel ('L1 en metros')
Title (' Representación gráfica de L1 - PRN30')
Legend ('L1')

figure (2)
plot(sowsatX,L1prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
hold all
plot(sowsatX,C1prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
xlabel ('SOW-GPST')
Title (' Representación gráfica de L1 y C1- PRN30')
Legend ('L1','C1')

figure (3)
plot(sowsatX,L2prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
hold all
plot(sowsatX,P2prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
xlabel ('SOW-GPST')
Title (' Representación gráfica de L2 y P2- PRN30')
Legend ('L2','P2')

```

## r\_ejercicio2\_3c.m

```

%Introducir aqui el numero de satellite GLONASS
X=24
%Canal de emision de cada satellite glonass
ch=0;
if (X==10)|| (X==14),ch=-7;, end
if X==21, ch=-5;, end
if (X==2)|| (X==6),ch=-4;,end
if (X==18)|| (X==22), ch=-3;, end
if (X==9)|| (X==13), ch=-2;, end
if (X==12)|| (X==16), ch=-1;, end
if (X==11)|| (X==15), ch=0;, end
if (X==1)|| (X==5), ch=1;, end
if (X==20)|| (X==24), ch=2;, end
if (X==19)|| (X==23), ch=3;, end
if (X==17)|| (X==21), ch=4;, end
if (X==3)|| (X==7), ch=5;, end
if (X==4)|| (X==8), ch=6;, end

f1=(1602+ch*9/16)*10^6;
f2=(1246+ch*7/16)*10^6;
la1m=vsl/f1;
la2m=vsl/f2;
whsat=find(satR==X);
sowsatX=sowR(whsat);
L1prnX=L1R(whsat);
L1prnXm=L1prnX*la1m; %Paso de ciclos a metros
C1prnXm=C1R(whsat);
L2prnX=L2R(whsat);
L2prnXm=L2prnX*la2m;%Paso de ciclos a metros
P2prnXm=P2R(whsat);

figure (1)
plot(sowsatX,L1prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
xlabel ('SOW-GPST')
ylabel ('L1 en metros')
Title (' Representación gráfica de L1 - PRN24')
Legend ('L1')

figure (2)
plot(sowsatX,L1prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
hold all
plot(sowsatX,C1prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
xlabel ('SOW-GPST')
Title (' Representación gráfica de L1 y C1- PRN24')
Legend ('L1','C1')

figure (3)
plot(sowsatX,L2prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)

```



```

hold all
plot(sowsatX,P2prnXm,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
xlabel('SOW-GPST')
Title('Representación gráfica de L2 y P2- PRN24')
Legend('L2','P2')

```

## r\_ejercicio2\_4a.m

```

%Introducir aqui el numero de satellite
X=28
%Datos para el cambio de unidad de L1 Y L2
vsl= 299792458;          % vacuum speed of light in m/s
f0=10.23E6;
f1=154*f0;
f2=120*f0;
la1m=vsl/f1;
la2m=vsl/f2;

whsat=find(satG==X);
sowsatX=sowG(whsat);
L1prnX=L1G(whsat);
L1prnXm=L1prnX*la1m; %Paso de ciclos a metros
C1prnXm=C1G(whsat);
L2prnX=L2G(whsat);
L2prnXm=L2prnX*la2m;%Paso de ciclos a metros
P2prnXm=P2G(whsat);

%%Combinación libre de ionosfera
LIX=L1prnXm-L2prnXm;
figure (4)
plot(sowsatX,LIX,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
xlabel('SOW-GPST')
Title('Representación gráfica de LI:L1-L2 - PRN28')
Legend('L1-L2')

PIX=C1prnXm-P2prnXm;
figure (5)
plot(sowsatX,PIX,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
xlabel('SOW-GPST')
Title('Representación gráfica de PI:C1-P2 - PRN28')
Legend('PI')

figure (6)
plot(sowsatX,-PIX,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
hold all
plot(sowsatX,LIX,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
xlabel('SOW-GPST')
Title('Representación gráfica de LI y -PI - PRN28')

```

```

Legend ('-PI', 'LI')

figure (7)
plot(sowsatX, LIX+PIX, '--
rs', 'LineWidth', 1, 'MarkerEdgeColor', 'k', 'MarkerSize', 2)
xlabel ('SOW-GPST')
Title (' Representación gráfica de LI-(-PI) - PRN28')

```

## r\_ejercicio2\_5a.m

```

%Introducir aqui el numero de satelite
X=30
%Datos para el cambio de unidad de L1 Y L2
vsl= 299792458;          % vacuum speed of light in m/s
f0=10.23E6;
f1=154*f0;
f2=120*f0;
la1m=vsl/f1;
la2m=vsl/f2;

whsat=find(satG==X);
sowsatX=sowG(whsat);
L1prnX=L1G(whsat);
L1prnXm=L1prnX*la1m; %Paso de ciclos a metros
C1prnXm=C1G(whsat);
L2prnX=L2G(whsat);
L2prnXm=L2prnX*la2m;%Paso de ciclos a metros
P2prnXm=P2G(whsat);

%Combinación libre de ionosfera
LIX=L1prnXm-L2prnXm;
figure (4)
plot(sowsatX, LIX, '--
rs', 'LineWidth', 1, 'MarkerEdgeColor', 'k', 'MarkerSize', 2)
xlabel ('SOW-GPST')
Title (' Representación gráfica de LI:L1-L2 - PRN30')
Legend ('L1-L2')

PIX=C1prnXm-P2prnXm;
figure (5)
plot(sowsatX, PIX, '--
rs', 'LineWidth', 1, 'MarkerEdgeColor', 'k', 'MarkerSize', 2)
xlabel ('SOW-GPST')
Title (' Representación gráfica de PI:C1-P2 - PRN30')
Legend ('PI')

figure (6)
plot(sowsatX, -PIX, '--
rs', 'LineWidth', 1, 'MarkerEdgeColor', 'k', 'MarkerSize', 2)
hold all
plot(sowsatX, LIX, '--
rs', 'LineWidth', 1, 'MarkerEdgeColor', 'g', 'MarkerSize', 2)
xlabel ('SOW-GPST')
Title (' Representación gráfica de LI y -PI - PRN30')
Legend ('-PI', 'LI')

```

```

figure (7)
plot(sowsatX,LIX+PIX,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
xlabel ('SOW-GPST')
Title (' Representación gráfica de LI-(-PI) - PRN30')

```

## r\_ejercicio3\_2.m

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%EJERCICIO 3. DETECCIÓN DE SALTOS DE CICLO
%%%%%%%%RESUELTO%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%Karmele Artano

%%%%%%%% Apartado 2

close all
%Introducir aqui el numero de satellite
X=18
%Datos para el cambio de unidad de L1 Y L2
vsl= 299792458;          % vacuum speed of light in m/s
f0=10.23E6;
f1=154*f0;
f2=120*f0;
la1m=vsl/f1;
la2m=vsl/f2;

whsat=find(satG==X);
sowsatX=sowG(whsat);
L1prnX=L1G(whsat);
L1prnXm=L1prnX*la1m; %Paso de ciclos a metros
C1prnXm=C1G(whsat);
L2prnX=L2G(whsat);
L2prnXm=L2prnX*la2m;%Paso de ciclos a metros
P2prnXm=P2G(whsat);

%Introducir salto de ciclo

whsow=find(sowsatX==sowsatX(1)+5010);
L1prnX2=L1prnX;
L1prnX2(whsow:length(L1prnX))=L1prnX(whsow:length(L1prnX))+1;
L1prnXm2=L1prnX2*la1m;

%Extraer datos para el plot
sowsatXre=sowsatX(whsow-100:whsow+100);
L1prnXre=L1prnX(whsow-100:whsow+100);
L1prnX2re=L1prnX2(whsow-100:whsow+100);
C1prnXmre=C1prnXm(whsow-100:whsow+100);

%%%%%%%%Apartado 3

figure (1)

```

```

    plot(sowsatXre,L1prnXre,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
        %axis([sowsatX(1)+3000 sowsatX(1)+8000 L1prnX2(1)
L1prnX2(length(L1prnX2))])
    hold all
    plot(sowsatXre,L1prnX2re,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','b','MarkerSize',2)
    hold all

plot(sowsatX(whsow),L1prnX2(whsow),'o','MarkerEdgeColor','r','MarkerSi
ze',10)

xlabel ('SOW-GPST')
ylabel ('L1 en ciclos')
title (' Representación gráfica de L1 - PRN18')
legend ('L1ciclos','L1ciclos con cycle slip')

dificiclos12=L1prnXre(2)-L1prnXre(1)

%%%Apartado 4
figure (2)

plot(sowsatXre,L1prnXre-
((C1prnXmre)/la1m),'s','MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
    hold all
    plot(sowsatXre,L1prnX2re-
((C1prnXmre)/la1m),'s','MarkerEdgeColor','b','MarkerSize',2)
    hold all
    plot(sowsatX(whsow),L1prnX(whsow)-
((C1prnXm(whsow))/la1m),'o','MarkerEdgeColor','r','MarkerSize',10)
    xlabel ('SOW-GPST')
    title (' Representación gráfica de L1-C1 - PRN18')
    legend ('L1-P1','L1-P1 con cycle slip')

figure (3)
plot(sowsatXre,L1prnX2re-
((C1prnXmre)/la1m),'s','MarkerEdgeColor','b','MarkerSize',2)
    hold all
    plot(sowsatX(whsow),L1prnX2(whsow)-
((C1prnXm(whsow))/la1m),'o','MarkerEdgeColor','r','MarkerSize',10)
    xlabel ('SOW-GPST')
    title (' Representación gráfica de L1-C1 - PRN18')
    legend ('L1-P1 con cycle slip')

%%%Apartado 5. Combinacion libre de ionosfera (C)
la3m=vs1/(f1+f2);
LCprnXm=(f1^2* L1prnXm-f2^2*L2prnXm)/(f1^2-f2^2);
LCprnXm2=(f1^2* L1prnXm2-f2^2*L2prnXm)/(f1^2-f2^2);
PCprnXm=(f1^2* C1prnXm-f2^2*P2prnXm)/(f1^2-f2^2);

%Extraer datos para el plot
sowsatXre=sowsatX(whsow-100:whsow+100);
LCprnXmre=LCprnXm(whsow-100:whsow+100);
LCprnXm2re=LCprnXm2(whsow-100:whsow+100);
PCprnXmre=PCprnXm(whsow-100:whsow+100);

```

```

figure (4)

plot(sowsatXre, (LCprnXmre-
PCprnXmre)/la3m, 's', 'MarkerEdgeColor', 'k', 'MarkerSize', 2)
hold all
plot(sowsatXre, (LCprnXm2re-
PCprnXmre)/la3m, 's', 'MarkerEdgeColor', 'b', 'MarkerSize', 2)
hold all
plot(sowsatX(whsow), (LCprnXm(whsow)-
PCprnXm(whsow))/la3m, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'r', 'MarkerSize', 10)
hold all
plot(sowsatX(whsow), (LCprnXm2(whsow)-
PCprnXm(whsow))/la3m, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'g', 'MarkerSize', 10)

xlabel ('SOW-GPST')
title (' Representación gráfica de LC-PC - PRN18')
legend ('LC-PC', 'LC-PC con cycle slip')

```

```

figure (5)

plot(sowsatXre, (LCprnXm2re-
PCprnXmre)/la3m, 's', 'MarkerEdgeColor', 'b', 'MarkerSize', 2)
hold all
plot(sowsatX(whsow), (LCprnXm2(whsow)-
PCprnXm(whsow))/la3m, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'g', 'MarkerSize', 10)

xlabel ('SOW-GPST')
title (' Representación gráfica de LC-PC - PRN18')
legend ('LC-PC con cycle slip')

```

#### %%Apartado 6. Combinacion LW-PW

```

la5m=vsl/(f1-f2);
LWprnXm=(f1* L1prnXm-f2*L2prnXm)/(f1-f2);
LWprnXm2=(f1* L1prnXm2-f2*L2prnXm)/(f1-f2);
PWprnXm=(f1* C1prnXm+f2*L2prnXm)/(f1+f2);

```

```

%Extraer datos para el plot
sowsatXre=sowsatX(whsow-100:whsow+100);
LWprnXmre=LWprnXm(whsow-100:whsow+100);
LWprnXm2re=LWprnXm2(whsow-100:whsow+100);
PWprnXmre=PWprnXm(whsow-100:whsow+100);

```

```

figure (6)

plot(sowsatXre, (LWprnXmre-
PWprnXmre)/la5m, 's', 'MarkerEdgeColor', 'k', 'MarkerSize', 2)
hold all
plot(sowsatXre, (LWprnXm2re-
PWprnXmre)/la5m, 's', 'MarkerEdgeColor', 'b', 'MarkerSize', 2)
hold all
plot(sowsatX(whsow), (LWprnXm2(whsow)-
PWprnXm(whsow))/la5m, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'r', 'MarkerSize', 10)
hold all

```

```

plot(sowsatX(whsow), (LWprnXm(whsow) -
PWprnXm(whsow))/la5m, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'g', 'MarkerSize', 10)

xlabel ('SOW-GPST')
title (' Representación gráfica de LW-PW - PRN18')
legend ('LW-PW', 'LW-PW con cycle slip')

figure (7)

```

```

plot(sowsatXre, (LWprnXm2re-
PWprnXmre)/la5m, 's', 'MarkerEdgeColor', 'b', 'MarkerSize', 2)
hold all
plot(sowsatX(whsow), (LWprnXm2(whsow) -
PWprnXm(whsow))/la5m, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'r', 'MarkerSize', 10)

xlabel ('SOW-GPST')
title (' Representación gráfica de LW-PW - PRN18')
legend ('LW-PW con cycle slip')

```

%%Apartado 7. Combinacion LI-PI

```

laim=la2m-la1m;
LIprnXm=(L1prnXm-L2prnXm);
LIprnXm2=(L1prnXm2-L2prnXm);
PIprnXm=(P2prnXm-C1prnXm);

```

```

%Extraer datos para el plot
sowsatXre=sowsatX(whsow-100:whsow+100);
LIprnXmre=LIprnXm(whsow-100:whsow+100);
LIprnXm2re=LIprnXm2(whsow-100:whsow+100);
PIprnXmre=PIprnXm(whsow-100:whsow+100);

```

figure (8)

```

plot(sowsatXre, (LIprnXmre-
PIprnXmre)/laim, 's', 'MarkerEdgeColor', 'k', 'MarkerSize', 2)
hold all
plot(sowsatXre, (LIprnXm2re-
PIprnXmre)/laim, 's', 'MarkerEdgeColor', 'b', 'MarkerSize', 2)
hold all
plot(sowsatX(whsow), (LIprnXm2(whsow) -
PIprnXm(whsow))/laim, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'r', 'MarkerSize', 10)
hold all
plot(sowsatX(whsow), (LIprnXm(whsow) -
PIprnXm(whsow))/laim, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'g', 'MarkerSize', 10)

xlabel ('SOW-GPST')
title (' Representación gráfica de LI-PI - PRN18')
legend ('LI-PI', 'LI-PI con cycle slip')

```

figure (9)

```

    plot(sowsatXre, (LIprnXm2re-
PIprnXmre)/laim, 's', 'MarkerEdgeColor', 'b', 'MarkerSize', 2)
    hold all
    plot(sowsatX(whsow), (LIprnXm2(whsow)-
PIprnXm(whsow))/laim, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'r', 'MarkerSize', 10)

    xlabel ('SOW-GPST')
    title (' Representación gráfica de LI-PI - PRN18')
    legend ('LI-PI con cycle slip')

%%%Apartado 8. Combinacion LI

figure (10)

plot(sowsatXre, (LIprnXmre)/laim, 's', 'MarkerEdgeColor', 'k', 'MarkerSize'
,2)
    hold all

plot(sowsatXre, (LIprnXm2re)/laim, 's', 'MarkerEdgeColor', 'b', 'MarkerSize
',2)
    hold all

plot(sowsatX(whsow), (LIprnXm2(whsow))/laim, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'r', '
MarkerSize', 10)
    hold all

plot(sowsatX(whsow), (LIprnXm(whsow))/laim, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'g', 'M
arkerSize', 10)

    xlabel ('SOW-GPST')
    title (' Representación gráfica de LI - PRN18')
    legend ('LI', 'LI con cycle slip')

figure (11)

plot(sowsatXre, (LIprnXm2re)/laim, 's', 'MarkerEdgeColor', 'b', 'MarkerSize
',2)
    hold all

plot(sowsatX(whsow), (LIprnXm2(whsow))/laim, 'o', 'MarkerEdgeColor', 'r', '
MarkerSize', 10)

    xlabel ('SOW-GPST')
    title (' Representación gráfica de LI-PI - PRN18')
    legend ('LI con cycle slip')

variono30s= LIprnXm2(167)-LIprnXm2(166)

```





## r\_ejercicio4\_1.m

```

%%EJERCICIO 4.1

% Apartado b.
%Satélite a estudiar
sv=4;
col_Eph=[];

Eph=rinav('vala0960.12n','eph2.dat');

isat = find(Eph(1,:) == sv);
EphX=Eph(:,isat);
for i=1:length(isat)
    sat(1:3,i)= kepler2xyz(EphX(:,i));
end

%Apartado c.
dist=(sat(1,:).^2+sat(2,:).^2+sat(3,:).^2).^(1/2);

distmin=min(dist)/1000;
distmax=max(dist/1000);
ddist=distmax-distmin;
rr=ddist/distmin*100;

tw1= sprintf('%8.0f',distmin);
texto1=['Distancia mínima en km....', tw1];
disp (texto1)
tw2= sprintf('%8.0f',distmax);
texto2=['Distancia máxima en km....', tw2];
disp (texto2)
tw3= sprintf('%6.0f',ddist);
texto3=['Rango de distancia en km....', tw3];
disp (texto3)
tw4= sprintf('%4.2f',rr);
texto4=['Porcentaje de rango de distancia....', tw4];
disp (texto4)

figure(1);
plot((EphX(18,:)-EphX(18,1)),dist,'--rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)

xlabel ('GPST día 096 Comienza 0 seg')
ylabel ('Distancia geocéntrica')
title (' Distancia geocéntrica del satélite PRN04')

```

## r\_ejercicio4\_2a.m

```

%%EJERCICIO 4_2

%%APARTADO A. CALCULA LAS POSICIONES DE LOS SATÉLITES GPS DE LA
PRIMERA ÉPOCA
%%DE OBSERVACIÓN DEL FICHERO avil096k.12o

%Primera época
% 12 4 5 10 0 0.0000000 0 18G10G08G23G13G17G04G07G02G20R05R04R16
%
%
%Satélites GPS
svs=[10 8 23 13 17 4 7 2 20];

%Calculo de sow de la primera época

jd=cal2jd(2012, 4, 5,0);
[nw, sow]=jd2sow(jd,10,0,0);

%Lectura del fichero RINEX de navegación GPS para para lograr una
fichero
%txt de salida con datos de efemérides y una matriz con las efemérides

Eph=rinav('avil096k.12n','eph.dat');

for t = 1:length(svs)
    col_Eph(t) = find_eph(Eph,svs(t),sow);
    sat(1:3,t) = satxyz(sow,Eph(:,col_Eph(t)));
end

svs
sat % position of svcs in ECI system

```

## r\_ejercicio4\_2b.m

```

%%EJERCICIO 4_2

%%APARTADO B. CALCULA LAS POSICIONES DEL SATÉLITE PRN27

%clear all
ejercicio3_1;

%Coger satélite prn27
X=27
whsat=find(satG==X);
sowsatX=sowG(whsat);

```

```

%Lectura del fichero RINEX de navegación GPS para para lograr una
fichero
%txt de salida con datos de efemérides y una matriz con las efemérides

Eph=rinav('vala0960.12n','eph.dat');

for i = 1:length(sowsatX)
    col_Eph(i) = find_eph(Eph,X,sowsatX(i));
    POSSat(1:3,i) = satxyz(sowsatX(i),Eph(:,col_Eph(i)));
    CLpara(1:4,i)=[Eph(21,col_Eph(i));
Eph(19,col_Eph(i));Eph(20,col_Eph(i));Eph(2,col_Eph(i))];
end

dist=(POSSat(1,:).^2+POSSat(2,:).^2+POSSat(3,:).^2).^(1/2);

%u1;

figure(1)
% plot((sowu-sowu(1))/3600,distt,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
plot((sowsatX-sowsatX(1))/3600,dist,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
xlabel('GPST')
ylabel('Distancia geocéntrica')
title('Distancias geocéntrica del satélite - PRN27')

figure(2)
plot3(POSSat(1,:),POSSat(2,:),POSSat(3:,:), 'r*')
hold on
avila=[4830657.5088,-395397.6158,4133872.9393];
avilasat=[avila',POSSat(:,400)];
%plot3(4830657.5088,-395397.6158,4133872.9393,'r*')
plot3(avilasat(1,:),avilasat(2,:),avilasat(3:),'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
[x,y,z] = sphere(50);
surface(6700000*x,6700000*y,6700000*z);
light('position',[-1 0 1]); % -1 0 1
light('position',[1.5 -0.5 -0.5], 'color', [.6 .2 .2]); % -1.5 .5 -.5
view([60 10]) % az = -90 and el = 0
title('Representación 3D del recorrido del sat. PRN27 punto de ref.
Ávila')
%%%Cálculo de la elevación del satélite prn27
%%Paso de incremento de coordenadas geocéntricas a locales geodésicas

j=size(POSSat,2);
POSXYZi=avila';
elevac=[];
for i=1:j
    POSXYZ=POSSat(:,i);
    [POSENh POSalfabetaD] = geoc2local( POSXYZi, POSXYZ );
    elevac=[elevac;POSalfabetaD(2)];
end

```

```

figure(3)
plot((sowsatX-sowsatX(1))/3600,elevac,'--
rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
xlabel ('GPST')
ylabel ('Elevación')
title ('Elevación del satélite PRN27 en Ávila')

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% end ejercicio4b.m %%%%%%%%%

```

## r\_ejercicio4\_3b.m

```

close all

r_ejercicio4_2b; %de aquí obtenemos las variables sowsatX,POSSat para
prn27

vl=299792458 %Velocidad de la luz en el vacío
fid = fopen('igs16824.sp3','rt');
SP3 = sp3( fid );

%Extraer satelite de SP3
X=27
whsat=find(SP3(:,1)==X);
SP3satX=SP3(whsat,:);

%Broadcast ephemeris del satX
BEPsatX=[sowsatX,POSSat',CLpara'];

%Declarar variables
BEPsatX15m=[];
SP3satX15m=[];

%Extraer elementos de BEPsatX de época comun con SP3satX

j=1;

for i=1:size(SP3satX,1)
    ind=find(BEPsatX(:,1)==SP3satX(i,2));
    if ~isempty(ind)
        BEPsatX15m(j,:)=BEPsatX(ind,:);
        SP3satX15m(j,:)=SP3satX(i,:); %se cogen solo los datos que
tienen BEP
        j=j+1;
    end
end

%Calcular diferencias
difX=BEPsatX15m(:,2)-SP3satX15m(:,3)*1000;
difY=BEPsatX15m(:,3)-SP3satX15m(:,4)*1000;

```

```

difZ=BEPsatX15m(:,4)-SP3satX15m(:,5)*1000;
vdif=[difX difY difZ];
dif3D=(difX.^2+difY.^2+difZ.^2).^(1/2);

figure(4)
plot((BEPsatX15m(:,1)-BEPsatX15m(1,1))/3600,difX,'--rs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','g','MarkerSize',2)
hold on
plot((BEPsatX15m(:,1)-BEPsatX15m(1,1))/3600,difY,'--bs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','r','MarkerSize',2)
hold on
plot((BEPsatX15m(:,1)-BEPsatX15m(1,1))/3600,difZ,'--gs','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','k','MarkerSize',2)
hold on
plot((BEPsatX15m(:,1)-BEPsatX15m(1,1))/3600,dif3D,'--ks','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','y','MarkerSize',2)
xlabel('GPST')
ylabel('Diferencias en metros')
title('Diferencias entre efem. transmitidas y ef. precisas - PRN30')
legend('difX','difY','difZ','dif3D')

%%Diferencias reloj

dt=BEPsatX15m(:,1)-BEPsatX15m(:,5);
a0=BEPsatX15m(:,6);
a1=BEPsatX15m(:,7);
a2=BEPsatX15m(:,8);

BEPclockX15m=a0+a1.*dt+a2.*dt;

difclock=BEPclockX15m*1000000-SP3satX15m(:,6); %diferencia en estado
reloj en microsegundos
difclockm=difclock/1000000.*v1; %diferencia en estado reloj en metros

figure(5)
plot((BEPsatX15m(:,1)-BEPsatX15m(1,1))/3600,difclock,'--ks','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','y','MarkerSize',2)
xlabel('GPST')
ylabel('Diferencias en microsegundos')
title('Diferencias entre efem. transmitidas y ef. precisas - PRN30')
legend('diferencia de reloj')

figure(6)
plot((BEPsatX15m(:,1)-BEPsatX15m(1,1))/3600,difclockm,'--ks','LineWidth',1,'MarkerEdgeColor','y','MarkerSize',2)
xlabel('GPST')
ylabel('Diferencias en metros')
title('Diferencias entre efem. transmitidas y ef. precisas - PRN30')
legend('diferencia de reloj')

```

## r\_ejercicio5\_1.m

```
% EJERCICIO 5_1. Modelización de la pseudodistancia

%constantes
v_light = 299792458;

%datos del problema
sat=10 %satelite
time=381600 %epoca
%time=381900
%time=372900 %epoca

%obs= 20778599.4400%pseudorange
%obs= 2.499854664000000e+007
obs= 20863147.560%pseudorange

pos=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]

%Generar matriz de efemerides
Eph=rinav('avil096k.12n','avil096k12n.txt');
%Efemerides correspondientes a prn 10 sow 381600 (extraer datos)
col_Eph = find_eph(Eph,sat,time);
k=col_Eph;

%Coordenadas del satélite en el instante de emisión
tx_RAW = time - obs/v_light; %tiempo de emision reloj sat
t0c = Eph(21,k);
dt = check_t(tx_RAW-t0c);
tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempoXSAT de emision GPST
dt = check_t(tx_GPS-t0c);
tcorr = (Eph(2,k)*dt + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1 iterac)
X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k));

rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;
traveltime = sqrt(rho2)/v_light;
Rot_X = e_r_corr(traveltime,X); %corrección por rotacion terrestre
rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-pos(3))^2;
rho=sqrt(rho2)

%Calculo del offset de reloj
t0c = Eph(21,k);
tmt0=time-t0c;
tcorr = (Eph(2,k)*tmt0 + Eph(20,k))*tmt0 + Eph(19,k);
tcorr= tcorr*v_light

%Retardo instrumental
tgd=Eph(22,k);
tgd= tgd*v_light

%Efecto relativista
```

```

GM = 3.986005e14;

roota = Eph(4,k);
A = roota*roota;
ecc = Eph(6,k);
E= anomaE( Eph, k, time );

rel=2*sqrt(GM*A)*ecc*sin(E)/v_light

%Retardo ionosferico

XSAT=Rot_X;
xstat=pos;

%WGS84
a=6378137;
df= 298.257223563;

[latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df );

[ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
tgps=time;

%Datos de ionosfera del fichero de efemerides

alpha= [ 1.6764e-08 1.4901e-08 -1.1921e-07 -5.9605e-08 ] ;
beta=[1.0854e+05 3.2768e+04 -2.6214e+05 -6.5536e+04 ];
iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta)

%Retardo troposferico

%trop = tropo(sin(elr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
%          0.0,0.0,0.0);
trop=tropo2( xstat(1),xstat(2),xstat(3) ,elr)

%Calculo de la pseudodistancia modelada

ps_modelada=rho+rel+trop+iono-tcorrmtgdm

```

## r\_ejercicio5\_2\_a\_1.m

```

close all

ejercicio5_2

%5.2.a.1 Efecto relativista

```

```

figure(1)
plot(sowsatX, REL, 'r', 'LineWidth', 2)
xlabel ('GPST')
ylabel ('Retardo en metros')
title (' Efecto Relativista')

```

## r\_ejercicio5\_2\_a\_2.m

```

close all

ejercicio5_2

%5.2.a.2 Retardo instrumental TGD
figure(2)
plot(sowsatX, TGDM, 'r', 'LineWidth', 2)
xlabel ('GPST')
ylabel ('Retardo en metros')
title (' Retardo instrumental TGD')
ejercicio5_2
hold on
plot(sowsatX, TGDM, 'b', 'LineWidth', 2)
ejercicio5_2
hold on
plot(sowsatX, TGDM, 'm', 'LineWidth', 2)
ejercicio5_2
hold on
plot(sowsatX, TGDM, 'y', 'LineWidth', 2)
ejercicio5_2
hold on
plot(sowsatX, TGDM, 'g', 'LineWidth', 2)
ejercicio5_2
hold on
plot(sowsatX, TGDM, 'k', 'LineWidth', 2)

```

## r\_ejercicio5\_2\_a\_3.m

```

close all

ejercicio5_2

%5.2.a.3. Offset reloj satélite
figure(3)
plot(sowsatX, TCORRM, 'r', 'LineWidth', 2)
xlabel ('GPST')
ylabel ('Retardo en metros')
title (' Offset reloj satélite')
disp ('Almacena la figura y continuar con intro')
pause

ejercicio5_2

```



```

hold on
plot(sowsatX, TCORRM, 'b', 'LineWidth', 2)
ejercicio5_2
hold on
plot(sowsatX, TCORRM, 'm', 'LineWidth', 2)
ejercicio5_2
hold on
plot(sowsatX, TCORRM, 'y', 'LineWidth', 2)
ejercicio5_2
hold on
plot(sowsatX, TCORRM, 'g', 'LineWidth', 2)
ejercicio5_2
hold on
plot(sowsatX, TCORRM, 'k', 'LineWidth', 2)

```

### r\_ejercicio5\_2\_a\_4.m

```

close all

ejercicio5_2

%5.2.a.4. Retardo troposférico
figure(4)
plot(sowsatX, TROP, 'r', 'LineWidth', 2)
xlabel ('GPST')
ylabel ('Retardo en metros')
title (' RETARDO TROPOSFÉRICO. Variación a lo largo del tiempo')
figure(5)
plot(EL, TROP, 'g', 'LineWidth', 2)
xlabel ('Elevación satélite')
ylabel ('Retardo en metros')
title (' RETARDO TROPOSFÉRICO. Variación en función de la elevación')

%Calculo del ZTD
a=6378137;
df= 298.257223563;
%Coordenadas de la estación obtenidas del fichero de observación
XSTAT=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]
%Coordenadas geodésicas de la estación
[latrstat lonrstat hstat] = carte2geoBR(
XSTAT(1),XSTAT(2),XSTAT(3),a,df );
%Algoritmo de calculo de retardo
t_dry=2.3*exp(-0.116e-3*hstat);
t_wet=0.1;
%Valor aproximado de ZTD
ZTD=t_dry+t_wet;

fprintf('Valor aproximado ZTD...%8.3f m\n', ZTD)

```

### r\_ejercicio5\_2\_a\_5.m

```

close all

ejercicio5_2

%5.2.a.5. Retardo ionosférico
figure(6)
plot(sowsatX, IONO, 'r', 'LineWidth', 2)
xlabel ('GPST')
ylabel ('Retardo en metros')
title (' RETARDO IONOSFÉRICO. Variación en tiempo')
figure(7)
plot(EL, IONO, 'g', 'LineWidth', 2)
xlabel ('Elevación satélite')
ylabel ('Retardo en metros')
title (' RETARDO IONOSFÉRICO. Variación en función del la elevación')

```

### r\_ejercicio5\_2\_b.m

```

close all

ejercicio5_2

%5.2.B. PSEUDODISTANCIA MODELADA
figure(8)
plot(sowsatX, PS_MOD, 'r', 'LineWidth', 2)
xlabel ('GPST')
ylabel ('Pseudodistancia en metros')
title (' PSEUDODISTANCIA MODELADA para el satélite PRN10')

%5.2.B. DIFERENCIA ENTRE LA PSEUDODISTANCIA MODELADA Y PSEUDODISTANCIA
%MEDIDA
figure(9)
plot(EL, IONO, 'g', 'LineWidth', 2)
xlabel ('Elevación satélite')
ylabel ('Retardo en metros')
title (' RETARDO IONOSFÉRICO. Variación en función del la elevación')

plot(C1prnXm-PS_MOD, 'linewidth', 2)
title('Pseudodistancia observada y pseudodistancia modelada')
xlabel('GPST')
ylabel('Variación [m]')

```

### r\_ejercicio5\_2\_d.m

```

% EJERCICIO 5_2. Modelización de la pseudodistancia
%Apartado D. Adaptación del script para P2

%constantes
v_light = 299792458;

```

```

%datos del problema
prnX=input('Introduce el número del satélite....')

%coordenadas del receptor obtenidas del fichero de observación
pos=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]

%Generar matriz de efemerides
Eph=rinav('vala0960.12n','avil096012n.txt');

ifile='avil096012o.txt'
[satG sowG L1G L2G C1G P2G C2G] = obsdataG( ifile );

%extraer datos satelite prn ....

whsat=find(satG==prnX);
sowsatX=sowG(whsat);
C1prnXm=C1G(whsat);
P2prnXm=P2G(whsat);

%Epocas
Epocas=sowsatX;

PS_MOD=[];
DISTGEO=[];
REL=[];
TCORRM=[];
TGDM=[];
IONO=[];
TROP=[];
EL=[];

for q = 1:length(P2prnXm) %MODIFICACIÓN A P2
    %Coger datos de la época numero q
    time=Epocas(q);
    obs=P2prnXm(q); %MODIFICACIÓN A P2
    % identify ephemerides columns in Eph
    col_Eph = find_eph(Eph,prnX,time);
    k= col_Eph;

    % Cálculo del instante de emisión

    tx_RAW = time - obs/v_light; %tiempo de emision reloj sat
    t0c = Eph(21,k);
    dt = check_t(tx_RAW-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
    tx_GPS = tx_RAW-tcorr; %tiempo de emision GPST
    dt = check_t(tx_GPS-t0c);
    tcorr = (Eph(2,k)*dt^2 + Eph(20,k))*dt + Eph(19,k);
    tx_GPS = tx_RAW-tcorr;%tiempo de emision GPST (corregido 1 iterac)

    X = satxyz(tx_GPS, Eph(:,k)); %coordenadas del satélite en el
    instante de emisión

    rho2 = (X(1)-pos(1))^2+(X(2)-pos(2))^2+(X(3)-pos(3))^2;

```

```

traveltime = sqrt(rho2)/v_light;

Rot_X = e_r_corr(traveltime,X); %corrección por rotacion terrestre
rho2 = (Rot_X(1)-pos(1))^2+(Rot_X(2)-pos(2))^2+(Rot_X(3)-
pos(3))^2;
rho=sqrt(rho2);
DISTGEO=[DISTGEO;rho];

%Calculo del offset de reloj
t0c = Eph(21,k);
tmt0=time-t0c;
tcorr = (Eph(2,k)*tmt0^2 + Eph(20,k))*tmt0 + Eph(19,k);
tcorr= tcorr*v_light;
TCORRM=[TCORRM;tcorr];

%Retardo instrumental
tgd=Eph(22,k);
tgd= tgd*v_light;
tgd=1.65*tgd;%MODIFICACIÓN A P2
TGDM=[TGDM;tgd];

%Efecto relativista
GM = 3.986005e14;

roota = Eph(4,k);
a = roota*roota;
ecc = Eph(6,k);
E= anomaE( Eph, k, time );

rel=2*sqrt(GM*a)*ecc*sin(E)/v_light;
REL=[REL;rel];

%Retardo ionosferico

XSAT=Rot_X;
xstat=pos;

%WGS84
a=6378137;
df= 298.257223563;

[latr lonr h ] = carte2geoBR( XSAT(1),XSAT(2),XSAT(3),a,df );

[ POSEnh POSalfabetaD ] = geoc2local( xstat, XSAT );

azr=POSalfabetaD(1)*pi/180;
elr=POSalfabetaD(2)*pi/180;
EL=[EL;elr*180/pi];

tgps=time;

%Datos de ionosfera del fichero de efemerides

alpha= [+1.9558e-08 +0.0000e+00 -1.1921e-07 +0.0000e+00] ;

```

```

beta=[+1.2288e+05 -1.6384e+04 -2.6214e+05 +1.9661e+05];
iono = ionoc(latr,lonr,elr,azr,tgps,alpha,beta) ;
iono=1.65*iono; %MODIFICACIÓN A P2
IONO=[IONO;iono];

%Retardo troposferico

%trop = tropo(sin(elr),0.0,1013.0,293.0,50.0,...
%           0.0,0.0,0.0);
trop=tropo2(xstat(1),xstat(2),xstat(3),elr);
TROP=[TROP;trop];

%Calculo de la pseudodistancia modelada

ps_modelada=rho+rel+trop+10.260-tcorr+tgdm;

PS_MOD=[PS_MOD; ps_modelada];
end

%Representación gráfica de los parámetros que han cambiado

%Retardo instrumental TGD
close all
figure(1)
plot(sowsatX, TGDM,'r','LineWidth',2)
xlabel('GPST')
ylabel('Retardo en metros')
title('Retardo instrumental TGD para P2')

%retardo Ionoférico

figure(2)
plot(sowsatX, IONO,'r','LineWidth',2)
xlabel('GPST')
ylabel('Retardo en metros')
title('RETARDO IONOSFÉRICO para P2')

```

## r\_ejercicio5\_3.m

```

%Resolución del ejercicio 5_3

ejercicio5_3

avil=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]

```

```
%Apartado c
dif1=me(1:3)-avil

fprintf('Diferencia del valor medio con respecto a la referencia:\n')
fprintf('dX: %5.3f dY: %5.3f dZ: %5.3f \n', dif1(1), dif1(2),
dif1(3))

[difENh difalfabetaD ] = geoc2local(avil, me(1:3) )
%Apartado d
figure(1)
plot((Pos(1:3,:) - Pos(1:3,1) * ones(1,q))', 'linewidth', 2)
title('Variación de la posición en el tiempo')
legend('dX', 'dY', 'dZ')
xlabel('Epocas [1 s de intervalo]')
ylabel('Variación relativa de las coordenadas con respecto a la
primera época [m]')

%Apartado e
figure(2)
plot((Pos(1:3,:) - avil(1:3,1) * ones(1,q))', 'linewidth', 2)
legend('dX', 'dY', 'dZ')

xlabel('Epocas [1 s de intervalo]')
ylabel('Variación de las coordenadas con respecto a las coordenadas
de referencia [m]')
```



## r\_ejercicio5\_4.m

```

%Resolución del ejercicio 5_4

ejercicio5_4

avil=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393];

%Apartado c
dif2=me(1:3)-avil

fprintf('Diferencia del valor medio con respecto a la referencia:\n')
fprintf('dX: %5.3f dY: %5.3f dZ: %5.3f \n', dif2(1), dif2(2),
dif2(3))

[difENh difalfabetaD ] = geoc2local(avil, me(1:3) );
fprintf('Diferencia (E,N,h) del valor medio con respecto a la
referencia:\n')
fprintf('dE: %5.3f dN: %5.3f dh: %5.3f \n', difENh (1), difENh (2),
difENh (3))

%Apartado d
figure(1)
plot((Pos(1:3,:) - Pos(1:3,1) * ones(1,q))', 'linewidth', 2)
title('Variación de la posición en el tiempo')
legend('dX', 'dY', 'dZ')
xlabel('Epocas [1 s de intervalo]')
ylabel('Variación relativa de las coordenadas con respecto a la
primera época [m]')

%Apartado e
figure(2)
plot((Pos(1:3,:) - avil(1:3,1) * ones(1,q))', 'linewidth', 2)
legend('dX', 'dY', 'dZ')

xlabel('Epocas [1 s de intervalo]')
ylabel('Variación de las coordenadas con respecto a las coordenadas
de referencia [m]')

```

## r\_ejercicio5\_5.m

```

%Resolución del ejercicio 5_5a

%ref54 =[4830660.431; -395391.958; 4133876.854]

ref54=[4830657.679; -395392.892; 4133874.352 ]
ejercicio5_5

%Apartado c
dif=me(1:3)-ref54

```

```
fprintf('Diferencia del valor medio sin CORR. EFECTO RELATIVIDAD con
respecto a la referencia:\n')
fprintf('dX: %5.3f dY: %5.3f dZ: %5.3f \n', dif(1), dif(2), dif(3))

[difENh difalfabetaD ] = geoc2local(ref54, me(1:3) );
fprintf('Diferencia (E,N,h) del valor medio sin CORR. EFECTO
RELATIVIDAD con respecto a la referencia:\n')
fprintf('dE: %5.3f dN: %5.3f dh: %5.3f \n', difENh (1), difENh (2),
difENh (3))
```

## r\_ejercicio5\_6.m

```
ref54=[4830657.679; -395392.892; 4133874.352 ]
ejercicio5_6

dif=me(1:3)-ref54

fprintf('Diferencia del valor medio utilizando 4 satélites con
respecto a la referencia:\n')
fprintf('dX: %5.3f dY: %5.3f dZ: %5.3f \n', dif(1), dif(2), dif(3))

[difENh difalfabetaD ] = geoc2local(ref54, me(1:3) );
fprintf('Diferencia (E,N,h) del valor medio utilizando 4 satélites con
respecto a la referencia:\n')
fprintf('dE: %5.3f dN: %5.3f dh: %5.3f \n', difENh (1), difENh (2),
difENh (3))

avil=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]
dif2=me(1:3)-avil

fprintf('Diferencia del valor medio utilizando 4 satélites con
respecto a la referencia con precisión cm:\n')
fprintf('dX: %5.3f dY: %5.3f dZ: %5.3f \n', dif2(1), dif2(2),
dif2(3))

[difENh difalfabetaD ] = geoc2local(avil, me(1:3) );
fprintf('Diferencia (E,N,h) del valor medio utilizando 4 satélites con
respecto a la referencia con precisión cm:\n')
fprintf('dE: %5.3f dN: %5.3f dh: %5.3f \n', difENh (1), difENh (2),
difENh (3))

GDOPmedio=mean(GDOPlist)

difGDOP=GDOPmedio-1.87
```





## r\_ejercicio5\_7.m

```
ref54=[4830657.679; -395392.892; 4133874.352 ]
ejercicio5_7

dif=me(1:3)-ref54

fprintf('Diferencia del valor medio utilizando P2 con respecto a la
referencia:\n')
fprintf('dX: %5.3f dY: %5.3f dZ: %5.3f \n', dif(1), dif(2), dif(3))

[difENh difalfabetaD ] = geoc2local(ref54, me(1:3) );
fprintf('Diferencia (E,N,h) del valor medio utilizando P2 con respecto
a la referencia:\n')
fprintf('dE: %5.3f dN: %5.3f dh: %5.3f \n', difENh (1), difENh (2),
difENh (3))

avil=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393]
dif2=me(1:3)-avil

fprintf('Diferencia del valor medio utilizando P2 con respecto a la
referencia con precisión cm:\n')
fprintf('dX: %5.3f dY: %5.3f dZ: %5.3f \n', dif2(1), dif2(2),
dif2(3))

[difENh difalfabetaD ] = geoc2local(avil, me(1:3) );
fprintf('Diferencia (E,N,h) del valor medio utilizando P2 con respecto
a la referenciakon precisión cm:\n')
fprintf('dE: %5.3f dN: %5.3f dh: %5.3f \n', difENh (1), difENh (2),
difENh (3))
```



## r\_ejercicio5\_8.m

```
% Resolución ejercicio5_8
ejercicio5_8

avil=[4830657.5088; -395397.6158; 4133872.9393];

%Apartado c
figure(2)
plot((Posk(1:3,:) - avil(1:3,1) * ones(1,q))', 'linewidth', 2)
legend('dX', 'dY', 'dZ')
xlabel('Epoas [1 s de intervalo]')
ylabel('Variacion de las coordenadas con respecto a las coordenadas
de referencia [m]')
title('Filtro de Kalman. Diferencias de coordenadas obtenidas dX,
dY, dZ')
```



## ANEXO 4. FUNDAMENTOS TEÓRICOS





### TEMA 3.

## MOVIMIENTO DE LOS SATÉLITES ARTIFICIALES.

**Profesoras:** K. Artano, R. Delgado y P. Fernández de Ortega  
**Asignatura:** Geodesia Espacial y Cartografía Matemática  
**Titulación:** Grado en Ingeniería Geomática y Topografía. UPV/EHU




## Índice




1. INTRODUCCIÓN
2. MOVIMIENTO KEPLERIANO
3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS
4. POSICIONAMIENTO DEL SATÉLITE ARTIFICIAL
5. MOVIMIENTO PERTURBADO
6. EFEMÉRIDES
  - 6.1. ALMANAQUE
  - 6.2. EFEMÉRIDES TRANSMITIDAS
  - 6.3. EFEMÉRIDES PRECISAS

Referencia bibliográfica básica: [1] SEEBER, G. *Satellite Geodesy*. 2a ed. New York: Walter de Gruyter, 2003.




# 1. INTRODUCCIÓN




- El posicionamiento con GPS se basa en la determinación de la posición de un punto (tierra, mar, aire....).
- Dicha determinación se realiza midiendo las distancias a un número de satélites.
- Una vez conocidas estas distancias, tenemos que calcular la posición que deseamos.
- Para poder determinar las coordenadas del punto, debemos conocer las coordenadas de los satélites.
- La precisión en la determinación depende en gran parte de la precisión en las coordenadas de los satélites (más en posicionamiento absoluto, pues en relativo se anulan).

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales



# 1. INTRODUCCIÓN



- **Mecánica celeste**
  - Se estudia el movimiento de los satélites artificiales bajo la influencia de las fuerzas de atracción mutua
  - La forma más simple es el movimiento de dos cuerpos:
    - Two-body problem: Dados en un momento determinado la posición y la velocidad de dos partículas de masa conocida y bajo la atracción gravitatoria mutua calcular su posición y velocidad en cualquier otro momento.
  - Para los satélites artificiales orbitando alrededor de la Tierra, la masa del satélite es despreciable comparado con la masa de la Tierra.
  - Considerando los dos cuerpos homogéneos el movimiento orbital de una masa puntual en el campo gravitacional queda empíricamente descrito mediante las Leyes de Kepler y analíticamente mediante la mecánica Newtoniana.
  - En la mecánica celeste también se tratan:
    - Perturbaciones orbitales
    - Determinaciones de parámetros orbitales
    - Cálculo de efemérides (cálculo de coordenadas de los satélites)
  - Las causas de las perturbaciones son:
    - Anomalías del campo gravitacional
    - Existencia de fuerzas no gravitacionales
    - Perturbaciones causadas por las masas del Sol, la Luna y los planetas



## 2. MOVIMIENTO KEPLERIANO



- Las tres leyes de Kepler describen el movimiento de los planetas en el sistema solar, pero no lo explican.
- Es una buena aproximación porque:
  - La masa del planeta es despreciable comparada con el Sol
  - Masa de sol se puede considerar puntual, debido a la magnitud de la distancia sol-planeta
- Movimiento Kepleriano: movimiento gravitacional de masas puntuales sin distorsión (movimiento teórico)
- Aplicación de las leyes de Kepler en los satélites artificiales:
  - Sol-Tierra
  - Planeta-Satélite artificial



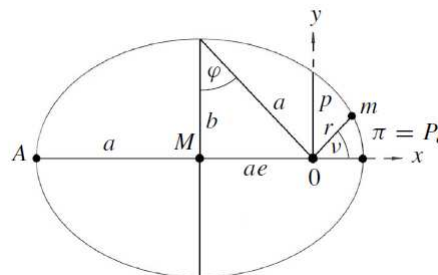
## 2. MOVIMIENTO KEPLERIANO




**Primera ley de Kepler:** *La órbita de un planeta es una elipse con el Sol situado en uno de sus focos.*

Se describe mediante la primera ley la geometría de la órbita:


- Línea de ápsides: eje mayor (A,  $\pi$ )
- Apocentro: Punto A. punto más alejado del centro de masas del cuerpo principal : Apogeo (Tierra) , Apohelio (Sol)
- Pericentro: Punto  $\pi$ : punto más cercano del centro de masas del cuerpo principal : Perigeo (Tierra) , Perihelio (Sol)
- $r$ , distancia del centro de masas de la masa principal a la masa puntual  $m$
- $v$ , Anomalía real
- $a$ , semieje mayor
- $e$ , excentricidad numérica
- $p$ , parámetro de la elipse
- $a.e$ , excentricidad lineal: distancia entre el centro de la órbita y el foco



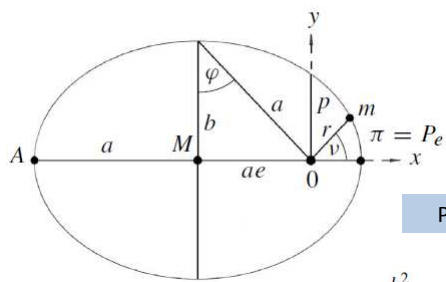


universidad del país vasco

## 2. MOVIMIENTO KEPLERIANO



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz



**Geometría de la órbita elíptica**

**Ecuación de una curva elíptica**

$$r = \frac{p}{1 + e \cos v}$$

**Parámetros geométricos**


$$p = \frac{b^2}{a}; \quad e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}}; \quad a = \frac{p}{1 - e^2}; \quad b = \frac{p}{\sqrt{1 - e^2}}$$

Si e=0 a=b=p:  
órbita circular

**Utilizar  $\varphi$  (ángulo de excentricidad) en lugar de la excentricidad e**


$$e = \sin \varphi \qquad p = a \cos^2 \varphi$$

$$\sqrt{1 - e^2} = \cos \varphi \qquad b = a \cos \varphi = p \sec \varphi$$



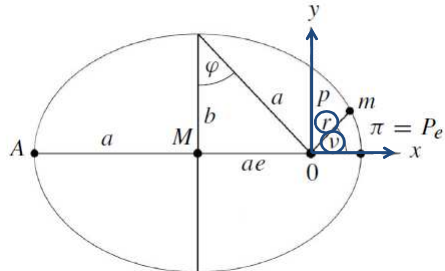
universidad del país vasco

## 2. MOVIMIENTO KEPLERIANO




Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz

- El movimiento Kepleriano se refiere al plano orbital. Sobre este plano se define un sistema cartesiano bidimensional que posiciona el satélite m (x,y). También quedará definido su posición en el plano mediante las coordenadas polares (r,v)








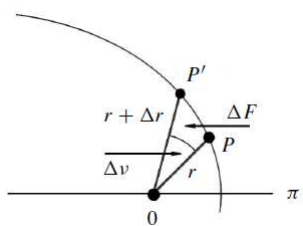
universidad del país vasco

## 2. MOVIMIENTO KEPLERIANO



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz

**Segunda ley de Kepler:**  
 El radio vector de la masa  $m$  dentro de la órbita recorre áreas iguales en tiempos iguales  
 La ley de las áreas describe la velocidad del planeta/satélite en su órbita



Área del triángulo infinitesimal OPP'

$$\Delta F \approx \frac{1}{2} r^2 \Delta v$$

Proporcional al tiempo transcurrido

$$r^2 \Delta v \approx c \cdot \Delta t$$

$$r^2 \frac{dv}{dt} = c.$$

Relación diferencial (Expresión matem. 2ª ley)

Partiendo de las relaciones básicas:


$$x = r \cdot \cos v, \quad y = r \cdot \sin v, \quad r = \sqrt{x^2 + y^2}$$

$$\tan v = \frac{y}{x}.$$

Derivada con respecto al tiempo:


$$\frac{\dot{v}}{\cos^2 v} = \frac{x\dot{y} - y\dot{x}}{x^2}$$

$x\dot{y} - y\dot{x} = c.$



universidad del país vasco

## 2. MOVIMIENTO KEPLERIANO



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz

**Tercera ley de Kepler:**  
 El cuadrado del periodo orbital es proporcional al cubo del semieje mayor de la elipse

Movimiento medio  $n_i$ , periodo  $U_i$


$$n_i = 2\pi / U_i$$

$$\frac{a_i^3}{U_i^2} = \frac{C^2}{4\pi^2}.$$

C: constante del sistema planetario


$$a_i^3 \cdot n_i^2 = C^2.$$

- Las leyes de Kepler describen la forma más simple del movimiento de los cuerpos celestes, asumiendo que nos hay fuerzas externas que perturben el movimiento, que las masas son puntuales (o homogéneas, con una distribución esférica). Para los satélites artificiales es una aproximación de la definición de su movimientos.
- Las leyes de Kepler fueron descritas de forma empírica. El movimiento de las satélites artificiales se define siguiendo la Ley de Gravitación de Newton



universidad  
del país vasco

### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS




Escuela Universitaria  
de Ingeniería  
Vitoria-Gasteiz

- Tres leyes Newton
  - *Todo cuerpo persevera en su estado de reposo o movimiento uniforme y rectilíneo a no ser que sea obligado a cambiar su estado por fuerzas impresas sobre él*
  - *El cambio de movimiento es proporcional a la fuerza motriz impresa y ocurre según la línea recta a lo largo de la cual aquella fuerza se imprime.!*
  - *Con toda acción ocurre siempre una reacción igual y contraria: o sea, las acciones mutuas de dos cuerpos siempre son iguales y dirigidas en sentido opuesto*
- Segunda ley
 
$$K = m\ddot{r}$$
- Ley de Gravitación Universal
  - *La fuerza ejercida entre dos cuerpos de masas y separados una distancia es proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia, es decir*


$$K = -G \frac{Mm}{r^2}$$

$$G = (6.67259 \pm 0.00085) \cdot 10^{-11} \text{m}^3 \text{kg}^{-1} \text{s}^{-2}$$



universidad  
del país vasco

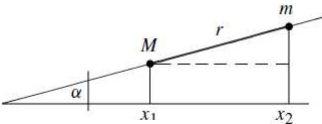
### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS



Escuela Universitaria  
de Ingeniería  
Vitoria-Gasteiz

- Ecuación del movimiento dividido en sus componentes
  - Movimiento de M con respecto a m
 
$$M\ddot{x}_1 = K_x = K \cos \alpha$$

$$M\ddot{x}_1 = -G \frac{Mm}{r^2} \cos \alpha = -G \frac{Mm}{r^3} (x_1 - x_2)$$
  - Movimiento de m con respecto a M
 
$$m\ddot{x}_2 = -G \frac{Mm}{r^3} (x_2 - x_1), \quad m\ddot{y}_2 = -G \frac{Mm}{r^3} (y_2 - y_1), \quad m\ddot{z}_2 = -G \frac{Mm}{r^3} (z_2 - z_1)$$




$$M\ddot{y}_1 = G \frac{Mm}{r^3} (x_2 - x_1), \quad M\ddot{y}_1 = G \frac{Mm}{r^3} (y_2 - y_1), \quad M\ddot{z}_1 = G \frac{Mm}{r^3} (z_2 - z_1)$$

$$x_2 - x_1 = x; \quad y_2 - y_1 = y; \quad z_2 - z_1 = z$$

$$\ddot{x} = -G(M+m) \frac{x}{r^3}, \quad \ddot{y} = -G(M+m) \frac{y}{r^3}, \quad \ddot{z} = -G(M+m) \frac{z}{r^3}$$


$$\ddot{\mathbf{r}} = \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -G \frac{M+m}{r^3} \mathbf{r}$$

Vector en negrita



universidad  
del país vasco

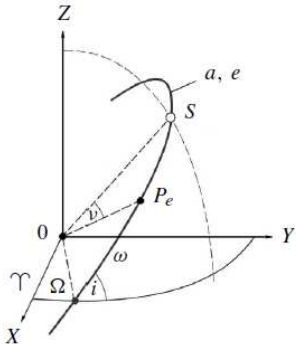
### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS




Escuela Universitaria  
de Ingeniería  
Vitoria-Gasteiz

© 2012 Universidad del País Vasco

- Ecuación diferencial de segundo orden, con 6 constantes de integración. El movimiento de los satélites artificiales está en función de 6 parámetros, que pueden ser los *parámetros orbitales keplerianos*.




$a$  semi-major axis  
 $e$  numerical eccentricity  
 $i$  orbit inclination  
 $\Omega$  right ascension of ascending node  
 $\omega$  argument of perigee  
 $v$  true anomaly



universidad  
del país vasco

### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS



Escuela Universitaria  
de Ingeniería  
Vitoria-Gasteiz

© 2012 Universidad del País Vasco

- Partiendo de la ecuación anterior se pueden demostrar las tres leyes de Kepler

$$\ddot{x} = -G(M+m)\frac{x}{r^3}, \quad \ddot{y} = -G(M+m)\frac{y}{r^3}, \quad \ddot{z} = -G(M+m)\frac{z}{r^3}$$

- Multiplicamos por  $x, y, z$  y sumando cada par
  - $x \cdot \ddot{y} = -G \frac{M+m}{r^3} \cdot x \cdot y$
  - $\ddot{y} \cdot x = -G \frac{M+m}{r^3} \cdot y \cdot x$
  - ...
- Integramos
 
$$x\dot{y} - y\dot{x} = 0, \quad y\dot{z} - z\dot{y} = 0, \quad z\dot{x} - x\dot{z} = 0.$$
- Si multiplicamos cada ecuación por  $z, x$  y respectivamente y las sumamos
 
$$x\dot{y} - y\dot{x} = C_1, \quad y\dot{z} - z\dot{y} = C_2, \quad z\dot{x} - x\dot{z} = C_3,$$

$$C_1z + C_2x + C_3y = 0.$$



### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS



$$C_1 z + C_2 x + C_3 y = 0.$$

- Es la ecuación de un plano que contiene al origen de coordenadas: Se demuestra que el movimiento de un satélite se produce en un plano, que contiene al centro de masas del cuerpo principal
- La orientación en el espacio de este plano se define mediante los parámetros  $\Omega$  e  $i$ .
- La relación de ambos parámetros con  $C_1$   $C_2$   $C_3$  se da mediante

$$\frac{C_1}{N} = \cos i, \quad \frac{C_2}{N} = \sin \Omega \sin i \quad \text{and} \quad \frac{C_3}{N} = -\cos \Omega \sin i. \quad N = \sqrt{C_1^2 + C_2^2 + C_3^2}$$



### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS



- Definimos un sistema cartesiano 2D en el plano orbital

Ecuación del movimiento en 2 componentes:

$$\ddot{x} = -G(M+m)\frac{x}{r^3}, \quad \ddot{y} = -G(M+m)\frac{y}{r^3},$$

$$x\ddot{y} - y\ddot{x} = 0,$$

Integramos

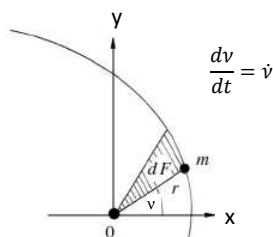
$$x\dot{y} - y\dot{x} = p_1$$

$$r^2 \cdot \dot{\nu} = p_1$$

$$dF = \frac{1}{2} \cdot r^2 \cdot d\nu = \frac{1}{2} \cdot r^2 \cdot \dot{\nu} \cdot dt = \frac{1}{2} p_1 dt$$

Integramos

$$F = \frac{1}{2} p_1 t + p_2$$



Se demuestra la segunda ley de Kepler:

Movimiento en un plano

Se cumple la regla de las áreas



### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS



Vamos a demostrar que la órbita es elíptica

Partiendo de...

$$\ddot{x} = -G \cdot M \cdot \frac{x}{r^3} \quad \ddot{y} = -G \cdot M \cdot \frac{y}{r^3}$$

Operando...

$$\dot{x}^2 + \dot{y}^2 = 2 \frac{GM}{r} + p_3$$

Escribimos en coordenadas polares

$$r^2 \cdot \dot{v}^2 + \dot{r}^2 = 2 \frac{GM}{r} + p_3$$

Una solución a esta ecuación diferencial es:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos v}$$

Queda demostrada la forma elíptica del movimiento de satélites



### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS



- Introducimos el parámetro: Argumento de latitud ( $u$ )


$$- u = \omega + v$$

- $v$ : Anomalía verdadera
- $\omega$ : Argumento del perigeo


$$r = \frac{p}{1 + e \cdot \cos(u - \omega)}$$

- Con lo que hemos tratado los 6 parámetros de integración ( $\Omega, i, \omega, e, a, v$ )
- Relación de las constantes de integración y los parámetros keplerianos:

$$p = \frac{p_1^2}{GM}; \quad e^2 = 1 + \frac{p_1^2 p_3}{G^2 M^2}; \quad p_1 = \sqrt{GMp}; \quad p_3 = \frac{-GM}{a}$$



### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS



- Demostración de la tercera ley de Kepler
  - $T = t_2 - t_1$  es el periodo de revolución del satélites

$$F_2 - F_1 = \frac{1}{2} p_1 (t_2 - t_1) = \pi ab$$

$$p_1 = \sqrt{GMp}; \quad b^2 = a^2(1 - e^2); \quad p = a(1 - e^2)$$


$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{GM}} a^{\frac{3}{2}}.$$

- $n$  es la velocidad angular media


$$n = \frac{2\pi}{T}$$

- Llegamos a demostrar la 3era ley de Kepler

$$n^2 \cdot a^3 = GM.$$



### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS



- Partiendo de  $\dot{x}^2 + \dot{y}^2 = 2 \frac{GM}{r} + p_3$  y sustituyendo el valor de  $p_3$ , llegamos a

$$v^2 = GM \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right).$$

- Y de  $r^2 \cdot \dot{\nu}^2 + \dot{r}^2 = 2 \frac{GM}{r} + p_3$  llegamos a la denominada Integral de energía.


$$v^2 = \dot{r}^2 + r^2 \dot{\nu}^2 = GM \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right).$$

- Partiendo de  $r^2 \cdot \dot{\nu} = p_1$  y sustituyendo el valor de  $p_1$  obtenemos

$$r^2 \dot{\nu} = \sqrt{GMa(1 - e^2)}.$$


- Introducimos este valor en la integral de energía

$$\dot{r}^2 + r^2 \frac{GMa(1 - e^2)}{r^4} = GM \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right).$$



universidad  
del país vasco

### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS



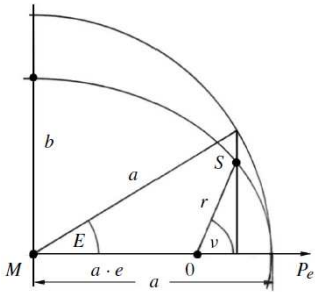
Escuela Universitaria  
de Ingeniería  
Vitoria-Gasteiz

- Si en la ecuación anterior introducimos el valor

$$n^2 \cdot a^3 = GM.$$

- obtenemos

$$ndt = \frac{r}{a} \frac{dr}{\sqrt{a^2 e^2 - (r-a)^2}}.$$



Conociendo la siguiente relación geométrica de la elipse,


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

llegamos a

$$ndt = (1 - e \cos E)dE.$$


La integración será

$$n(t - t_0) = E - e \sin E.$$



universidad  
del país vasco

### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS



Escuela Universitaria  
de Ingeniería  
Vitoria-Gasteiz

- $E$  es la **anomalía excéntrica**
- $t_0$  es el momento de paso del satélite por el perigeo. En lugar de  $t$  podemos utilizar otra variable, que es la **anomalía media**  $\bar{M}$ .

$$\bar{M} = n(t - t_0).$$


- Su relación con la excentricidad es la siguiente

$$\bar{M} = E - e \sin E$$

- Se denomina ecuación de Kepler
- La relación con la **excentricidad verdadera** es


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

- El valor de las tres anomalías se anula en el perigeo



universidad del país vasco

### 3. MECÁNICA NEWTONIANA. PROBLEMA DE LOS DOS CUERPOS



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz

Podemos relacionar las tres diferentes anomalías mediante:

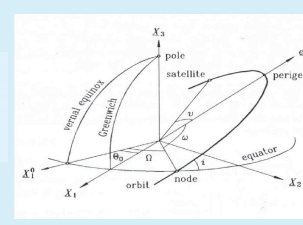
$$\left. \begin{aligned} M(t) &= n \cdot (t - T_0) \\ E(t) &= M(t) + e \cdot \sin E(t) \\ v(t) &= 2 \arctg \left[ \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E(t)}{2} \right] \end{aligned} \right\} \rightarrow \text{Conocida como Ecuación de Kepler.}$$

Estas igualdades, que relacionan las diferentes anomalías dentro de la órbita, nos van a permitir identificar diferentes conjuntos de elementos keplerianos para la **definición de la posición de un satélite en el espacio**


$\{\Omega, i, a, e, \omega, v(t)\}$  con la anomalía verdadera

$\{\Omega, i, a, e, \omega, M(t)\}$  con la anomalía media

$\{\Omega, i, a, e, \omega, E(t)\}$  con la anomalía excéntrica




Geodesia Espacial y Cartografía Matemática Tema: Movimiento de los satélites artificiales.

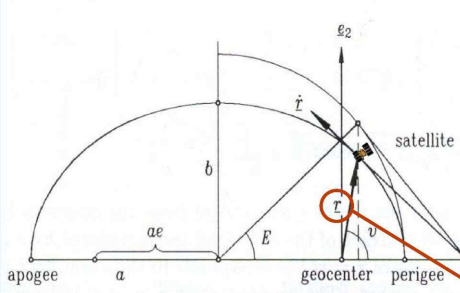


universidad del país vasco

### 4. POSICIONAMIENTO DEL SATÉLITE ARTIFICIAL



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz



El sistema de coordenadas  $\{\vec{e}_1, \vec{e}_2\}$  nos permite expresar la posición y velocidad de un satélite, dentro de su órbita, en función de la anomalía excéntrica y la anomalía verdadera. Así, podemos obtenerlas como:

$$\vec{r} = a \cdot \begin{bmatrix} \cos E - e \\ \sqrt{1-e^2} \sin E \end{bmatrix} = r \begin{bmatrix} \cos v \\ \sin v \end{bmatrix}$$

la representación  $r = r(v)$  se denomina Ecuación Polar de la Elipse (Coordenadas polares del satélite respecto del sistema e1, e2 y geocentro).





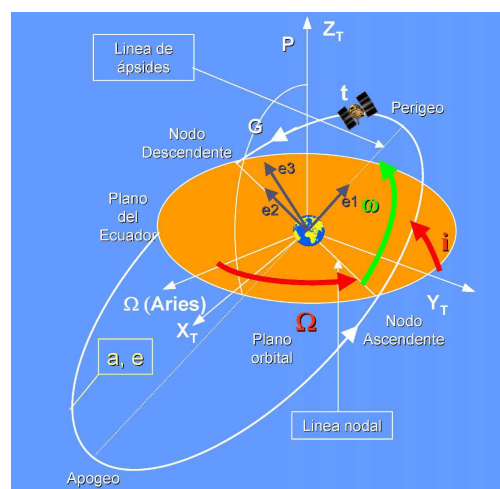
## 4. POSICIONAMIENTO DEL SATÉLITE ARTIFICIAL




- Para pasar al primer sistema de referencia, debemos considerar el sistema de referencia orbital como tridimensional, por lo que a nuestro sistema  $\{\vec{e}_1, \vec{e}_2\}$  le añadimos un tercer eje  $\vec{e}_3$  ortogonal al plano de la órbita.
- Como los vectores  $\vec{r}$  y  $\dot{\vec{r}}$  están contenidos en el plano de la órbita, este artificio para pasar a tres dimensiones no afecta a las coordenadas ya que sus componentes en  $\vec{e}_3$  son cero en ambos casos.
- Una vez los dos sistemas son tridimensionales, pasamos del sistema orbital al ecuatorial mediante 3 giros:
  - 1º Respecto al eje  $\vec{e}_3$  y ángulo " $-\omega$ " para llevar la línea de ápsides (eje  $\vec{e}_1$  en el plano orbital) hasta coincidir con la línea nodal.
  - 2º Respecto al eje  $\vec{e}_1$  y ángulo " $-i$ " para llevar el plano de la órbita hasta coincidir con el plano del ecuador.
  - 3º Respecto al eje  $\vec{e}_3$  y ángulo " $-\Omega$ " para hacer coincidir la línea de ápsides, ya girada, con la línea que pasa por el equinoccio vernal.




## 4. POSICIONAMIENTO DEL SATÉLITE ARTIFICIAL





emur la zabal zara  
universidad del país vasco

## 4. POSICIONAMIENTO DEL SATÉLITE ARTIFICIAL



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz

De esta manera, si llamamos  $\vec{x}$  y  $\dot{\vec{x}}$  a los vectores obtenidos, tenemos:

$$\vec{x} = \vec{R} \cdot \vec{r} \quad \dot{\vec{x}} = \vec{R} \cdot \dot{\vec{r}}$$

donde la matriz  $\vec{R}$  tiene la forma:

$$\vec{R} = \begin{pmatrix} \cos\Omega\cos\omega - \sin\Omega\sin\omega\cos i & -\cos\Omega\sin\omega - \sin\Omega\cos\omega\cos i & \sin\Omega\sin i \\ \sin\Omega\cos\omega + \cos\Omega\sin\omega\cos i & -\sin\Omega\sin\omega + \cos\Omega\cos\omega\cos i & -\cos\Omega\sin i \\ \sin\omega\sin i & \cos\omega\sin i & \cos i \end{pmatrix} = (\vec{e}_1, \vec{e}_2, \vec{e}_3)$$

Siendo los vectores columna de la matriz ortogonal los ejes del sistema de coordenadas orbital.

Debemos tener en cuenta que los elementos de la matriz son constantes (elipse orbital inmóvil).



emur la zabal zara  
universidad del país vasco

## 5. MOVIMIENTO PERTURBADO DEL SATÉLITE.



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz


- La órbita kepleriana es una órbita teórica.
- Supone una Tierra esférica cuya masa se acumula en un punto, un sistema en el que no actúa más fuerza que la de atracción entre dos masas y que no existe atmósfera.

↓ NO REAL


- Las fuerzas o aceleraciones perturbadoras son factores que generan una desviación del satélite en su órbita kepleriana teórica.
- La ecuación del movimiento perturbado será la del movimiento kepleriano más la acción de las aceleraciones perturbadoras.

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales.




## 5. MOVIMIENTO PERTURBADO DEL SATÉLITE.




Las fuerzas perturbadoras que afectan a un satélite en su movimiento alrededor de la Tierra podemos dividirlos en dos grandes grupos:

- **Gravitacionales**
  - No esfericidad de la Tierra.
  - Atracción de mareas (efecto directo e indirecto).
  - Irregularidades y variaciones del campo gravitatorio terrestre.
- **No gravitacionales**
  - Presión por radiación solar
  - Rozamiento atmosférico.
  - Efectos relativistas.
  - Viento solar, campo magnético, etc.

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática
Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



## 5. MOVIMIENTO PERTURBADO DEL SATÉLITE.




En los satélites GNSS, las principales perturbaciones son:


- No esfericidad de la Tierra
- Mareas producidas por el Sol y la Luna
- Presión por radiación solar

Perturbation	Acceleration $m/s^2$	Orbit Error after one Day (m)
Two-Body Term of Earth's Gravity Field	0.59	$\infty$
Oblateness of the Earth	$5 \cdot 10^{-5}$	10'000
Lunar Gravitational Attraction	$5 \cdot 10^{-6}$	3000
Solar Gravitational Attraction	$2 \cdot 10^{-6}$	800
Other Terms of Earth's Gravity Field	$3 \cdot 10^{-7}$	200
Radiation Pressure (direct)	$9 \cdot 10^{-8}$	200
Y-Bias	$5 \cdot 10^{-10}$	2
Solid Earth Tides	$1 \cdot 10^{-9}$	0.3

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática
Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



## 5. MOVIMIENTO PERTURBADO DEL SATÉLITE.




**Si reescribimos las ecuaciones del movimiento como:**

$$\frac{d\vec{x}}{dt} = \dot{\vec{x}}$$


$$\frac{d\dot{\vec{x}}}{dt} + \mu \cdot \frac{\vec{x}}{\|\vec{x}\|^3} = \ddot{\vec{x}}_g + \ddot{\vec{x}}_S + \ddot{\vec{x}}_L + \ddot{\vec{x}}_{PRS}$$

donde el primer término es la parte central del campo gravitatorio que hemos estudiado en el caso de movimiento no perturbado.

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática
Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



## 5. MOVIMIENTO PERTURBADO DEL SATÉLITE.



**No esfericidad de La Tierra y c.q.t.**


El potencial gravitatorio terrestre V puede expresarse mediante un desarrollo en serie de armónicos esféricos en la forma:

$$V = \frac{\mu}{r} \left[ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{a_E}{r} \right)^n \cdot J_n \cdot P_n(\sin \varphi) - \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \left( \frac{a_E}{r} \right)^n [J_{nm} \cos m\lambda + K_{nm} \sin m\lambda] \cdot P_{nm}(\sin \varphi) \right]$$


**Donde:**

$a_E$	semieje mayor del elipsoide terrestre
$r$	distancia geocéntrica del satélite
$\lambda$	longitud esférica de la posición del satélite
$\varphi$	latitud esférica de la posición del satélite
$J_n, J_{n,m}, K_{n,m}$	coeficientes zonales y tesorales del desarrollo en armónicos esféricos del modelo de potencial
$P_n$	Polinomios de Legendre
$P_{n,m}$	Funciones asociadas de Legendre

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática
Tema: Movimiento de los satélites artificiales.




## 5. MOVIMIENTO PERTURBADO DEL SATÉLITE.




- El término más importante del desarrollo del potencial perturbador es el  $J_2$  y representa el abultamiento ecuatorial en el campo gravitatorio.
- Es aproximadamente tres órdenes de magnitud,  $10^3$  mayor que el resto de coeficientes y menor que el debido al potencial  $V_0$  en un factor de  $10^4$ .
- La aceleración generada por la parte no perturbada del movimiento es de  $0,57 \text{ m/s}^2$  y la generada por el potencial perturbador es de  $0,5 \times 10^{-6} \text{ m/s}^2$ .
- Actualmente, la solución más completa para el desarrollo en armónicos esféricos tiene 2190 coeficientes para  $n$  y  $m$ , si bien sólo los coeficientes de grado y orden menor (hasta 36) son significativos para el cálculo orbital de los satélites.

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



## 5. MOVIMIENTO PERTURBADO DEL SATÉLITE.



Efecto de marea. Atracción del Sol y la Luna


- Una masa externa al sistema Tierra-Satélite ejerce una atracción sobre la Tierra y el satélite.
- Para ver como afecta dicha aceleración al movimiento del satélite:
  - Considerar la diferencia entre la atracción que dicha masa externa ejerce sobre la Tierra y la que ejerce sobre el satélite.
  - Si tenemos en cuenta que estas atracciones son del tipo gravitatorio, cada una de las masas externas generará un potencial con un desarrollo en armónicos esféricos. De este potencial va a derivar la aceleración perturbadora que desvía al satélite de su movimiento ideal, y cada cuerpo celeste generará una atracción diferente.

obtenemos que las aceleraciones perturbadoras debidas a la atracción del Sol y la Luna tienen unos valores aproximados de:


$$\ddot{\vec{x}}_S \approx 2 \cdot 10^{-6} \text{ ms}^{-2}$$

$$\ddot{\vec{x}}_L \approx 5 \cdot 10^{-6} \text{ ms}^{-2}$$

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática Tema: Movimiento de los satélites artificiales.




## 5. MOVIMIENTO PERTURBADO DEL SATÉLITE.




- Además de este efecto directo de la atracción lunisolar sobre el movimiento del satélite, debemos tener en cuenta que existe un efecto indirecto producido por la deformación de la tierra sólida y las mareas oceánicas.
- Las aceleraciones que se producen en el satélite por cada uno de estos procesos se aproximan a  $10^{-9} \text{ ms}^{-2}$ .
- La consecuencia de estas mareas es que la posición de un receptor en la superficie de la Tierra varía con el tiempo. Ésta variación debe ser tenida en cuenta a la hora de modelar los errores sistemáticos del receptor en las ecuaciones de observación.

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



## 5. MOVIMIENTO PERTURBADO DEL SATÉLITE.




Presión por radiación solar

- Perturbación producida por el impacto, sobre la superficie del satélite, de los fotones procedentes del Sol.
- Los parámetros básicos que hay que considerar para estudiar la presión por radiación solar:
  - El Área Reflectiva, o superficie normal a la radiación incidente
  - Reflectividad de la superficie
  - Luminosidad del Sol
  - Distancia del satélite al Sol.
- La magnitud de la aceleración perturbadora por efecto de la presión por radiación solar es aproximadamente:


$$\ddot{\vec{x}}_{PRS} \approx 10^{-7} \text{ ms}^{-2}$$

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales.




## 5. MOVIMIENTO PERTURBADO DEL SATÉLITE.




- Para limitar los errores obtenidos al calcular la posición de un satélite en un momento dado, la información orbital debe ser tanto más abundante cuanto más precisión se requiera.
- La información orbital de cada satélite se actualiza cada cierto tiempo.
- En GPS, además de los 6 parámetros keplerianos, se transmiten otros 9 parámetros.

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



## 6. EFEMÉRIDES




- Para determinar la posición de un satélite GPS se difunden tres tipos de datos:
  - ✍ Almanaque
  - ✍ Efemérides transmitidas (broadcast)
  - ✍ Efemérides precisas (precise)
- Los datos difieren en disponibilidad temporal y precisión:

Efemérides	Precisión	Actualización
Almanaque	Varios kilómetros	Inyectado al satélite una vez a la semana o cada seis días
Efemérides transmitidas	1 metro	Inyectadas al satélite cada hora, válidas para un periodo de unas 4 horas
Efemérides precisas	5 – 25 cm	Calculadas a posteriori por los centros de cálculo del IGS. Varios tipos en función de retardo en disponibilidad y precisión

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática


Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



Universidad del País Vasco  
en el barrio universitario

## 6. EFEMÉRIDES.

### 6.1.- Almanagues.




Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz  
Ingeniaritzako Unibertsitate Eskola Vitoria-Gasteiz

- **Propósito de los datos de almanaque:**
  - inicialización del receptor
  - proporcionar al usuario datos menos precisos para facilitar al receptor la búsqueda de satélites
  - planeamiento y visualización de satélites visibles en cada momento desde un punto de coordenadas determinadas
- **El almanaque es actualizado al menos cada seis días y transmitido como parte del mensaje de navegación.**
- **Contiene esencialmente los parámetros fundamentales de la órbita y términos de corrección para el reloj del satélite.**

Parameter	Explanation
ID	Satellite PRN number
WEEK	Current GPS week
$t_a$	Reference epoch in seconds within the current week
$\sqrt{a}$	<u>Square root of semimajor axis in <math>\sqrt{\text{meter}}</math></u>
$e$	<u>Eccentricity</u>
$M_0$	Mean anomaly at reference epoch
$\omega$	<u>Argument of perigee</u>
$\delta i$	Inclination offset from 0.3 semicircles ( $\approx 54^\circ$ )
$\ell_0$	Longitude of the node at weekly epoch
$\dot{\Omega}$	Drift of node's right ascension per second
$a_0$	Satellite clock offset in seconds
$a_1$	Satellite clock drift

Par. keplerianos


Geodesia Espacial y Cartografía Matemática
Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



Universidad del País Vasco  
en el barrio universitario

## 6.- EFEMÉRIDES.

### 6.2.- Efemérides Transmitidas.



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz  
Ingeniaritzako Unibertsitate Eskola Vitoria-Gasteiz

- **Basadas en observaciones de las estaciones de control.**
- **La Estación de Control Máster es la responsable del cálculo de efemérides y su descarga a los satélites.**
- **Los parámetros transmitidos son:**
  - la época de referencia
  - seis parámetros para describir la elipse kepleriana en la época de referencia
  - tres términos seculares de corrección
  - seis términos periódicos de corrección
- **Los términos de corrección consideran:**
  - efectos de perturbación debido a la no esfericidad de la Tierra,
  - efectos directos de marea
  - efectos de presión de radiación solar

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática
Tema: Movimiento de los satélites artificiales.





## 6.- EFEMÉRIDES. 6.2.- Efemérides Transmitidas.



Parameter	Explanation
ID	Satellite PRN number
WEEK	Current GPS week
$t_e$	Ephemerides reference epoch
$\sqrt{a}$	Square root of semimajor axis in $\sqrt{\text{meter}}$
$e$	Eccentricity
$M_0$	Mean anomaly at reference epoch
$\omega_0$	Argument of perigee
$i_0$	Inclination
$\Omega_0$	Longitude of the node at weekly epoch
$\Delta n$	Mean motion difference
$\dot{i}$	Rate of inclination angle
$\dot{\Omega}$	Rate of node's right ascension
$C_{uc}, C_{us}$	Correction coefficients (argument of perigee)
$C_{rc}, C_{rs}$	Correction coefficients (geocentric distance)
$C_{ic}, C_{is}$	Correction coefficients (inclination)
$t_c$	Satellite clock reference epoch
$a_0$	Satellite clock offset
$a_1$	Satellite clock drift
$a_2$	Satellite clock frequency drift

■ Estas efemérides son transmitidas cada hora y sólo deben ser usadas, en orden a garantizar la precisión, durante el periodo descrito de aproximadamente dos horas siguientes y dos horas anteriores.



## 6.- EFEMÉRIDES. 6.2.- Efemérides Transmitidas.



### Parámetros radiodifundidos en el mensaje.

Parámetro	Unidad	Descripción
AODE	segundos	Antigüedad de la información de efemérides
$C_{rs}$	metros	Amplitud de la corrección armónica senooidal del radio orbital
$\Delta n$	$\pi$ radianes / s	Diferencia del movimiento medio
$M_0$	$\pi$ radianes	Anomalia media en el momento de referencia
$C_{uc}$	radianes	Amplitud de la corrección armónica cosenooidal del argumento de la latitud
$e$	adim.	Excentricidad
$C_{us}$	radianes	Amplitud de la corrección armónica senooidal del argumento de la latitud
$A^{1/2}$	metros	Raíz cuadrada del semieje mayor
$t_{oe}$	segundos	Tiempo de referencia de efemérides (valor máximo 604784, 1 semana)
$C_{ic}$	radianes	Amplitud de la corrección armónica cosenooidal del ángulo de inclinación
$\Omega_0$	$\pi$ radianes	Ascensión recta en el momento de referencia
$C_{is}$	radianes	Amplitud de la corrección armónica senooidal del ángulo de inclinación
$i_0$	$\pi$ radianes	Angulo de inclinación en la época de referencia
$C_{rc}$	metros	Amplitud de la corrección armónica cosenooidal del radio orbital
$\omega$	$\pi$ radianes	Argumento del perigeo
OMEGADOT	$\pi$ radianes / s	Razón del cambio en la ascensión recta
IDOT	$\pi$ radianes / s	Razón del cambio en el ángulo de inclinación



## 6.- EFEMÉRIDES. 6.2.- Efemérides Transmitidas.



### El RINEX de navegación.

PARTE A3		
GPS NAVIGATION MESSAGE FILE		
HEADER LABEL (Columns 61-80)	DESCRIPTION	FORMAT
RINEX VERSION / TYPE	- Format version (2.10) - File type ('N' for Navigation data)	F9.2,11X, A1,19X
EGM / RUN BY / DATE	- Name of program creating current file - Name of agency creating current file - Date of file creation	A20, A20, A20
* COMMENT	Comment line(s)	A60 *
* ION ALPHA	Ionosphere parameters A0-A3 of almanac (page 18 of subframe 4)	2X,4D12.4 *
* ION BETA	Ionosphere parameters B0-B3 of almanac	2X,4D12.4 *
* DELTA-UTC: A0,A1,T,W	Almanac parameters to compute time in UTC (page 18 of subframe 4) A0,A1: terms of polynomial T : reference time for UTC data W : UTC reference week number. Continuous number, not mod(1024)	3X,2D19.12, 2I9 *
* LEAP SECONDS	Delta time due to leap seconds	I6 *
END OF HEADER	Last record in the header section.	60X

Records marked with \* are optional

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



## 6.- EFEMÉRIDES. 6.2.- Efemérides Transmitidas.




### RINEX de navegación: ejemplo

```

2.10          N: GPS NAV DATA          RINEX VERSION / TYPE
teqc 2009Oct19  IGN-E (SPG)          20100525 02:22:03UTCPGM / RUN BY / DATE
Linux 2.4.21-27.ELsmp|Opteron|gcc -static|Linux x86_64|=+  COMMENT
                                                    END OF HEADER
2 10 5 23 22 0 0.0 2.583386376500D-04 3.410605131648D-12 0.000000000000D+00
2.500000000000D+01 5.600000000000D+01 4.732339853319D-09-7.500682485190D-01
2.834945917130D-06 9.551479481161D-03 1.079589128494D-05 5.153587400436D+03
7.920000000000D+04 1.732259988785D-07-6.453972894220D-01-2.514570951462D-07
9.400371639097D-01 1.640312500000D+02 3.069071895483D+00-8.123909545077D-09
-9.750406038123D-11 1.000000000000D+00 1.585000000000D+03 0.000000000000D+00
2.000000000000D+00 0.000000000000D+00-1.722946763039D-08 2.500000000000D+01
8.640000000000D+04
3 10 5 23 23 59 12.0 5.589807406068D-04 5.002220859751D-12 0.000000000000D+00
3.600000000000D+01-3.512500000000D+01 5.760239840669D-09 2.221502882398D-01
-1.581385731697D-06 1.309253496584D-02 6.537884473801D-06 5.153703403473D+03
8.635200000000D+04-7.450580596924D-08-1.798119101301D+00 1.695007085800D-07
    
```

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática


Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



emua la zabal zara  
universidad del país vasco  
euskal herriko unibertsitatea

## 6.- EFEMÉRIDES.

### 6.2.- Efemérides Transmitidas.



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz  
Ingeniaritzako Unibertsitate Eskola Vitoria-Gasteiz

#### Fichero de navegación – Ejemplo de datos

```

6 4 3 12 8 0 0.0-2.315267920494D-06-9.094947017729D-13 0.000000000000D+00
9.000000000000D+00 8.396875000000D+01 4.833772937474D-09-2.720155309867D+00
4.149973392487D-06 6.282908492722D-03 9.546056389809D-06 5.153553123474D+03
4.608000000000D+05 6.519258022308D-08 1.20709037006D+00-4.656612873077D-08
9.360605692857D-01 1.811875000000D+02-2.025429555111D+00-8.012476904184D-09
-1.121475273758D-10 1.000000000000D+00 1.261000000000D+03 0.000000000000D+00
1.000000000000D+00 0.000000000000D+00-4.656612873077D-09 2.650000000000D+02
4.608000000000D+05
    
```


6 - Número de satélite  
4 3 12 - 12 de Abril de 2004  
8 0 0.0 - 8:00:00 horas

-2.315267920494D-06 - Coeficiente a<sub>0</sub> del polinomio de corrección del estado de reloj  
 -9.094947017729D-13 - Coeficiente a<sub>1</sub> del polinomio de corrección del estado de reloj  
 0.000000000000D+00 - Coeficiente a<sub>2</sub> del polinomio de corrección del estado de reloj

$$dt = a_0 + a_1 (t - t_0) + a_2 (t - t_1)^2$$

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática


Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



emua la zabal zara  
universidad del país vasco  
euskal herriko unibertsitatea

## 6.- EFEMÉRIDES.

### 6.2.- Efemérides Transmitidas.



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz  
Ingeniaritzako Unibertsitate Eskola Vitoria-Gasteiz

#### Fichero de navegación – Ejemplo de datos (1ª línea)


```

6 4 3 12 8 0 0.0-2.315267920494D-06-9.094947017729D-13 0.000000000000D+00
9.000000000000D+00 8.396875000000D+01 4.833772937474D-09-2.720155309867D+00
4.149973392487D-06 6.282908492722D-03 9.546056389809D-06 5.153553123474D+03
4.608000000000D+05 6.519258022308D-08 1.20709037006D+00-4.656612873077D-08
9.360605692857D-01 1.811875000000D+02-2.025429555111D+00-8.012476904184D-09
-1.121475273758D-10 1.000000000000D+00 1.261000000000D+03 0.000000000000D+00
1.000000000000D+00 0.000000000000D+00-4.656612873077D-09 2.650000000000D+02
4.608000000000D+05
    
```

9.000000000000D+00 - IODE Issue Of Data Ephemeris, edición de las efemérides  
 8.396875000000D+01 - C<sub>rs</sub> Coeficiente del término seno de corrección al radio orbital (metros)  
 4.833772937474D-09 - Δn Variación del movimiento medio (rad / seg)  
 -2.720155309867D+00 - M<sub>0</sub> Anomalia media en la época TOE, Time Of Ephemeris (rad)

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática


Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



emur la zabal zara  
universidad del país vasco

## 6.- EFEMÉRIDES.

### 6.2.- Efemérides Transmitidas.



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz

#### Fichero de navegación – Ejemplo de datos (2ª línea)

```

6 4 3 12 8 0 0.0-2.315267920494D-06-9.094947017729D-13 0.00000000000D+00
9.00000000000D+00 8.39687500000D+01 4.833772937474D-09-2.720155309867D+00
4.149973392487D-06 6.282908492722D-03 9.546056389809D-06 5.153553123474D+03
4.60800000000D+05 6.519258022308D-08 1.207090937006D+00-4.656612873077D-08
9.360605692857D-01 1.81187500000D+02-2.025429555111D+00-8.012476904184D-09
-1.121475273758D-10 1.00000000000D+00 1.26100000000D+03 0.00000000000D+00
1.00000000000D+00 0.00000000000D+00-4.656612873077D-09 2.65000000000D+02
4.60800000000D+05
```

4.149973392487D-06 -  $C_{uc}$  Coeficiente del término coseno de corrección al argumento de la latitud, perigeo (rad)


6.282908492722D-03 -  $e$  Excentricidad de la órbita

9.546056389809D-06 -  $C_{us}$  Coeficiente del término seno de corrección al argumento de la latitud, perigeo (rad)

5.153553123474D+03 -  $root\ a$  Raíz cuadrada del semieje mayor de la órbita (metros)

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática


Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



emur la zabal zara  
universidad del país vasco

## 6.- EFEMÉRIDES.

### 6.2.- Efemérides Transmitidas.



Escuela Universitaria de Ingeniería Vitoria-Gasteiz

#### Fichero de navegación – Ejemplo de datos (3ª línea)

```

6 4 3 12 8 0 0.0-2.315267920494D-06-9.094947017729D-13 0.00000000000D+00
9.00000000000D+00 8.39687500000D+01 4.833772937474D-09-2.720155309867D+00
4.149973392487D-06 6.282908492722D-03 9.546056389809D-06 5.153553123474D+03
4.60800000000D+05 6.519258022308D-08 1.207090937006D+00-4.656612873077D-08
9.360605692857D-01 1.81187500000D+02-2.025429555111D+00-8.012476904184D-09
-1.121475273758D-10 1.00000000000D+00 1.26100000000D+03 0.00000000000D+00
1.00000000000D+00 0.00000000000D+00-4.656612873077D-09 2.65000000000D+02
4.60800000000D+05
```

4.60800000000D+05 - TOE, Time Of Ephemeris, Tiempo de Referencia para la posición del satélite (segundos de la semana GPS)


6.519258022308D-08 -  $C_{ic}$  Coeficiente del término coseno de la corrección a la inclinación (rad)

1.207090937006D+00 -  $\Omega_0$  Longitud del nodo ascendente de la órbita al comienzo de la semana GPS (rad)

-4.656612873077D-08 -  $C_{is}$  Coeficiente del término seno de la corrección a la inclinación (rad)


Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



## 6.- EFEMÉRIDES.

### 6.2.- Efemérides Transmitidas.



**Fichero de navegación – Ejemplo de datos (4ª línea)**

```

6 4 3 12 8 0 0.0-2.315267920494D-06-9.094947017729D-13 0.00000000000D+00
9.00000000000D+00 8.39687500000D+01 4.833772937474D-09-2.720155309867D+00
4.149973392487D-06 6.282908492722D-03 9.546056389809D-06 5.153553123474D+03
4.60800000000D+05 6.519258022308D-08 1.207090937006D+00-4.656612873077D-08
9.360605692857D-01 1.81187500000D+02-2.025429555111D+00-8.012476904184D-09
-1.121475273758D-10 1.00000000000D+00 1.26100000000D+03 0.00000000000D+00
1.00000000000D+00 0.00000000000D+00-4.656612873077D-09 2.65000000000D+02
4.60800000000D+05

9.360605692857D-01 - i0 Inclinación de la órbita en la época TOE (rad)

1.81187500000D+02 - Crs Coeficiente del término coseno de corrección al
radio orbital (metros)


-2.025429555111D+00 - ω Argumento del perigeo (rad)

-8.012476904184D-09 - ḡ Variación de la ascensión recta (rad/seg)

```


Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



## 6.- EFEMÉRIDES.

### 6.3.- Efemérides Precisas.



- A partir de las redes mundiales de estaciones permanentes GPS hay agencias que calculan a posteriori las posiciones de los satélites (**proceso inverso** al GPS: con coordenadas muy precisas en tierra queremos calcular coordenadas de los satélites).
- Las **efemérides precisas** pueden ser descargadas desde varios sitios. Normalmente se utilizan las calculadas por el IGS (International GNSS Service), que son una combinación de las calculadas por 7 centros.

<http://igsceb.jpl.nasa.gov/components/products>

- El formato estándar es igswwwd.SP3(C), donde www es la semana GPS y d, el día de la semana GPS (0 = dom, 6 = sáb).
- Es un fichero ASCII con unos datos de cabecera y un listado con las coordenadas de cada satélite cada 15 minutos (en Km), en el (ITRF), y el estado del reloj en ese momento (en microseg).

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



## 6.- EFEMÉRIDES. 6.3.- Efemérides Precisas.



Calendario GPS: <http://www.ngs.noaa.gov/CORS/gpscal10.html>

2010							2010							
GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat
1577					1	2	1577					91	92	93
1578	4	5	6	7	8	9	1578	94	95	96	97	98	99	100
1579	11	12	13	14	15	16	1579	101	102	103	104	105	106	107
1580	18	19	20	21	22	23	1580	108	109	110	111	112	113	114
1581	25	26	27	28	29	30	1581	115	116	117	118	119	120	

2010							2010							
GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat
1581						1	1581							121
1582	2	3	4	5	6	7	1582	122	123	124	125	126	127	128
1583	9	10	11	12	13	14	1583	129	130	131	132	133	134	135
1584	16	17	18	19	20	21	1584	136	137	138	139	140	141	142
1585	23	24	25	26	27	28	1585	143	144	145	146	147	148	149
1586	30	31					1586	150	151					

2010							2010							
GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	GPS WK	Sun	Mon	Tue	Wed	Thu	Fri	Sat
1586			1	2	3	4	1586			152	153	154	155	156
1587	6	7	8	9	10	11	1587	157	158	159	160	161	162	163
1588	13	14	15	16	17	18	1588	164	165	166	167	168	169	170
1589	20	21	22	23	24	25	1589	171	172	173	174	175	176	177
1590	27	28	29	30			1590	178	179	180	181			

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales.

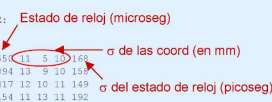


## 6.- EFEMÉRIDES. 6.3.- Efemérides Precisas.



Ejemplo de efemérides precisas SP3C:


```
#eP2006 6 4 0 0 0.00000000 96 ORBIT IGB00 HIM IGS
## 1378 0.00000000 900.00000000 53890 0.000000000000
+ 29 00100200300469506607008080901001101101141013017018
+ g19c20c21c22c23c24c25c26c27c28c29c30 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 3 3 3 3 3 4 2 3 3 3 3 3 3 3 3 3 3 3
++ 4 3 3 3 3 4 4 3 3 4 4 3 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
%e 0 00 GPS eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod
%c 00 000 eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod eod
%f 1.2500000 1.025000000 0.0000000000 0.000000000000000
%l 0.0000000 0.000000000 0.0000000000 0.000000000000000
%l 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
%l 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
/* FINAL ORBIT COMBINATION FROM WEIGHTED AVERAGE OF:
/* cod emr esa gfs jpl mit ngs sio
/* REFERENCED TO IGS TIME (IGST) AND TO WEIGHTED MEAN POLE:
/* CLK ANT 2-OFFSET (M); I1/I1A 1.023; IIR 0.000
* 2006 6 4 0 0 0.00000000
PG01 15128.852872 -21256.378591 5025.799882 57.11255 11 5 30 168
PG02 -8779.921716 13518.074235 20817.239348 2.112894 13 9 10 138
PG03 9163.206554 -23473.655639 -8047.781722 103.932417 12 10 11 149
PG04 -20181.028993 7425.126614 15774.067274 245.712154 11 13 11 192
.....
```



Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales.







enmar la zabal zara  
universidad  
del país vasco

## 6.- EFEMÉRIDES.

### 6.3.- Efemérides Precisas.



Escuela Universitaria  
de Ingeniería  
Vitoria-Gasteiz




### International GNSS Service

Formerly the International GPS Service

- Creación en 1991, del International GNSS Service, que coordina una red mundial GNSS.
- Actualmente, unas 270 estaciones en el mundo.
- Objetivos del IGS:
  - Mejora, extensión y definición del Marco de Referencia Terrestre Internacional (ITRF).
  - Estudio de la Geodinámica Terrestre.
  - Determinación de las variaciones de rotación terrestre y coordenadas del polo \* Cálculo y distribución de efemérides precisas

Geodesia Espacial y Cartografía Matemática


Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



enmar la zabal zara  
universidad  
del país vasco

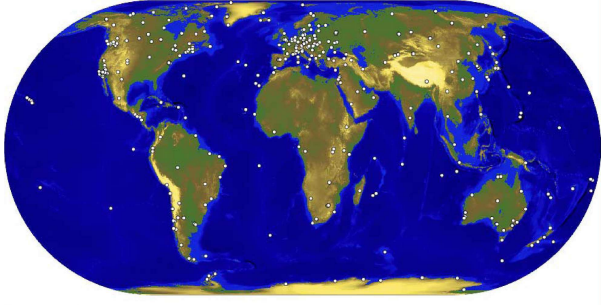
## 6.- EFEMÉRIDES.

### 6.3.- Efemérides Precisas.



Escuela Universitaria  
de Ingeniería  
Vitoria-Gasteiz

Red mundial del IGS



Geodesia Espacial y Cartografía Matemática

Tema: Movimiento de los satélites artificiales.



Universidad  
del País Vasco

enkel barrido  
ingenieros

## 6.- EFEMÉRIDES. 6.3.- Efemérides Precisas.



Escuela Universitaria  
de Ingeniería  
Vitoria-Gasteiz

Ingeniaritza  
Unibertsitate Eskola  
Vitoria-Gasteiz

- En la actualidad se integran en la red del IGS casi 400 estaciones con coordenadas y campos de velocidad integrados en el ITRF.
- Los datos son procesados semanalmente por diez centros de análisis (Analysis Centers) y puestos a disposición por los Regional Data Centers, junto con los datos de todas las estaciones.
- Los productos que proporciona el IGS son:
  - efemérides GPS (ultrarrápidas, rápidas y finales),
  - estados de reloj de satélites,
  - efemérides GLONASS finales,
  - coordenadas de las estaciones,
  - parámetros de rotación de la Tierra (PM, movimiento del polo) parámetros atmosféricos (retardo troposférico y densidad TEC en la ionosfera).

<http://www.igsb.jpl.nasa.gov>





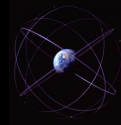
# TEMA 5

## GNSS : SISTEMAS DE POSICIONAMIENTO GLOBAL

**Profesoras:** K. Artano, R. Delgado y P. Fernández de Ortega  
**Asignatura:** Geodesia Espacial y Cartografía Matemática  
**Titulación:** Grado en Ingeniería Geomática y Topografía. UPV/EHU

1

## ESQUEMA



- 1. GNSS
- 2. GPS
- 3. GLONASS
- 4. GALILEO
- 5. SISTEMAS DE AUMENTACIÓN

# 1. GNSS



- Global Navigation Satellite System – Sistema de Navegación Global por Satélite
- El GNSS engloba todas las técnicas de posicionamiento o navegación basado en satélites
- GNSS hace posible la determinación de posiciones precisas, velocidades y tiempo
- La cobertura es continua en todo el mundo y bajo cualquier condición meteorológica
- El sistema más conocido es GPS, pero **existen otros sistemas semejantes**
- Se pretende llegar a la interoperatividad entre todos estos sistemas, aumentando la calidad y servicios y disminuyendo la dependencia a uno determinado

# 1. GNSS



- Tipos:
  - GPS.  
<http://gps.gov/>
  - GLONASS.  
<http://www.glonass-ianc.rsa.ru/>
  - GALILEO.  
<http://www.esa.int/esaNA/galileo.html>
  - COMPASS  
<http://www.globalsecurity.org/space/world/china/beidou.htm>

## 2. GPS



- Referencias bibliográficas básicas para el capítulo 2.
  - [1] SEEBER, G. *Satellite Geodesy*. 2a ed. New York: Walter de Gruyter, 2003.
  - [2] WELLS D. ;et al. *Guide to GPS Positioning*. Department of Geodesy and Geomatics Engineering, University of New Brunswick. <http://gge.unb.ca/Pubs/LN58.pdf> Noviembre 1999 [En línea]. Disponible en web: [consulta junio de 2012]

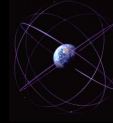
## 2. GPS



- 2.1. GPS
- 2.2. Sectores logísticos [1]
  - Sector Espacial
  - Sector de Control
  - Sector de Usuario
- 2.3. Aspectos técnicos [2]
  - Estructura de la señal
  - Mensaje de navegación
  - GPS Time
  - Funcionamiento general
- 2.4. Medidas de Pseudodistancia
  - Correlación del código [2]
  - Correcciones [1]
    - Efecto de la rotación terrestre
    - Refracción ionosférica
    - Refracción troposférica
- 2.5. Posicionamiento mediante Pseudodistancia
  - Ecuaciones de observación [2]
  - Ajuste [2]
- 2.6. Geometría de la constelación. Parámetros DOP [1]
- 2.7. Medidas de Fase. Posicionamiento mediante medida de fase
  - Ecuaciones de observación [2]
  - Differencing observations [2]
  - Cálculo del vector base línea [2]
  - Combinaciones lineales de medida de Fase [2]

## 2. GPS

### 2.1. GPS



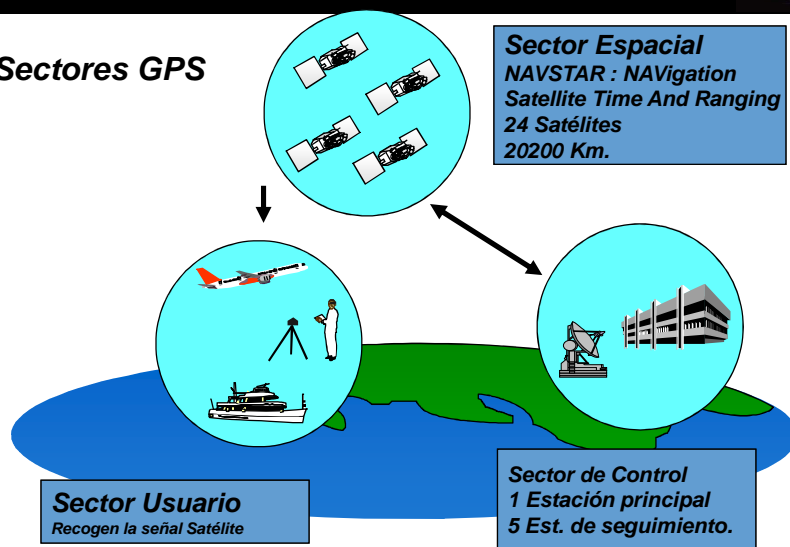
- GPS → Global Positioning System- Sistema de posicionamiento global
  - Sistema → Está constituido por 3 sectores:
    - Sector espacial
    - Sector de control
    - Sector usuario
  - Posicionamiento → El objetivo es dar la posición de un punto
  - Global → El sistema está pensado para poder ofrecer la posición de cualquier punto en cualquier lugar de la Tierra
  - Fundamento geométrico: trilateración
  - La precisión depende del receptor empleado y de la metodología de observación y cálculo.  $\pm 10$  m –  $\pm 3$  mm

## 2. GPS

### 2.2. Sectores Logísticos



#### Sectores GPS



## 2. GPS

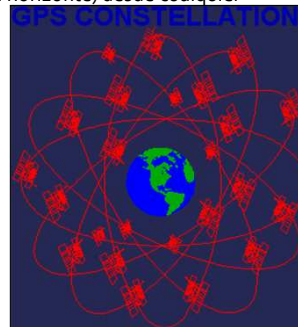
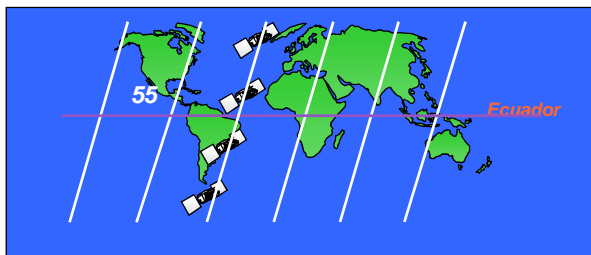
### 2.2. Sectores Logísticos



#### ■ Sector Espacial - CONSTELACIÓN GPS

- Satélites de la constelación NAVSTAR
- Constelación nominal 24 satélites. Menos de 32 SVs( Space Vehicles)
- Constelación actual 28 - 30 satélites
- La distancia es de 20.000 km
- El periodo orbital es de 11h 58min
- Divididos en 6 planos orbitales. La inclinación es de 55°
- Objetivo: garantizar al menos 4 satélites en vista (sobre el horizonte) desde cualquier lugar del mundo, en cualquier momento

<http://www.navcen.uscg.gov/?Do=constellationStatus>



TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global

9

## 2. GPS

### 2.2. Sectores Logísticos

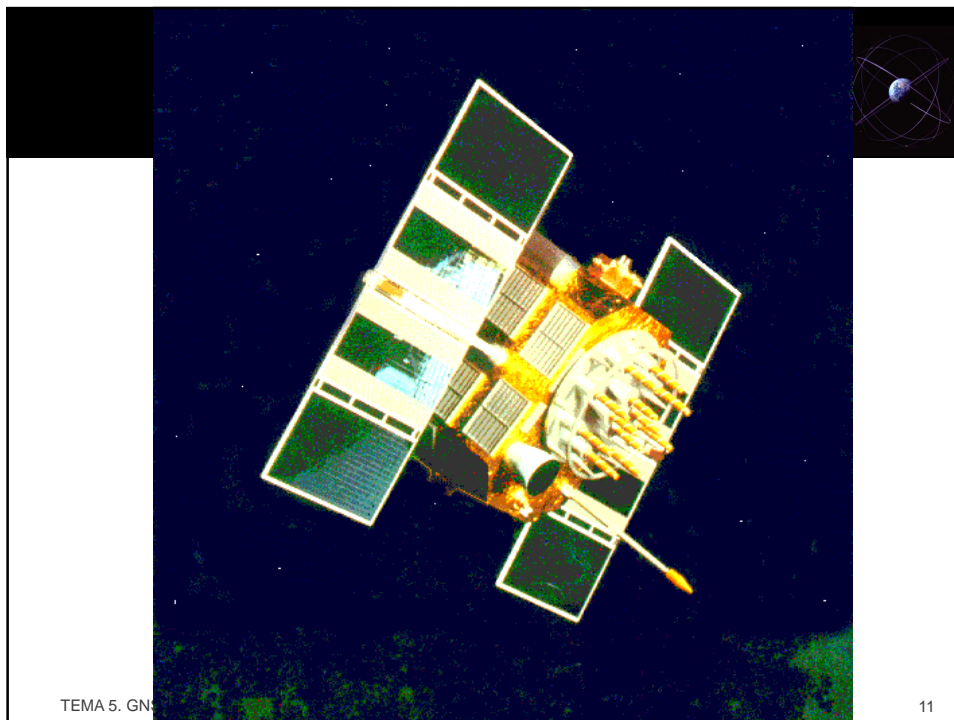


#### ■ Diferentes tipos de satélites: Bloques I, II, IIA, IIR, IIF, III

- Bloque I: 1978-1985
  - Repartidos en dos planos orbitales, con 63° de inclinación
  - Prueba: Yuma Test Area (Arizona USA)
- Bloque II y IIA: 1989-1997
  - Lanzamientos a partir de 1989.
  - Sistema operacional
  - Vida operacional estimada de 7 años
  - 9 satélites del bloque II: 1989-1990 SVN13- SVN21
  - Bloque IIA incluye mejoras: 1991-1997 (SVN22- SVN40)
  - Dotados de 4 relojes atómicos. Se selecciona únicamente uno para su funcionamiento
  - En Enero de 2012 10 satélites activos
- Bloque IIR: 1997-2004
  - Reemplazo de satélites de la generación anterior. Total de 13 satélites: (SVN-41 a SVN-47, SVN-51, SVN-54, SVN-56, and SVN-59 a SVN-61)
  - Mejora su autonomía gracias a la comunicación y medida de distancia intersatélites
  - Sistema de navegación a bordo del satélite.
  - En Enero de 2012 12 satélites activos
- Bloque IIR(M): 2005-2009
  - IIR modernizado. Incluyen código C/A en L2 (L2C)
  - 8 satélites: SVN-48 a SVN-50, SVN-52, SVN-53, SVN-55, SVN-57, and SVN-58
  - En Enero de 2012 7-8 satélites activos
- Bloque IIF
  - Incluye lanzamiento de 12 satélites (SVN-62 through SVN-73.)
  - Primer lanzamiento marzo de 2010
  - Nuevo frecuencia L5 (No utilizable hasta lanzar 10 satélites)
  - En Enero de 2012 2 satélites activos
- Bloque III
  - Actualmente en proyecto
  - Desde SVN-74
  - Incorporación de nuevo código civil en L1
  - Mejoras en el servicio, y mejora de precisión en posicionamiento y tiempo

TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global

10

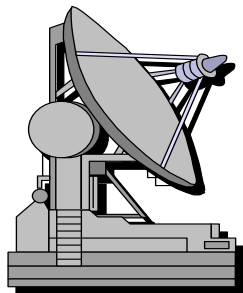


## 2. GPS

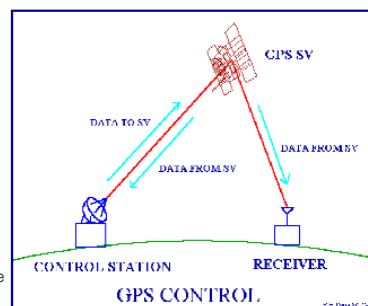
### 2.2. Sectores Logísticos

#### ▪ Sector de Control

- Es un conjunto de estaciones que realizan el seguimiento continuo o monitorización de los satélites.
- El objetivo es gestionar la constelación y actualizar el mensaje de navegación.
- El mensaje de navegación se genera en la estación master y es enviado mediante señal de radio a los satélites (vía estaciones de control).
- Se generan así las "efemérides radiotransmitidas" (broadcast) que serán recibidas en el receptor GPS.



TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global



## 2. GPS

### 2.2. Sectores Logísticos



#### ■ Sector de Control



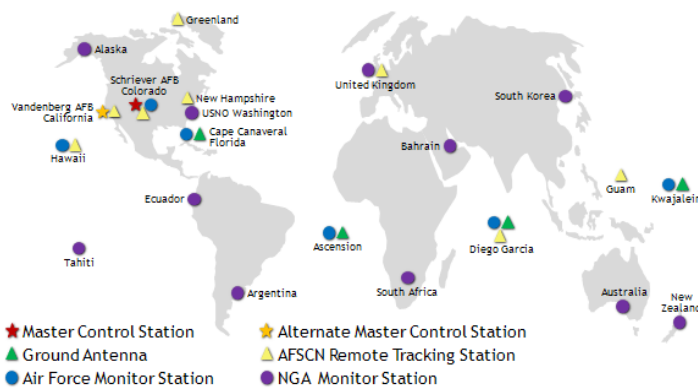
Global Positioning System (GPS): Estaciones Monitoras y Estación de Control

## 2. GPS

### 2.2. Sectores Logísticos



#### ■ Sector de Control



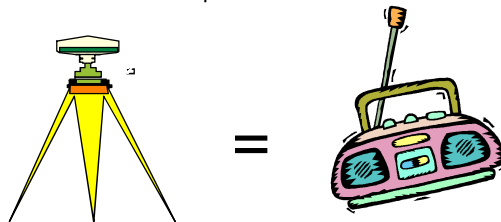
## 2. GPS

### 2.2. Sectores Logísticos



#### ▪ Sector de Usuario

- El funcionamiento de los receptores GPS se pueden comparar con receptores de radio que reciben sólo "las emisoras de radio" GPS
- Los receptores GPS están presintonizados para recibir frecuencias GPS (de forma similar a la búsqueda de la emisora favorita)



## 2. GPS

### 2.2. Sectores Logísticos



#### ▪ Sector de Usuario

- Componentes fundamentales
  - Receptor o sensor: incorpora un procesador interno informático que permite interpretar la información que recibe de los satélites a través de la antena
  - Antena: recibe impulsos electromagnéticos, que convierte en eléctricos antes de enviárselos al receptor para su posterior utilización





## 2. GPS



### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Estructura de la señal

El reloj u oscilador atómico situado en el satélite genera una frecuencia fundamental de  $f_0 = 10.23$  MHz. Este oscilador controla:

- L1 (multiplicador). La señal original se multiplica por el factor 154.  
 $f_1 = 154 \times f_0 = 1575.42$  MHz. Longitud de onda  $\lambda_1 = c / f_1 = 0.1905$  m
- L2 (multiplicador). La señal original se multiplica por el factor 120.  
 $f_1 = 120 \times f_0 = 1227.6$  MHz. Longitud de onda  $\lambda_2 = c / f_2 = 0.2445$  m
- Generador de código C/A: Módulo electrónico que genera una señal rectangular que contiene 10 longitudes de onda completas de la señal original. Cada satélite tiene un código especial, que se repite cada milisegundo con una frecuencia de 1.023 MHz.
- Generador de código P: en frecuencia de 10.23 MHz, se repite cada 7 días y el código completo se renueva cada 37 semanas.
- Generador de código Y: Código P, encriptado mediante un algoritmo.
- Generador de código D: Genera un código con un ratio de 50 bits por segundo. La secuencia completa son 1500 bits.

## 2. GPS



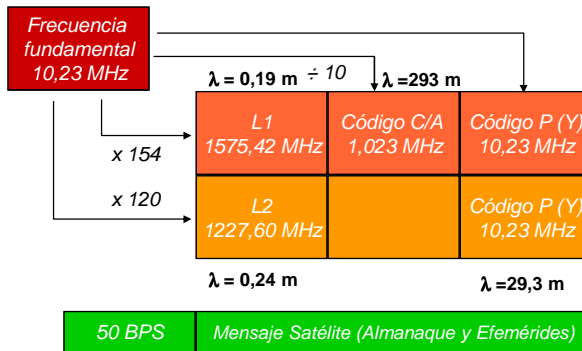
### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Estructura de la señal

- Todas las señales se modulan porque se trabaja con esa modulación de fase.

## 2. GPS



### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Estructura de la señal

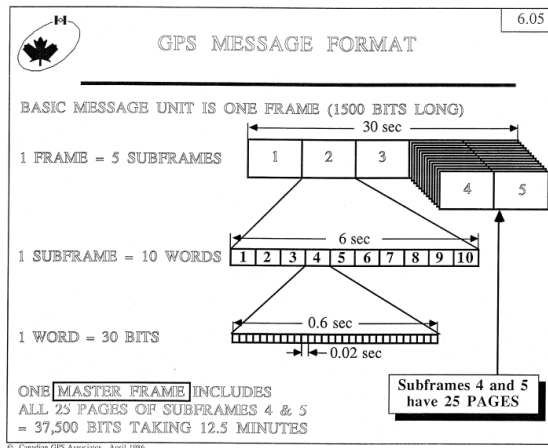


## 2. GPS



### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Mensaje de navegación

- El mensaje de navegación se transmite en código D.



## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Mensaje de navegación



6.06

### GPS MESSAGE CONTENT

---

#### SUBFRAME 1

- **Flags (L2 code & data; week #; satellite accuracy and health)**
- **Age of data**
- **Satellite clock correction coefficients**

#### SUBFRAMES 2 & 3

- **Orbit parameters**

## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Mensaje de navegación



#### SUBFRAME 4

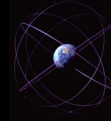
- **Almanac for satellites 25-32 (pages 2,3,4,5,7,8,9,10)**
- **Ionospheric model, and UTC data (page 18)**
- **Antispoof flag - 32 satellites (page 25)**
- **Satellite configuration - 32 satellites (page 25)**
- **Health of satellites 25-32 (page 25)**
  
- **Reserved (pages 1,6,11,12,16,19,20,21,22,23,24)**
- **Spares (pages 13,14,15)**
- **Special messages (page 17)**

#### SUBFRAME 5

- **Almanac for satellites 1-24 (pages 1-24)**
- **Health of satellites 1-24 (page 25)**

## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Tiempo



- El tiempo tiene una gran importancia en el sistema GPS. Es necesario conocer con gran exactitud el momento en que la señal sale del satélite.
- Para determinar con la precisión requerida una época (*point in time*), no es suficiente con usar el Día Juliano (JD), y hay que recurrir al Día Juliano Modificado (MJD).
- El GPS usa un sistema especial para proporcionar el Tiempo (GPST)
  - Semana GPS + segundos GPS (segundos transcurridos desde las 0:00 UTC del domingo)
  - <http://www.ngs.noaa.gov/CORS/Gpscal.shtml>
  - <http://www.aiub.unibe.ch/content/services/date-conversions/index-eng.html>
- Cada satélite tiene sus propios relojes atómicos. Para aproximarse al GPST se utilizan estándares de frecuencia, denotados en cada satélite como tsv.
- t (GPST o *true time*) y tsv se relacionan (sincronizan) a través de la expresión siguiente:

$$t = t_{sv} - \Delta t_{sv} (s)$$

$$\Delta t_{sv} = a_0 + a_1(t - t_{0c}) + a_2(t - t_{0c})^2; \quad t_{0c}: \text{época de referencia del tiempo del satélite}$$

## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Tiempo



- Efecto de la relatividad en el tiempo:
  - Los relojes atómicos están sometidos a la influencia de:
    - El efecto de la relatividad general: por la diferencia entre el potencial gravitacional en la posición del satélite y el correspondiente en la superficie de la Tierra.
    - La relatividad especial, por la velocidad del satélite (distinta de la velocidad de la Tierra)
  - La frecuencia aparente del oscilador en el satélite cambia por los efectos de la relatividad. Esto implica que haya que corregir este efecto en los relojes del satélite antes de mandarlo al espacio, mediante un diferencial de frecuencia  $\Delta f = 0.0045674$  Hz, introducido en la frecuencia fundamental.
  - Los que no se han corregido bien describen una órbita errónea (a una altura diferente y con un periodo distinto). La componente correspondiente a la diferencia de altura es constante y por lo tanto compensable, mientras que el efecto periódico obliga a introducir una nueva corrección:

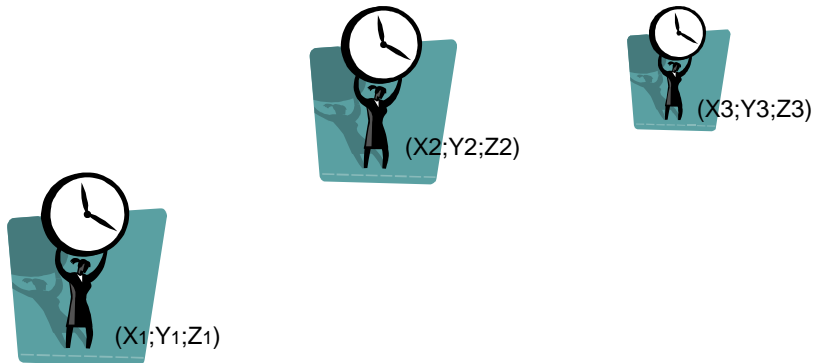
$$\Delta t_r[s] = -4.443 \cdot 10^{-10} e\sqrt{A}[m] \sin E,$$

## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general



- Imaginemos...
  - Tres personas situadas en tres posiciones conocidas
  - Las tres disponen de un reloj cada una, con la hora perfectamente sincronizada
  - Los tres saben dónde están y qué hora es



TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global

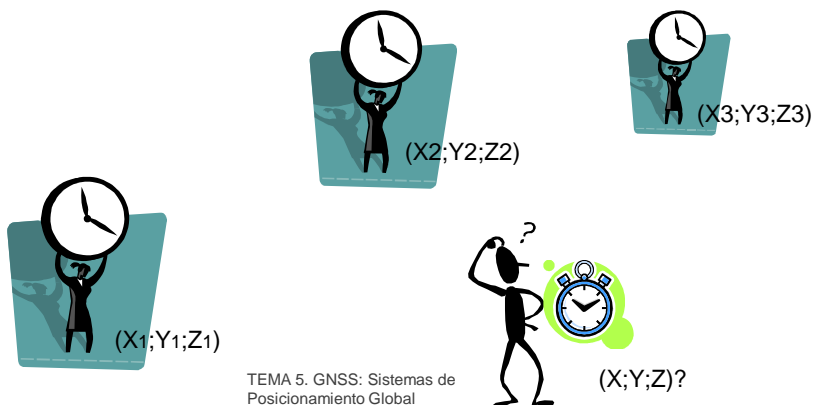
25

## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general



- Queremos ayudar a una cuarta persona, que no sabe dónde está.
- A esta persona le damos un reloj, que en principio no marca exactamente la misma hora que los demás (no está sincronizado con el resto de relojes)



TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global

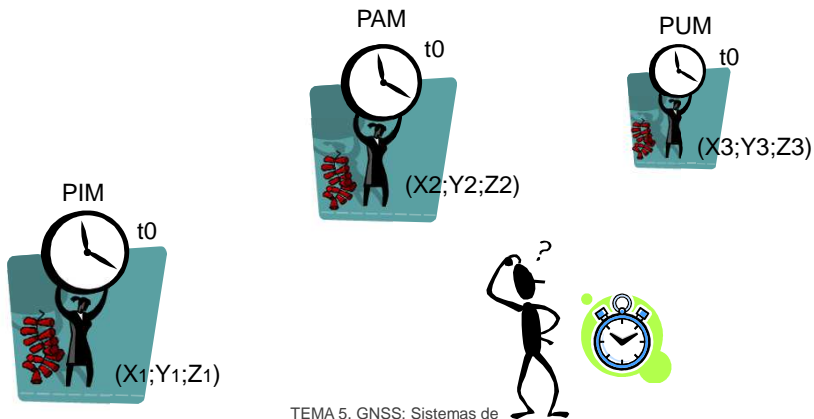
26

## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general



- A las 12 en punto las tres mujeres, hacen cada una un ruido distinto mediante una explosión
- Junto con la explosión se dice la posición y la hora. El reloj marca  $t_0$



TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global

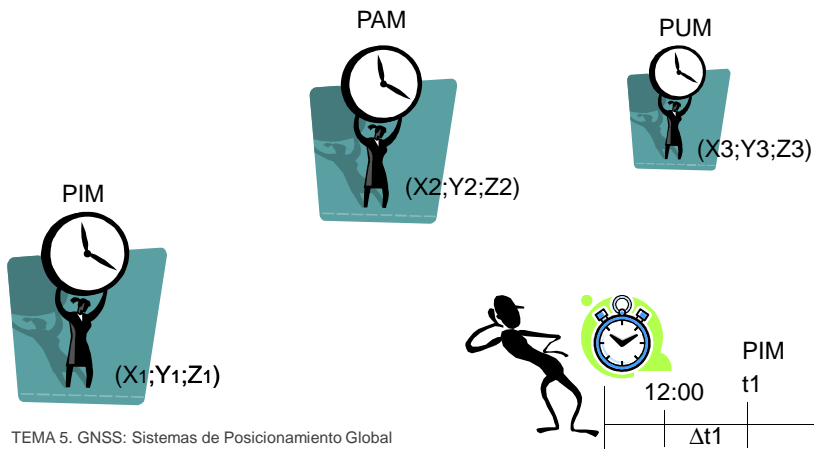
27

## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general



- El sonido necesita tiempo para llegar. Cuando pasa cierto tiempo nuestro amigo oye la primera explosión.
- Ha transcurrido un tiempo desde las 12:00. El reloj de nuestro amigo marca  $t_1$ .



TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global

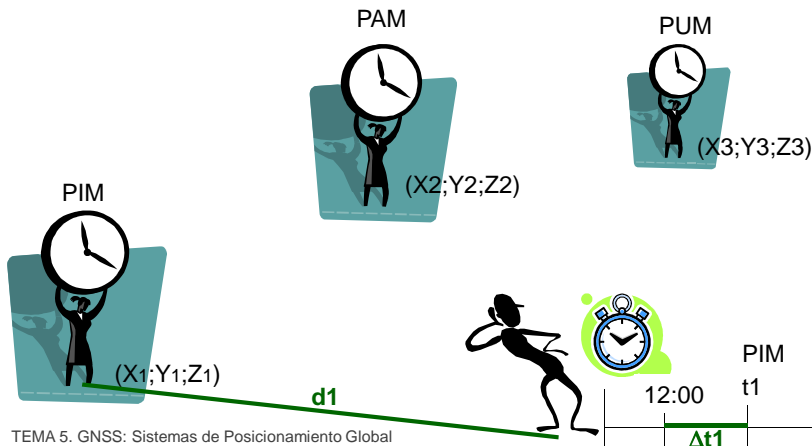
28

## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general



- Ya se puede conocer la distancia entre la primera mujer y nuestro amigo, a través del tiempo y la velocidad de propagación del sonido:  $d_1=(t_1-t_0).s$



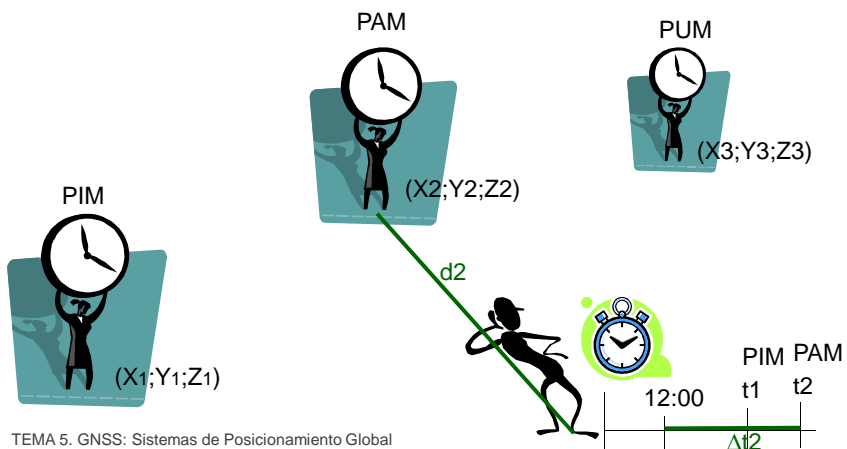
29

## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general



- Un poco después nuestro amigo oye la segunda explosión. La segunda mujer está un poco más lejos que la primera
- Se calcula la distancia 2,  $d_2=(t_2-t_0).s$



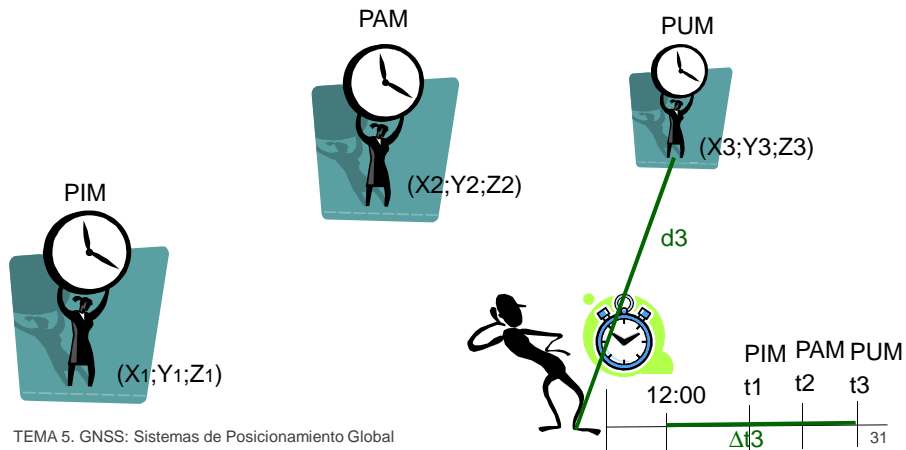
30

## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general



- Todavía más tarde se oye la tercera explosión, correspondiente a la mujer que está más alejada de nuestro amigo.
- Calculamos la distancia 3,  $d_3=(t_3-t_0) \cdot s$

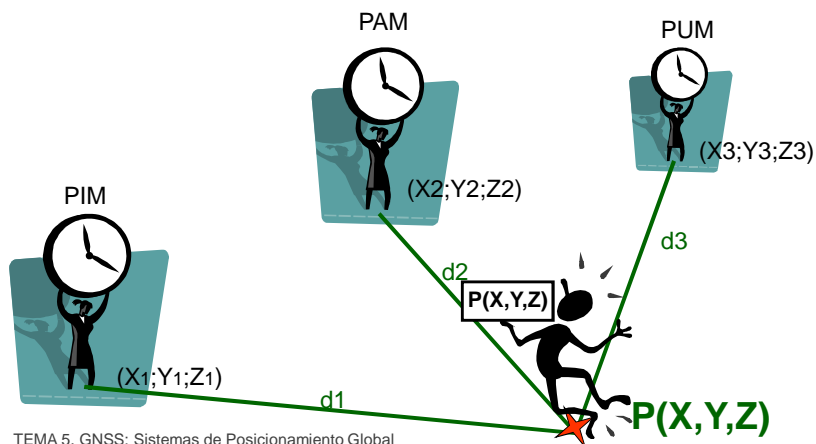


## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general



- Ya sólo hay que resolver un problema geométrico. La posición  $P(X,Y,Z)$  vendrá determinada por la intersección de tres esferas de radios  $d_1$ ,  $d_2$  y  $d_3$ .

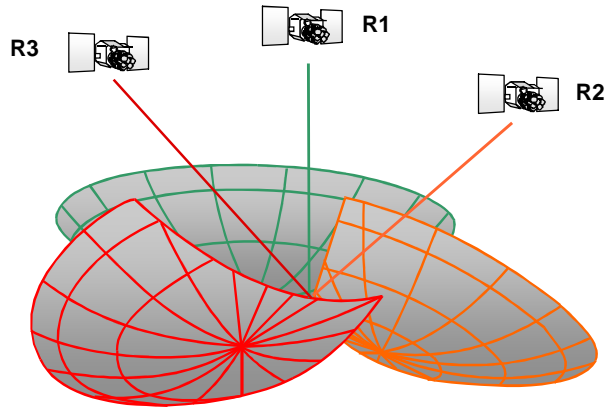


32



## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general

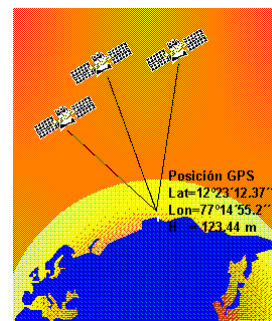


## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general



- En realidad...
  - Los satélites GPS en lugar de sonido envían ondas electromagnéticas
  - Los satélites GPS llevan a bordo relojes atómicos (muy precisos) que se sincronizan periódicamente



## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general



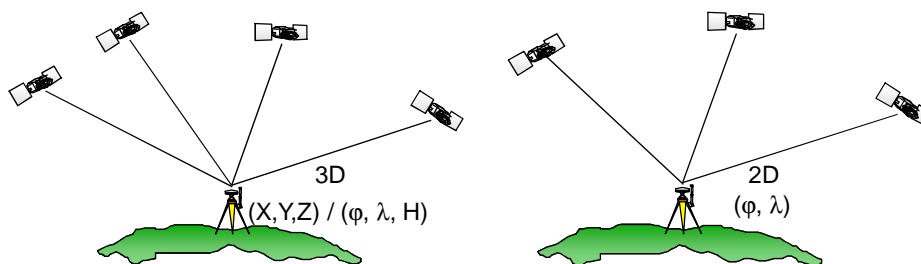
- Pero...
  - La distancia que se consigue multiplicando la velocidad de la luz por el tiempo necesario para hacer el recorrido satélite-receptor tiene un error → PSEUDODISTANCIA
  - Los relojes de satélites y receptores hay que sincronizarlos → HAY QUE CONOCER EL ESTADO DEL RELOJ DEL SATÉLITE Y DEL RECEPTOR
  - La señal atraviesa las capas de la atmósfera → RETARDO IONOSFÉRICO Y TROPOSFÉRICO

## 2. GPS

### 2.3. ASPECTOS TÉCNICOS. Funcionamiento general



- Aunque geoméricamente con tres ecuaciones sería suficiente para determinar las coordenadas del receptor, al ser también desconocido el estado de su reloj, se necesitan 4 ecuaciones. De ahí que sean necesarios al menos 4 satélites para calcular una posición 3D (X,Y,Z)
- Con 3 satélites sólo se consigue una determinación planimétrica (2D)



## 2. GPS

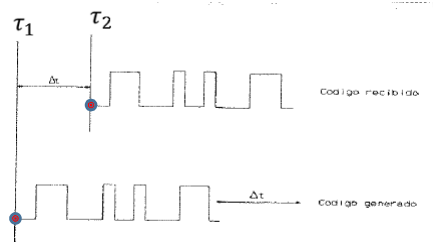
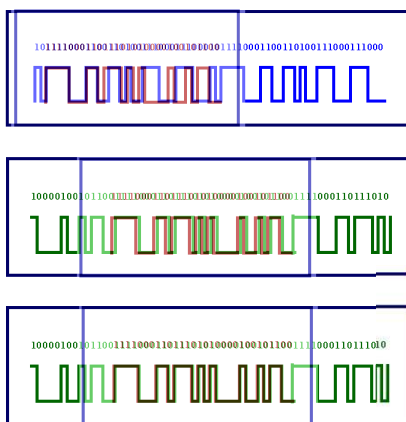
### 2.4. Medición de pseudodistancias. Correlación de código



- Los receptores decodifican la señal que viene de los satélites.
- Posteriormente la señal se tiene que correlar. El resultado es una réplica del código, que sigue el proceso siguiente:
  - Consideremos una posición concreta del código C/A de la señal recogida. Será lo que llamemos *code mark*.
  - Este *code mark* se recoge con un cierto retardo.
  - El receptor por su parte también genera su *code mark* en su propio código C/A, pero sin retardo en el receptor.
  - Comparando ambos códigos, las 2 *code mark* no se recibirán en el mismo momento. La del receptor se recogerá en el momento  $\tau_2$ , y la *code mark* de la réplica será en la época  $\tau_1$ .
  - Si lo consideramos de una manera simplificada, la correlación de código se puede concebir como un retraso en el código del receptor hasta que ambos códigos -satélite y receptor- se hacen uno.

## 2. GPS

### 2.4. Medición de pseudodistancias. Correlación de código



$$\rho = c (\tau_2 - \tau_1)$$

$\rho$  = geometrical slope distance

$c$  = velocity of light in vacuo

$\tau_1$  = true transmission epoch at satellite antenna

$\tau_2$  = true receive epoch at ground receiver antennas

## 2. GPS

### 2.4. Medición de pseudodistancias. Correlación de código



Tiempo del receptor  $\neq$  Tiempo del satélite

$$p = c (T_2 - t_1)$$

$p$  = pseudorange

$t_1$  = transmission epoch in satellite time frame

$T_2$  = receive epoch in receiver time frame

## 2. GPS

### 2.4. Medición de pseudodistancias. Correlación de código



$$p = c (T_2 - t_1)$$

$$t_1 = \tau_1 - dt_1, \quad T_2 = \tau_2 - dT_2$$

$$p = c [(\tau_2 - dT_2) - (\tau_1 - dt_1)]$$

$$p = c (\tau_2 - \tau_1) + c(dt_1 - dT_2)$$

$$p = \rho + c(dt - dT)$$

$$\rho = \sqrt{(X - x)^2 + (Y - y)^2 + (Z - z)^2}$$

$X, Y, Z$ : satellite coordinates

$x, y, z$ : receiver coordinates

$dt_1$  = satellite clock error

$$\tau_1 = t_1 + dt_1$$

$dT_2$  = receiver clock error

$$\tau_2 = T_2 + dT_2$$

## 2. GPS



### 2.4. Medición de pseudodistancias. Correlación de código

$$p = \rho + c(dt - dT) + d_{ion} + d_{trop} \quad p = \text{pseudorange or code phase}$$

$d_{ion}$  = ionospheric refraction correction

$d_{trop}$  = tropospheric refraction correction

$$\psi = p - cdt - d_{ion} - d_{trop} = \sqrt{(X - x)^2 + (Y - y)^2 + (Z - z)^2} - cdT$$

$\psi$  = "reduced" pseudorange or **modeled pseudorange**

Además de la corrección troposférica e ionosférica, habría que hacer otras correcciones: Efecto de la rotación de la Tierra, efecto de la relatividad, correcciones instrumentales, multipath....

## 2. GPS



### 2.4. Medición de pseudodistancias. Correlación de código

$$P_i^j = \rho_i^j + c(dt_i - dt^j) + rel_i^j + T_i^j + \alpha_1 I_i^j + K1_i^j + M_{P,i}^j + \varepsilon_{P,i}^j$$

- $\rho_i^j$  la distancia geométrica entre los centros de fase de las antenas del satélite  $j$  y el receptor  $i$  en los instantes de emisión y recepción, respectivamente:  

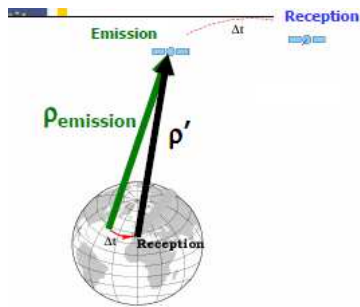
$$\rho_i^j = \sqrt{(x^j - x_i)^2 + (y^j - y_i)^2 + (z^j - z_i)^2}$$
- $dt^j$  representa la diferencia entre el tiempo GPS y el del reloj del satélite  $j$ .
- $dt_i$  representa la diferencia entre el tiempo GPS y el del reloj del receptor.
- $T_i^j$  representa el retardo troposférico.
- $I_i^j$  representa el retardo ionosférico, que depende de la frecuencia  $f$  de la señal ( $\alpha_i = 40.3/f_i^2$ ).
- $rel_i^j$  representa el efecto relativista.
- $K1_i^j$  representa los retardos debidos a las constantes instrumentales de los satélites y receptor, que son dependientes de la frecuencia.
- $M_{P,i}^j$  representa el efecto debido al multicamino (*multipath*), también dependientes de la frecuencia.
- $\varepsilon_{P,i}^j$  es un término de ruido que contiene todos los efectos no modelados.

## 2. GPS

### 2.4. Mediciones de pseudodistancias. Correcciones



#### ■ Efecto de la rotación de la Tierra



$$d_{rot} = \frac{1}{c} (\vec{\Omega}_e \times \vec{r}_s) (\vec{r}_s - \vec{r})$$

$$\dot{\vec{\Omega}}_e = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\Omega}_e \end{pmatrix}, \vec{r}_s = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}, \vec{r} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}$$

$$\dot{\vec{\Omega}}_e \times \vec{r}_s = \mathbf{W} \cdot \mathbf{r}_s = \begin{pmatrix} 0 & -\dot{\Omega}_e & 0 \\ \dot{\Omega}_e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}$$

$$d_{rot} = \frac{1}{c} (\mathbf{W} \cdot \mathbf{r}_s)^T (\mathbf{r}_s - \mathbf{r}) \quad \text{Matricialmente}$$

$$d_{rot} = \frac{\dot{\Omega}_e}{c} (X(Y - y) - Y(X - x))$$

$$\dot{\Omega}_e = 7.292115167 \times 10^{-5} \frac{rad}{s}, c = 299792458 \text{ m/s}$$

## 2. GPS

### 2.4. Mediciones de pseudodistancias. Correcciones



#### ■ Retardo ionosférico

- La ionosfera es la capa superior de la atmósfera (60 km -2000 km).
- Cuando las señales electromagnéticas cruzan esta capa, se encuentran con una gran cantidad de electrones libres (afectados por la actividad solar y el campo magnético de la Tierra), provocando una aceleración o un retardo de la señal.
- El efecto depende de la frecuencia.

$$s' = \int_{s'} n \cdot ds' \quad s = \int_s ds$$

$$d = s' - s = \int_{s'} n \cdot ds' - \int_s ds$$

$$d = \int_s (n - 1) ds$$

#### Índice de refracción en la ionosfera

$$n_{ion} = 1 + 40.3 \frac{N_e}{f^2}$$

$N_e$  - cantidad de electrones en un punto de la trayectoria de propagación, medido en  $e/m^3$   
 $f$  - frecuencia de la onda portadora (Hz)

$$d_{ion} = \int_s (n_{ion} - 1) ds \approx \frac{40.3}{f^2} \int_s N_e \cdot ds$$

## 2. GPS

### 2.4. Mediciones de pseudodistancias. Correcciones



#### ■ Retardo ionosférico

$$\frac{d_{ion}(f_1)}{d_{ion}(f_2)} = \frac{f_2^2}{f_1^2},$$

$$d_{ion}(f_2) = d_{ion}(f_1) \frac{f_1^2}{f_2^2}.$$

$$s = s'_1 - d_{ion}(f_1),$$

$$s = s'_2 - d_{ion}(f_2).$$

$$d_{ion}(f_1) = \frac{s'_1 - s'_2}{1 - \frac{f_1^2}{f_2^2}}.$$

$$\gamma = \left(\frac{f_1}{f_2}\right)^2 = \left(\frac{1574.42}{1227.6}\right)^2 = \left(\frac{77}{60}\right)^2 \approx 1.6469.$$

$$d_{ion}(f_1) = \frac{s'_1 - s'_2}{1 - \gamma}$$

$$s = \frac{s'_2 - \gamma s'_1}{1 - \gamma}.$$

- Si en el GPS se utiliza sólo una frecuencia o únicamente código C/A la corrección ionosférica no se puede aplicar.
- El mensaje GPS envía un modelo de corrección. Está basado en el modelo *Klobuchar*, que emplea 8 coeficientes, lo que permite corregir el retardo en un 50%.

## 2. GPS

### 2.4. Mediciones de pseudodistancias. Correcciones



#### ● Retardo troposférico

- Troposfera: capa atmosférica entre 0 y 60km. La densidad de la atmósfera es más alta que en el vacío, pero disminuye a medida que aumenta la altura.
- En la superficie de la Tierra el índice de refracción es aproximadamente igual a 1.000300. Siendo la refracción  $N = (n-1) \cdot 10^6$  en este caso  $N \approx 300$ .
- El índice de refracción por lo tanto varía a lo largo del camino de propagación de la onda.

$$d_{trop} = \int (n - 1) ds = 10^{-6} \int N ds$$

- El modelo troposférico tiene 2 componentes

$$N = N_1 + N_2$$

$$N_1 = N_{dry} = 77.6 \frac{P}{T}$$

$$N_2 = N_{wet} = 3.73 \cdot 10^5 \frac{e}{T^2}$$

P: presión atmosférica [hPa=mbar]

T(dry) temperatura [Kelvin]

e vapor de agua [hPa]

- Estas ecuaciones describen la situación a altura  $h=0$ .

N depende de la altitud, lo que sí se contempla en el modelo de Helen Hopfield:

$$N_i(h) = N_i(h=0) \cdot \left(\frac{H_i-h}{H_i}\right)^4 \quad i = 1,2$$

## 2. GPS

### 2.4. Mediciones de pseudodistancias. Correcciones



- Retardo troposférico
  - Suponiendo  $H_2$  constante  

$$H_2 = H_{wet} = 11000 \text{ m}$$
  - $H_1$  cambia en función de la temperatura  

$$H_2 = H_{dry} = 40136 + 148.72 (T - 273.16) \text{ [m]}$$

#### MODELO HOPFIELD

$$k_1 = k_{dry} = 155.2 \cdot 10^{-7} \frac{P}{T} H_1,$$

$$k_2 = k_{wet} = 155.2 \cdot 10^{-7} \frac{4810 e}{T^2} H_2,$$

$$\ell_c = 0.833 + [0.076 + 0.00015(T - 273.16)] \exp(-0.3E).$$

where  $\exp(x) = e^x$ ,  $e$  being the base of the natural logarithm.

$$b = \frac{1.92}{E^2 + 0.6}$$

$$I_i = \left[ 1 - \left( \frac{\cos E}{1 + (1 - \ell_c) \frac{H_i}{P}} \right)^2 \right]^{-1/2}; \quad i = 1, 2$$

$$\delta s_i = k_i (I_i - b); \quad i = 1, 2$$

$$d_{trop} = \delta s_1 + \delta s_2$$

$$= \delta s_{dry} + \delta s_{wet}$$

## 2. GPS

### 2.4. Mediciones de pseudodistancias. Correcciones



- Simplificaciones
  - Una opción
    - $I_1 = [\sin(E^2 + 6.25)]^{-1/2}$
    - $I_2 = [\sin(E^2 + 2.25)]^{-1/2}$
    - Se puede considerar que  $b=0$
  - Suponiendo  $I_c = 0.15$
  - Black (1978) lo aproximó mediante una expresión aplicable a señales cuya elevación es superior a  $30^\circ$  ( $K_2$  es un valor empírico)

$$d_{trop} = \delta s_1 + \delta s_2 = \frac{2.31P}{1013.25 \sin E} + \frac{k_2}{\sin E}$$

$$k_w = \begin{cases} 0.28 & \text{summer in tropical areas or mean latitudes} \\ 0.20 & \text{spring or autumn in mean latitudes} \\ 0.12 & \text{winter in maritime mean latitudes} \\ 0.06 & \text{winter in continental mean latitudes} \\ 0.05 & \text{in polar regions.} \end{cases}$$



## 2. GPS



### 2.5. Posicionamiento por pseudodistancias. Ecuaciones de observación

- Las observaciones originales no lineales para una pseudodistancia son:

$$\hat{\psi}_{ij} = \psi_{ij} + v_k = \sqrt{(\hat{X}_j - \hat{x}_i)^2 + (\hat{Y}_j - \hat{y}_i)^2 + (\hat{Z}_j - \hat{z}_i)^2} - \hat{U}$$

- $\hat{\psi}_{ij}$ : pseudodistancia de  $P_i$  a  $P_j$  ajustada
- $\psi_{ij}$ : pseudodistancia de  $P_i$  a  $P_j$  medida
- $v_k$ : residual de las observaciones de grado  $k$  debido a los errores aleatorios de observación
- $\hat{x}_i, \hat{y}_i, \hat{z}_i$ : coordenadas ajustadas del receptor  $P_i$
- $\hat{X}_j, \hat{Y}_j, \hat{Z}_j$ :  $P_j$  coordenadas del satélite
- $U$ : error del reloj del receptor:  $U = c \cdot \Delta T$

Valores aproximados

$$\psi_{ij}^* = \sqrt{(X_j^* - x_i^*)^2 + (Y_j^* - y_i^*)^2 + (Z_j^* - z_i^*)^2} - U^*$$

## 2. GPS



### 2.5. Posicionamiento por pseudodistancias. Ecuaciones de observación

Según el desarrollo en serie de Taylor,

$$\hat{\psi}_{ij} = \psi_{ij}^* + \delta\hat{\psi}_{ij}$$

$$\delta\hat{\psi}_{ij} = a_{ij}(\delta\hat{X}_j - \delta\hat{x}_i) + b_{ij}(\delta\hat{Y}_j - \delta\hat{y}_i) + c_{ij}(\delta\hat{Z}_j - \delta\hat{z}_i) - \delta\hat{U}$$

Consiguiendo así las ecuaciones residuales lineales:

$$v_{ij} = a_{ij}(\delta\hat{X}_j - \delta\hat{x}_i) + b_{ij}(\delta\hat{Y}_j - \delta\hat{y}_i) + c_{ij}(\delta\hat{Z}_j - \delta\hat{z}_i) - \delta\hat{U} - (\psi_{ij} - \psi_{ij}^*)$$

siendo

$a_{ij}, b_{ij}, c_{ij}$ : coeficientes de las distancias

$\delta\hat{x}_i, \delta\hat{y}_i, \delta\hat{z}_i, \delta\hat{X}_j, \delta\hat{Y}_j, \delta\hat{Z}_j$ : incrementos de coordenadas, para conseguir coordenadas precisas partiendo de las aproximadas

Por ejemplo, para un punto  $P_i$

$$\hat{x}_i = x_i^* + \delta\hat{x}_i \quad \hat{y}_i = y_i^* + \delta\hat{y}_i \quad \hat{z}_i = z_i^* + \delta\hat{z}_i$$

Los coeficientes de las distancias se pueden calcular a partir de

$$a_{ij} = \frac{X_j^* - x_i^*}{\rho_{ij}^*}, \quad b_{ij} = \frac{Y_j^* - y_i^*}{\rho_{ij}^*}, \quad c_{ij} = \frac{Z_j^* - z_i^*}{\rho_{ij}^*}$$

El coeficiente relativo a  $\delta\hat{U}$  es igual a -1

## 2. GPS



### 2.5. Posicionamiento por pseudodistancias. Ecuaciones de observación

Supongamos una época y 5 satélites. Como las coordenadas de los satélites son fijas, los incrementos serán 0. El sistema de ecuaciones linealizado:

$$v_1 = a_{11}\delta\hat{x}_i + b_{11}\delta\hat{y}_i + c_{11}\delta\hat{z}_i - \delta\hat{U} - (\psi_{i1} - \psi_{i1}^*)$$

$$v_2 = a_{12}\delta\hat{x}_i + b_{12}\delta\hat{y}_i + c_{12}\delta\hat{z}_i - \delta\hat{U} - (\psi_{i2} - \psi_{i2}^*)$$

$$v_3 = a_{13}\delta\hat{x}_i + b_{13}\delta\hat{y}_i + c_{13}\delta\hat{z}_i - \delta\hat{U} - (\psi_{i3} - \psi_{i3}^*)$$

$$v_4 = a_{14}\delta\hat{x}_i + b_{14}\delta\hat{y}_i + c_{14}\delta\hat{z}_i - \delta\hat{U} - (\psi_{i4} - \psi_{i4}^*)$$

$$v_5 = a_{15}\delta\hat{x}_i + b_{15}\delta\hat{y}_i + c_{15}\delta\hat{z}_i - \delta\hat{U} - (\psi_{i5} - \psi_{i5}^*)$$

En este sistema hay 5 ecuaciones y 4 incógnitas. Expresado de forma matricial

$$\begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \\ v_4 \\ v_5 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & b_{11} & c_{11} & -1 \\ a_{12} & b_{12} & c_{12} & -1 \\ a_{13} & b_{13} & c_{13} & -1 \\ a_{14} & b_{14} & c_{14} & -1 \\ a_{15} & b_{15} & c_{15} & -1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta\hat{x}_i \\ \delta\hat{y}_i \\ \delta\hat{z}_i \\ \delta\hat{U} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \psi_{i1} - \psi_{i1}^* \\ \psi_{i2} - \psi_{i2}^* \\ \psi_{i3} - \psi_{i3}^* \\ \psi_{i4} - \psi_{i4}^* \\ \psi_{i5} - \psi_{i5}^* \end{pmatrix}$$

De manera reducida.

$$v = A \cdot \delta\hat{x} - l$$

## 2. GPS



### 2.5. Posicionamiento por pseudodistancias. Ajuste

El resultado se consigue tras un Ajuste por Mínimos Cuadrados. Se puede introducir una matriz de pesos:

$$P = Q_{ii}^{-1}$$

Matriz de cofactores de los parámetros: inversa de la matriz normal

$$Q_{XX} = N^{-1} = (A^T P A)^{-1}$$

$$\delta\hat{x} = Q_{XX} A^T P l$$

Residuos:

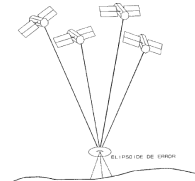
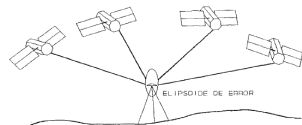
$$v = A \delta\hat{x} - l$$

## 2. GPS

### 2.6. Geometría de la constelación. Parámetros DOP



- La localización de un punto se consigue geoméricamente a través de una multilateración inversa, por eso la exactitud será mayor o menor en función de la distribución de los satélites en el espacio.
- El valor ideal de DOP es 1. Una geometría que empeore la medición hace mayor el valor del DOP. Los valores 5-6 se consideran malos.
- Definición geométrica del parámetro DOP: consideremos una esfera de radio unidad, centrado en el centro radioeléctrico de la antena. Las direcciones de observación a los distintos satélites cortan a la esfera en diversos puntos. El parámetro DOP es proporcional al volumen del poliedro formado por la envolvente que contiene a esos puntos y a la estación.
- La definición matemática de DOP:



TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global

53

## 2. GPS

### 2.6. Geometría de la constelación. Parámetros DOP



La matriz de cofactores  $Q_{XX}$  es la utilizada para calcular los parámetros DOP (Dilution Of Precision)

$$Q_{XX} = \begin{pmatrix} q_{xx} & q_{xy} & q_{xz} & q_{xu} \\ q_{yx} & q_{yy} & q_{yz} & q_{yu} \\ q_{zx} & q_{yx} & q_{zz} & q_{zu} \\ q_{ux} & q_{uy} & q_{uz} & q_{uu} \end{pmatrix}$$

El parámetro GDOP (Geometrical Dilution Of Precision), se calcula con la traza de la matriz  $Q_{XX}$

$$GDOP = \sqrt{\text{trace}\{Q_{XX}\}} = \sqrt{q_{xx} + q_{yy} + q_{zz} + q_{uu}}$$

PDOP (Position Dilution Of Precision)

$$PDOP = \sqrt{\text{trace}\{Q_{xyz}\}} = \sqrt{q_{xx} + q_{yy} + q_{zz}}$$

El valor PDOP se utiliza para medir la calidad de las coordenadas del punto

$$\sigma_p = \sqrt{\sigma_0^2 q_{xx} + \sigma_0^2 q_{yy} + \sigma_0^2 q_{zz}} = \sigma_0 \sqrt{q_{xx} + q_{yy} + q_{zz}} = \sigma_0 PDOP$$

TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global

54

## 2. GPS

### 2.6. Geometría de la constelación. Parámetros DOP



TDOP (Time Dilution Of Precision)

$$TDOP = \sqrt{q_{uu}}$$

$$Q_{uvw} = R^T Q_{xyz} R = \begin{pmatrix} q_{uu} & q_{uv} & q_{uw} \\ q_{vu} & q_{vv} & q_{vw} \\ q_{wu} & q_{wv} & q_{ww} \end{pmatrix}$$

HDOP (horizontal Dilution Of Precision)

$$HDOP = \sqrt{q_{uu} + q_{vv}}$$

VDOP (Vertical Dilution Of Precision)

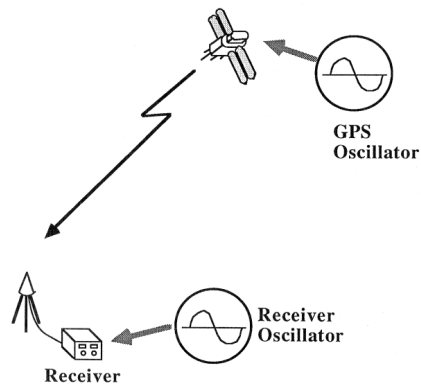
$$VDOP = \sqrt{q_{ww}}$$

## 2. GPS

### 2.7. Medidas de fase. Posicionamiento por medida de fase



- Se mide la diferencia de fase entre la fase de la onda portadora emitida por el satélite y recibida por el receptor y la réplica creada en el receptor



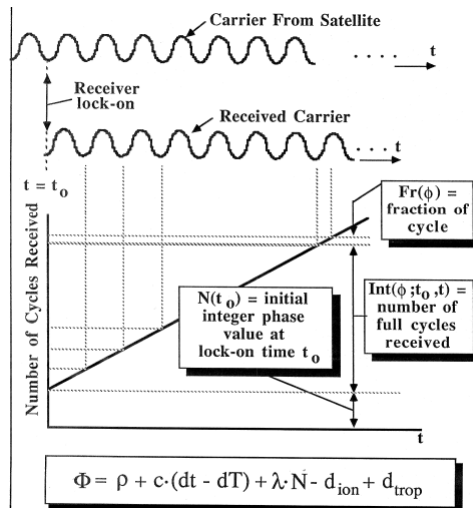
$$\phi = - (f/c) \cdot \rho - f \cdot (dt - dT) - (f/c) \cdot (-d_{ion} + d_{trop})$$

## 2. GPS

### 2.7. Medidas de fase. Posicionamiento por medida de fase



- Se hace una medida continua de la fase de la onda portadora.



## 2. GPS

### 2.7. Medidas de fase. Observaciones por diferencias



- Para poder conseguir la ambigüedad N se utilizan los "métodos por diferencias".
- Debemos considerar 2 receptores, y al menos 2 satélites, así como hacer las observaciones en las mismas épocas. (Medición relativa)
  - Diferencia Simple, dos receptores en la misma época
  - Diferencia Simple, dos satélites en una única época
  - Dobles Diferencias, en la misma época
  - Triples Diferencias, con referencia a la época de inicio.

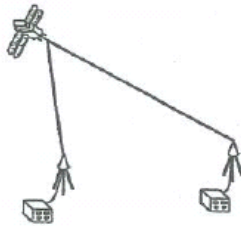
## 2. GPS

### 2.7. Medidas de fase. Diferencias de observaciones



- Diferencia Simple, dos receptores en la misma época

$$\Delta\Phi = \Delta\rho - c \Delta dT + \lambda \Delta N - \Delta d_{ion} + \Delta d_{trop} .$$



El error del reloj del satélite (c.dT) desaparece en el momento en que el mismo satélite es observado desde dos receptores.

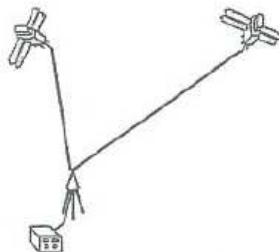
## 2. GPS

### 2.7. Medidas de fase. Diferencias de observaciones



- Diferencia Simple, dos satélites en la misma época

$$\nabla\Phi = \nabla\rho + c \nabla dT + \lambda \nabla N - \nabla d_{ion} + \nabla d_{trop} .$$



El error del reloj del receptor (c.dT) desaparece cuando se observan 2 satélites.

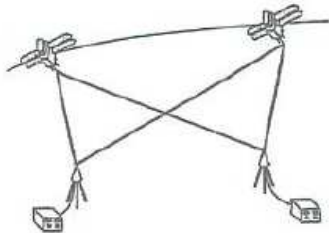
## 2. GPS

### 2.7. Medidas de fase. Diferencias de observaciones



- Dobles diferencias, en la misma época

$$\nabla\Delta\Phi = \nabla\Delta\rho + \lambda \nabla\Delta N - \nabla\Delta d_{ion} + \nabla\Delta d_{trop} .$$



Se eliminan tanto el reloj del satélite (c.dt) como el del receptor (c.dT)

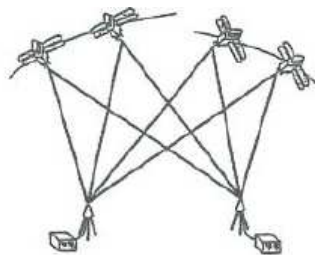
## 2. GPS

### 2.7. Medidas de fase. Diferencias de observaciones



- Triples diferencias, con referencia a la época de inicio

$$\delta\nabla\Delta\Phi = \delta\nabla\Delta\rho - \delta\nabla\Delta d_{ion} + \delta\nabla\Delta d_{trop} .$$



- El error del reloj del satélite (c.dt) y el error del reloj del receptor (c.dT) se eliminan, además de eliminarse la ambigüedad inicial
- Los retardos atmosféricos se corrigen modelándolos o mediante combinaciones lineales.
- Si las coordenadas de los satélites se calculan a partir de las efemérides, las únicas incógnitas son las coordenadas del segundo receptor
- Geométricamente los errores aumentan con el número de diferencias implicadas.

## 2. GPS



### 2.7. Medidas de fase. Proceso de cálculo de líneas-base

- **Cálculo de los vectores de líneas-base**
  - Vector: Estación de referencia (Base) – Nueva estación (Rover)
  - Satélite de referencia: aquel que tenga una ventana de observación más larga.
  - Pasos:
    - Solución de navegación: utilizando código C/A
    - Formación de las combinaciones lineales – eliminación o minimización de errores
    - Solución por Diferencias Triples: precisiones entre 0.1m – 1m
    - Diferencia Doble flotante: Las coordenadas determinadas en el paso previo se utilizan como coordenadas aproximadas.  $\nabla\Delta N$  es desconocida. La solución no es entera.
    - Las ambigüedades se fijan.  $\nabla\Delta N$  se redondea.
    - Diferencia Doble fija: Como las ambigüedades ya se conocen, se vuelven a plantear las ecuaciones de dobles diferencias. El resultado es la solución final.

## 3. GLONASS

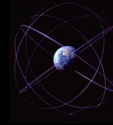


- Homólogo ruso de GPS
  - Características
    - Constelación 24 s/v
    - Inclinación orbital 64.8°
    - Altitud 19130 km
    - Período orbital 11h15m40s
    - Datum PZ-90
    - Referencia temporal UTC(Russia)
    - Frecuencias L1(1602.0-1614.94MHz) L2 (7/9L1)
    - Códigos C/A y Pv
- Referencia: <http://www.glonass-ianc.rsa.ru/>
- GLONASS constellation status, 17.04.2012

Total satellites in constellation	31 SC
Operational	24 SC
In commissioning phase	-
In maintenance	2 SC
Spares	4 SC
In flight tests phase	1 SC



## 4. GALILEO



- Necesidad de los sistemas europeos
  - Los sistemas actuales (GPS y GLONASS)...
    - ... no satisfacen los requisitos de la aviación civil
    - ... no son sistemas pensados para aplicaciones civiles
    - ... no están bajo control europeo
  - Dos etapas/proyectos
    - GNSS-1 (EGNOS). Complemento a GPS/GLONASS, operacional a partir de 2004
    - GNSS-2 (GALILEO). Sistema independiente, en fase de desarrollo, coste elevado

## 4. GALILEO



- GALILEO
  - Configuración
    - Espacial
      - 30 satélites MEO
      - 3 planos orbitales
      - 27 nominales + 3 de repuesto
      - Semieje mayor 30.000Km
      - Inclinación de 56°
      - Repetible cada 72h
    - El segmento de tierra es muy importante:
      - Ground Control Segment: control de los satélites
      - Ground Mission Segment: provisión de servicios de navegación
  - Los dos primeros satélites se lanzaron al espacio en 2011-10-21
  - Final del proyecto previsto para 2019

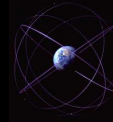


## 4. GALILEO



- GALILEO
- Sistema de navegación global
- Cobertura mundial (puede que algunos servicios sólo se proporcionen a nivel europeo, para expandirse posteriormente).
- Servicios
  - **Open Service**. Servicio de posición y tiempo accesible sin limitaciones a todos los usuarios (como GPS)
  - **Commercial Services**. Incluyen información/servicios adicionales codificados que implican el pago de dicho servicio (integridad, garantía de servicio, alta precisión con correcciones locales, etc...)

## 4. GALILEO



- GALILEO
- Servicios:
  - **Safety of Life Services**: servicio de alta integridad certificado para aplicaciones "safety critical", es decir, aquellas en que la vida de las personas depende de la calidad del servicio (ej. Aviación civil)
  - **Public Regulate Services (PRS)** Semejante a *Safety of life*, pero restringido para aplicaciones gubernamentales.
  - **Search and Rescue** Localización del usuario, comunicación en caso de accidente a un centro para facilitar la búsqueda y el rescate.

## 5. SISTEMAS DE AUMENTACIÓN



- **Nombre técnico: DGPS WADGPS (Wide Area DGPS)**
  - Se determinan las correcciones para las posiciones GPS, se envían a los satélites geoestacionarios, y estos utilizan una banda L para enviárselas a los usuarios, en la frecuencia en que funcionan los sistemas GNSS.
- Tipos
  - Omnistar. El servicio que proporciona la empresa Omnistar es privado, y es necesario un pago previo
  - SBAS. Sistemas públicos de Aumentación: Egnos (Europa) WAAS(EEUU) y MSAS (Japón) ..., que ofrecen diferentes sistemas de aumentación.

## 5. SISTEMAS DE AUMENTACIÓN

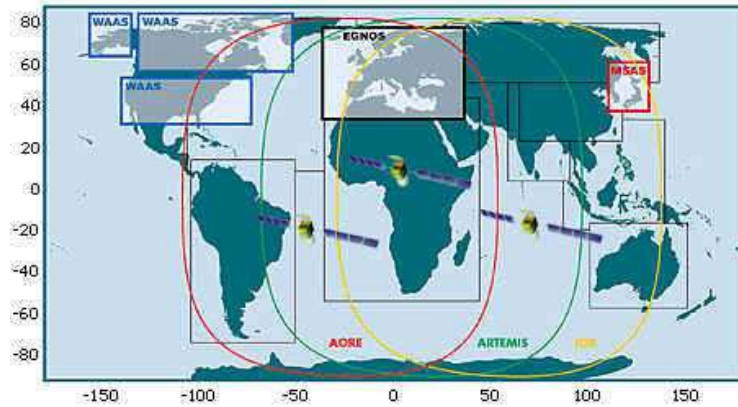


- Se quiere eliminar la dependencia de la distancia entre estación y referencia.
- Se pone en marcha una red de estaciones fijas.
- La estación central calcula las correcciones de código, aplicables en una zona extensa:
  - Errores de efemérides
  - Retrasos del reloj
  - Retardos en ionosfera/troposfera
  - La corrección se envía a los satélites geoestacionarios, para enviársela después en banda L al usuario
- Receptores
  - Preparados para recoger señales de EGNOS/WAAS/MSAS.
- Precisión:
  - Planimetría: 0.8 m – 1.5 m (%95 de los casos). Altimetría: 1.3 m-2.0 m (%95 de los casos). Estas precisiones las proporcionan antenas que funcionan en el campo.
  - Caso estándar 2 m – 5 m
  - Es necesaria una precaución por el efecto multipath, especialmente en altimetría.

## 5. SISTEMAS DE AUMENTACIÓN



- Los sistemas de aumentación son interoperativos



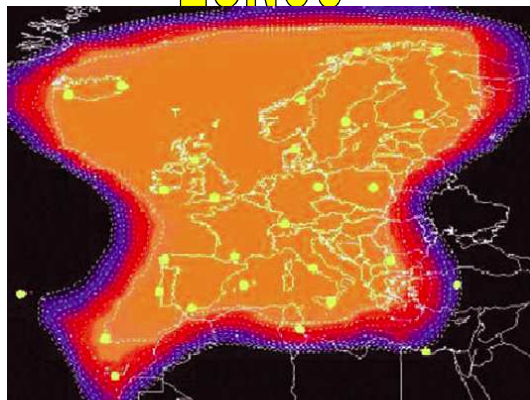
TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global

71

## 5. SISTEMAS DE AUMENTACIÓN



### EGNOS



Expected EGNOS coverage for a high-accuracy service (1-3 m horizontal)

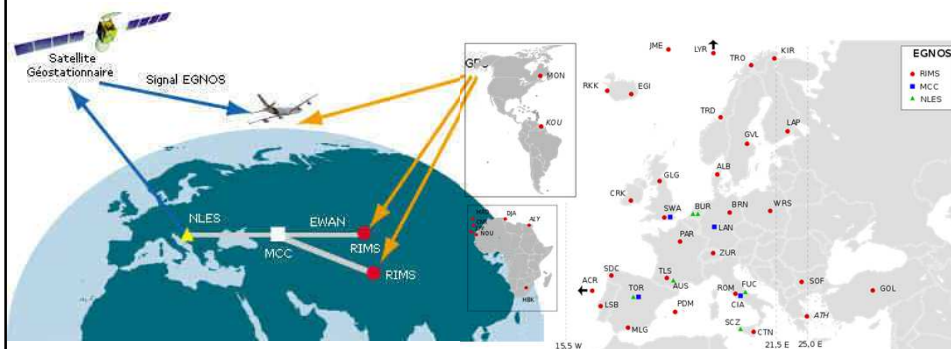
TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global

72

## 5. SISTEMAS DE AUMENTACIÓN



- Segmento tierra: 34 RIMS (Estaciones de Monitorización), 4 MCC (Centros de Control) y seis NLES (Estaciones de Navegación Terrestres)
- Espacio: 3 GEOS (Dos [Inmarsat-3](#) (AOR-E y IOR), y [ESA Artemis](#))



TEMA 5. GNSS: Sistemas de Posicionamiento Global