



ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO

“DESARROLLO Y EVALUACIÓN DEL ALGORITMO DEL FILTRO DE KALMAN PARA MEJORAR LA PRECISIÓN DEL POSICIONAMIENTO GPS”

RENÉ OMAR VILLA LÓPEZ

Trabajo de Titulación modalidad: Proyectos de Investigación y Desarrollo, presentado ante el Instituto de Posgrado y Educación Continua de la ESPOCH, como requisito parcial para la obtención del grado de:

MAGISTER EN SISTEMAS DE TELECOMUNICACIONES

RIOBAMBA – ECUADOR

Julio – 2018



ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO

CERTIFICACIÓN:

EL TRIBUNAL DEL TRABAJO DE TITULACIÓN CERTIFIICA QUE:

El trabajo de Titulación Modalidad Proyectos de Investigación y Desarrollo, titulado: **“DESARROLLO Y EVALUACION DEL ALGORITMO DEL FILTRO DE KALMAN PARA MEJORAR LA PRECISIÓN DEL POSICIONAMIENTO GPS”**, de responsabilidad del señor René Omar Villa López, ha sido prolijamente revisado y se autoriza su presentación.

Tribunal:

ING. WILSON ZÚNIGA VINUEZA; M. Sc.

PRESIDENTE

.....

ING. FAUSTO ERNESTO OROZCO, M Sc.

DIRECTOR DE TESIS

.....

ING. JOSE LUIS MORALES, M Sc.

MIEMBRO DEL TRIBUNAL

.....

ING. ALEXANDRA PAZMIÑO, M Sc.

MIEMBRO DEL TRIBUNAL

.....

Riobamba, Julio 2018

DERECHOS INTELECTUALES

Yo, RENÉ OMAR VILLA LÓPEZ declaro que soy responsable de las ideas, doctrinas y resultados expuestos en el Trabajo de Titulación modalidad Proyectos de Investigación y Desarrollo, y que el patrimonio intelectual del mismo pertenece exclusivamente a la ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DE CHIMBORAZO.

.....
René Omar Villa López

Nº de cédula: 060318254-4

©2018, René Omar Villa López.

Se autoriza la reproducción total o parcial, con fines académicos, por cualquier medio o procedimiento, incluyendo la cita bibliográfica del documento, siempre y cuando se reconozca el Derecho de Autor.

DECLARACIÓN DE AUTENTICIDAD

Yo, René Omar Villa López, declaro que el presente proyecto de investigación, es de mi autoría y que los resultados del mismo son auténticos y originales. Los textos constantes en el documento que provienen de otras fuentes están debidamente citados y referenciados.

Como autor, asumo la responsabilidad legal y académica de los contenidos de este Trabajo de Titulación de Maestría.

René Omar Villa López
Nº de cédula: 060318254-4

DEDICATORIA

Este trabajo dedico a mi esposa e hijo que se transformaron en el pilar fundamental en el día a día tanto en la parte académica y humana a mis padres y hermanas que sembraron simientes fuertes y firmes en los inicios de mi vida para llegar a ser una persona con principios y metas a Dios que siempre está conmigo apoyándome principalmente en los momentos más difíciles de la vida brindándome salud y fortaleza, sin ellos este trabajo de investigación no se lo podría haber finalizado.

René Omar Villa López

AGRADECIMIENTO

Agradezco a mi esposa e hijos que me brindaron su apoyo en todo este tiempo a mis padres y hermanas que siempre confiaron en mí asegurando que los límites no existen para mí, a los miembros y tutor que me brindaron su apoyo y conocimiento para poder desarrollar este trabajo de investigación, además debo hacer un hincapié al MsC. Oswaldo Martínez por su apoyo en el transcurso de todo el desarrollo de la maestría. Demostrando que las personas primero se gradúan de humanos y después se acompañan de un título.

René Omar Villa López

TABLA DE CONTENIDO

RESUMEN	XIV
CAPITULO I.....	1
1. INTRODUCCIÓN	1
1.1. PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN	2
1.1.1. <i>Formulación del Problema</i>	3
1.1.2. <i>Sistematización del Problema</i>	3
1.2. JUSTIFICACIÓN DE LA INVESTIGACIÓN	4
1.3. OBJETIVOS	4
1.3.1. <i>Objetivo General</i>	4
1.3.2. <i>Objetivos Específicos</i>	4
1.4. HIPÓTESIS	5
CAPITULO II	6
2. MARCO TEÓRICO	6
2.1. GPS (SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL)	6
2.1.1. <i>Características Técnicas</i>	6
2.1.2. <i>Calculo de la Posición</i>	9
2.1.3. <i>Servicios de GPS</i>	13
2.1.4. <i>Señal GPS</i>	14
2.1.5. <i>Fuente de Errores de la Señal GPS</i>	21
2.1.6. <i>Archivo Rinex</i>	22
2.1.7. <i>Diferencial de GPS</i>	30
2.2. ESTACIÓN RECEPTORA.....	33
2.3. FILTRO DE KALMAN	34
2.3.1. <i>Estimación de la posición con Filtro de Kalman</i>	38
2.3.2. <i>Ecuaciones del Filtro de Kalman</i>	38
2.3.3. <i>Clasificación del Filtro de Kalman</i>	40
2.3.4. <i>Ventajas y Desventajas del Filtro de Kalman</i>	44
CAPITULO III.....	46
3. ESCENARIO DEL FILTRO DE KALMAN.....	46
3.2. TIEMPO DE ESTIMACIÓN DEL FILTRO DE KALMAN	46
3.3. ESCENARIO DEL FILTRO DE KALMAN.....	46
3.4. DESARROLLO DEL CÓDIGO EN EL SOFTWARE MATLAB	49
3.4.4. <i>Extracción de la Información de los Archivos Rinex</i>	49
3.4.5. <i>El programa de Matlab llama la información mediante las funciones establecidas.</i>	49
3.5. APLICACIÓN DEL FILTRO DE KALMAN	49
CAPITULO IV	50
4. MARCO DE RESULTADOS	50
4.2. ANÁLISIS DEL FILTRO DE KALMAN.....	50
4.3. TIEMPO DE CÁLCULO PARA EL FILTRO DE KALMAN ($\tau=300$)	50
4.4. TIEMPO DE CÁLCULO PARA EL FILTRO DE KALMAN ($\tau=600$)	55
4.5. TIEMPO DE CÁLCULO PARA EL FILTRO DE KALMAN ($\tau=900$)	60

4.6.	TIEMPO DE CÁLCULO PARA EL FILTRO DE KALMAN ($\tau=1200$)	65
4.7.	TIEMPO DE CÁLCULO PARA EL FILTRO DE KALMAN ($\tau=1800$)	70
4.8.	COMPROBACIÓN DE LA HIPÓTESIS	77
4.8.1	<i>Nivel de significación</i>	77
4.8.2	<i>Criterio</i>	77
4.8.3	<i>Cálculo para Chi – Cuadrado</i>	80
4.8.4	<i>Decisión</i>	81
	CONCLUSIONES	82
	RECOMENDACIONES	83
	BIBLIOGRAFIA	
	ANEXOS	

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2-1: Características de los satélites	7
Tabla 2-2: Errores del sistema GPS	22
Tabla 2-3: Características del fichero rinex de observaciones	25
Tabla 2-4: Características del fichero rinex de navegación	28
Tabla 2-5: Errores del GPS vs errores del DGPS	31
Tabla 2-6: Ventajas y desventajas de los tipos de DGPS.....	32
Tabla 2-7: Especificaciones técnicas de la estación de recepción	33
Tabla 2-8: Ecuaciones del filtro de Kalman.....	39
Tabla 4-1: Error original y corregido del satélite # 8 ($\tau=300$).....	51
Tabla 4-2: Error original y corregido del satélite # 13 ($\tau=300$).....	52
Tabla 4-3: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=300$).....	53
Tabla 4-4: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=300$).....	54
Tabla 4-5: Error original y corregido del satélite # 38 ($\tau=300$).....	55
Tabla 4-6: Error original y corregido del satélite # 8 ($\tau=600$).....	56
Tabla 4-7: Error original y corregido del satélite # 13 ($\tau=600$).....	57
Tabla 4-8: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=600$).....	58
Tabla 4-9: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=600$).....	59
Tabla 4-10: Error original y corregido del satélite # 38 ($\tau=600$).....	60
Tabla 4-11: Error original y corregido del satélite # 8 ($\tau=900$).....	61
Tabla 4-12: Error original y corregido del satélite # 13 ($\tau=900$).....	62
Tabla 4-13: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=900$).....	63
Tabla 4-14: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=900$).....	64
Tabla 4-15: Error original y corregido del satélite # 38 ($\tau=900$).....	65
Tabla 4-16: Error original y corregido del satélite # 8 ($\tau=1200$).....	66
Tabla 4-17: Error original y corregido del satélite # 13 ($\tau=1200$).....	67
Tabla 4-18: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=1200$).....	68
Tabla 4-19: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=1200$).....	69
Tabla 4-20: Error original y corregido del satélite # 38 ($\tau=1200$).....	70
Tabla 4-21: Error original y corregido del satélite # 8 ($\tau=1800$).....	71
Tabla 4-22: Error original y corregido del satélite # 13 ($\tau=1800$).....	72
Tabla 4-23: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=1800$).....	73
Tabla 4-24: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=1800$).....	74
Tabla 4-25: Error original y corregido del satélite # 38 ($\tau=1800$).....	75
Tabla 4-26: Resultados finales.....	76
Tabla 4-27: Tabla estadística de distribución chi cuadrado	78
Tabla 4-28: Parámetros para determinar la precisión de posicionamiento	79
Tabla 4-29: Resumen de los valores obtenidos por satélites.....	80
Tabla 4-30: Cálculo de la frecuencia del valor observado	80
Tabla 4-31: Cálculo de la frecuencia del valor esperado	80
Tabla 4-32: Cálculo para chi - cuadrado.....	80

ÍNDICE DE GRÁFICOS

Gráfico 2-1: Segmentos del GPS	6
Gráfico 2-2: Segmentos espacial de GPS	7
Gráfico 2-3: Segmento de control.....	8
Gráfico 2-4: Determinación de la posición con respecto a un satélite.....	10
Gráfico 2-5: Determinación del lugar geométrico de la posición	10
Gráfico 2-6: Determinación de la posición por medio de la triangulación	11
Gráfico 2-7: Determinación de la posición por medio de la triangulación	12
Gráfico 2-8: Ecuaciones de posición	13
Gráfico 2-10: Servicios del sistema GPS	17
Gráfico 2-11: Modelo de la medición de código	18
Gráfico 3-1: Generación de la señal GPS	47
Gráfico 3-2: Señal de fase de portadora.....	47
Gráfico 3-3: Señal del pseudorange.....	48
Gráfico 3-4: Funcionamiento del filtro de Kalman.....	48
Gráfico 4-1: Grafica del satélite # 8.....	51
Gráfico 4-3: Grafica del satélite # 21.....	53
Gráfico 4-4: Grafica del satélite # 27.....	54
Gráfico 4-5: Grafica del satélite # 38.....	55
Gráfico 4-6: Grafica del satélite # 8.....	56
Gráfico 4-7: Grafica del satélite # 13.....	57
Gráfico 4-8: Grafica del satélite # 21.....	58
Gráfico 4-9: Grafica del satélite # 27.....	59
Gráfico 4-11: Grafica del satélite # 8.....	61
Gráfico 4-13: Grafica del satélite # 21.....	63
Gráfico 4-14: Grafica del satélite # 27.....	64
Gráfico 4-15: Grafica del satélite # 38.....	65
Gráfico 4-16: Grafica del satélite # 8.....	66
Gráfico 4-17: Grafica del satélite # 13.....	67
Gráfico 4-18: Grafica del satélite # 21.....	68
Gráfico 4-19: Grafica del satélite # 27.....	69
Gráfico 4-20: Grafica del satélite # 38.....	70
Gráfico 4-21: Grafica del satélite # 8	71
Gráfico 4-22: Grafica del satélite # 13.....	72
Gráfico 4-23: Grafica del satélite # 21.....	73
Gráfico 4-24: Grafica del satélite # 27.....	74
Gráfico 4-25: Grafica del satélite # 38.....	75
Gráfico 4-26: Área de aceptación y rechazo de la hipótesis nula	79

ÍNDICE DE ABREVIATURAS

AMCS	Estación de Control Maestra Alternativa
BPSK	Binary Phase Shift Keying (Codificación de Desplazamiento de Fase Binaria)
DGPS	Diferencial Sistema de Posicionamiento Global
DoD	Departamento de Defensa de los Estados Unidos
DSSS	Espectro Ensanchado por Secuencia Directa
GLONASS	Global Navigation Satellite System (Sistema Global De Navegación Por Satélite desarrollado por la Unión Soviética)
GNSS	Global Navigation Satellite Systems (Sistema Global De Navegación Por Satélite)
GPS	Sistema de Posicionamiento Global
GPST	Tiempo del Sistema GPS o Sistema de Transmisión
ICAO	The International Civil Aviation Organization
MCS	Master Control Station (Estación de Control Principal)
MEO	Medium Earth Orbit (Órbita Circular Intermedia)
MSF	Servicio de Posicionamiento Estándar
PPP	Precisión de la Posición de un Punto
PPS	Precise Positioning Service (Servicio de Posicionamiento Preciso)
PRC	Pseudorange Corrección
PRN	Pseudo-Random Noise (Ruido Pseudoaleatorio)
RINEX	Receiver INdependent Exchange Format (Formato de Intercambio Independiente del Receptor)
SIS	Signal In Space (Señal en el Espacio)
SPP	Punto de Posicionamiento Estándar
SPS	Standar Positioning Service (Servicio de Posicionamiento Estándar)

USAF	Fuerza Aérea de los Estados Unidos
SNR	Relación señal Ruido
C/A	Código de Adquisición Aproximada

RESUMEN

El presente trabajo tuvo como objetivo el desarrollo y evaluación del algoritmo del filtro de Kalman para mejorar la precisión del posicionamiento del sistema GPS. Los errores que más afecta la señal del GPS son el ruido térmico, el generado por la ionósfera, troposfera, multipath, esto se genera cuando la señal atraviesa las capas de la Ionosfera y Troposfera en la cual se genera cambios en la velocidad de la señal y esto afecta principalmente a receptores que trabajan en simple frecuencia; los otros errores no afectan en gran magnitud a la señal del GPS, pero afecta la precisión de la posición. Se realizó la eliminación de los diferentes errores aplicando el Algoritmo de Filtro de Kalman; la información generada por los satélites se almacena en formato universal y son los Archivos RINEX del cual se extrae las medidas el código y la fase de la portadora; luego se procede a la descarga de estos archivos de las estaciones receptoras ubicadas en tierra. Con las medidas generadas se realiza la diferenciación en un tiempo estimado generando la señal código menos fase para luego ser filtrada permitiendo obtener la señal corregida. Los valores del tiempo de estabilidad del filtro de Kalman, están en un rango de 300 a 1800 segundos, se observa la disminución de los diferentes errores que afectan los valores de la precisión. Como conclusión se puede mencionar que entre más grande sea el tiempo estimado se produce una mejora en la reducción de los errores de manera gradual con respecto a la señal original; esto se aplica a receptores de simple frecuencia como solución al inconveniente generado en la transmisión de datos. Se recomienda que el filtro debe trabajar con receptores y técnicas de doble frecuencia para mejorar la precisión de posicionamiento del GPS.

Palabras claves: <TECNOLOGÍA Y CIENCIAS DE LA INGENIERÍA>, <TELECOMUNICACIONES>, <COMUNICACIONES INALÁMBRICAS>, <FRECUENCIA>, <FILTRO DE KALMAN>, < SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL (GPS)>, <PSEUDORANGO>, <COMUNICACIÓN POR RADIO FRECUENCIA>.

ABSTRACT

The objective of this work was the development and evaluation of the Kalman filter algorithm to improve the positioning accuracy of the GPS system. The errors that most affect the GPS signal are thermal noise, generated by the ionosphere, troposphere, multipath, this is generated when the signal crosses the layers of the Ionosphere and Troposphere in which changes in signal speed are generated and this mainly affects recipients that work in simple frequency; the other errors do not greatly affect the GPS signal but affect the accuracy of the position. The elimination of the different errors was carried out applying the Kalman Filter Algorithm; the information generated by the satellites is stored in a universal format and they are the RINEX files from which the code and the phase of the carrier are extracted; then it is proceeded to the download of these files from receiving stations located in the land. With the measurements the differentiation is made in an estimated time generating the signal code less phase to be filtered later allowing obtaining the corrected signal. The values of the stability time of the Kalman filter are in a range of 300 to 1800 seconds, the decrease of the different errors affecting the values of the accuracy is observed. As a conclusion it can be mentioned that the larger the estimated time, there is an improvement in the reduction of errors gradually with respect to the original signal; this applies to single frequency receivers as the solution to the inconvenience generated in the transmission of data. It is recommended that the filter should work with receivers and double frequency techniques to improve the accuracy of GPS positioning.

Keywords <TECHNOLOGY AND SCIENCE OF ENGINEERING>, <TECOMUNICATIONS> <WIRELESS COMMUNICATIONS>, <FREQUENCY> <KALMAN FILTER>, <GLOBAL POSITIONING SYSTEM (GPS)>, <PSEUDORANGO> <COMMUNICATION BY RADIO FREQUENCY>

CAPITULO I

1. INTRODUCCIÓN

Hoy en día el desarrollo tecnológico avanza a pasos agigantados, las comunicaciones, localizaciones, entre otras son un punto muy importante para el desarrollo de los sistemas de comunicación digital que su principal característica es tener una buena sincronización tanto emisor como receptor.

La necesidad de mejorar estos sistemas de comunicaciones hace primordial el uso de señales de referencia y estos a su vez utilizan a los sistemas de navegación satelital como por ejemplo el GPS que proporcionan un error pequeño y cubren toda la superficie terrestre permitiendo obtener información de cualquier punto equidistante.

El Sistema de Posicionamiento Global (GPS) que es un sistema de navegación por ondas de radio que fue desarrollado por el Departamento de defensa de los Estados Unidos en el año de 1995; al principio fue creado para aplicaciones militares, pero luego se permitió el uso para personas civiles; este sistema proporciona gran exactitud a los diferentes dispositivos que son usados como estaciones receptoras.

La precisión de la señal GPS es una característica importante usada por los sistemas de comunicación y que a su vez es perturbada por diferentes errores como por ejemplo los errores de orbita, reloj, efemérides, refracción troposférica, refracción ionosférica, interrupción de la señal, ruido térmico, multipath, pérdidas de ciclos, entro otros.

Para poder mejorar esta precisión se ha utilizado diferentes técnicas como el Diferencial de GPS, correcciones en tiempo real, entre otras; que permitió corregir algunos errores que se introducen en la señal GPS, pero no en su totalidad.

El filtro de Kalman es un método de estimación recursiva que permitirá mejorar la precisión y corregir algunos errores que se introducen en la señal GPS se desarrollará e implementará la técnica de Filtro de Kalman, donde se observará una eliminación gradual de estos errores. Para esta técnica se hace la recolección de datos que luego se utilizará en el software de MATLAB que permite realizar el post-proceso, con ecuaciones establecidas.

El desarrollo de este trabajo de investigación, se estructura en 5 capítulos. En el Capítulo I se realiza el análisis del problema de investigación, su situación problemática, introducción, antecedentes, justificación, objetivos generales y específicos, así como el planteamiento de la hipótesis.

En el capítulo 2, se presenta el Estado del arte del GPS y se analizarán todas las definiciones, características, técnicas que están enlistados en algunos trabajos de investigación relacionados con el tema propuesto y las técnicas empleadas para mejorar la precisión de la posición como por ejemplo el Diferencial de GPS, se indicará los formatos en los que puede trabajar cada una de las técnicas empleadas con anterioridad.

En el capítulo 3 se presenta el Estado del arte del Filtro de Kalman y se analizarán todas las definiciones, características, técnicas que están enlistados en algunos trabajos de investigación relacionados con el tema propuesto y las técnicas empleadas para mejorar la precisión de la posición que realiza este filtro.

En el capítulo 4 se indica la metodología a utilizar para el desarrollo del algoritmo que va a funcionar como el Filtro de Kalman, y otros métodos a utilizar para alcanzar lo propuestos, así como la selección de la muestra e instrumentos para la recolección de datos; a continuación en el capítulo 5 se procederá al análisis de las gráficas generadas por el Filtro de Kalman mediante el software de Matlab en donde se podrá observar la corrección que hace este algoritmo sobre las fuentes de errores que afectan la señal GPS; y permitirá ver la mejora que se hace en la precisión de la posición de los dispositivos ubicados en cualquier parte de la superficie terrestre que reciban señales del sistema GPS. Luego se expondrá los criterios y análisis de las conclusiones y recomendaciones producto del estudio realizado anteriormente.

1.1. Problema de Investigación

Planteamiento del Problema

En la actualidad los diferentes errores que afectan la señal GPS como por ejemplo la presencia de la disponibilidad selectiva, ruido térmico, error troposférico, error ionosférico, multipath, ruido, pseudorange y la falta de sincronización entre los relojes del satélite con los receptores, afecta en la precisión de la posición de cualquier receptor que está ubicado en la superficie terrestre.

Una de las técnicas más aplicadas para mejorar esta precisión es el Diferencial de GPS que trata de corregir este problema en el sistema de posicionamiento global GPS, esta técnica trabaja con una red de estaciones fijas que a su vez trabajan con uno o varios receptores de GPS que están ubicados en la tierra, y estos transmiten la señal que posee la diferencia entre las diferentes posiciones indicadas por el sistema de satélites y la posición fija conocida por cada uno de los

satélites. Este sistema diferencial trabaja con dos receptores GPS que se encuentran a una corta distancia uno del otro y el error que presentara uno, en gran probabilidad está presente en la otra estación, es decir que estos errores son correlacionados. Cuando se utiliza uno de los dos receptores como receptor fijo con posición conocida, el otro receptor podrá conocer toda la información acerca del error que está recibiendo de los satélites.

Entre más cercanas se encuentra la estación de referencia al receptor, mayor será la mejora en su precisión; entre más lejos se encuentra el usuario o receptor final de la estación de referencia, más se ira degradando el error y tendrán tiempos diferentes debido a los obstáculos que tendrá que atravesar para llegar de un receptor hacia otro. El otro punto es cuando el usuario o receptor final se encuentra muy alejado de la estación de referencia no se garantiza que la información que reciben provenga de los mismos satélites.

Cuando se realiza la transmisión de correcciones se lo hace por ondas de radio y establecidos en su configuración su tiempo de actualización es aproximado de cinco segundos lo que garantiza una mejora e incremento en la precisión de la posición GPS de 100 metros a 2-3 metros o menos.

Las diferentes técnicas de correcciones diferenciales se lo hacen en post-proceso, donde los datos de la base y del móvil son almacenados durante el levantamiento o ejecución de la petición y al final se descargan en una computadora para realizar la corrección; este proceso es conocido como corrección post-proceso, bastante utilizada en mediciones topográficas.

1.1.1. Formulación del Problema

¿El desarrollo y utilización del Filtro de Kalman permitirá eliminar algunos errores que afecta la señal GPS?

1.1.2. Sistematización del Problema

- ¿El Algoritmo del filtro de Kalman permitirá mejorar la precisión del sistema GPS?
- ¿Qué tipo de técnicas se aplicaron para eliminar estos errores?
- ¿Cuál será el software adecuado para la implantación del Algoritmo del Filtro de Kalman?
- ¿Cómo se puede utilizar este algoritmo para la eliminación de errores que afectan la señal GPS?

1.2. Justificación de la Investigación

La tecnología GPS fue desarrollada a mediados de los años 60 y está avanzando día a día, siendo la precisión el punto más crítico de análisis; los errores más perjudiciales para la señal GPS es el introducido por la troposfera, ruido térmico, multipath, ionosfera, pérdida de la señal los cuales poseen un error aproximado de 30 metros.

Para poder minimizar este tipo de errores se desarrolló la técnica de Diferencial de GPS, la misma que se basa en la diferenciación de las medidas de código y fase de portadora en simple frecuencia permitiendo eliminar algunos de los errores propios de la señal GPS. Otra técnica que se puede emplear para mejorar la precisión de la señal GPS existente es el filtro de Kalman el cual evalúa tres medidas de errores que son el pseudorange, el ruido y el multipath; permitiendo la atenuación de algunos errores producidos en la señal antes mencionada. A las entradas del filtro se utilizará diferentes medidas como el pseudorange, fase de portadora entre otras, las mismas que permitirán hacer el análisis respectivo para mejorar la precisión de la posición del sistema GPS. Esta técnica depende de los tipos de errores a ser filtrados basándose en la diferenciación de las medidas que se obtienen en simple y de doble frecuencia.

El presente proyecto propone realizar un algoritmo que permita simular ser el Filtro de Kalman e identificar el efecto que produce sobre la precisión de las medidas del sistema GPS para mejorar la precisión del mismo.

1.3. Objetivos

1.3.1. Objetivo General

- Desarrollar y evaluar el Algoritmo del filtro de Kalman para mejorar la precisión del posicionamiento GPS.

1.3.2. Objetivos Específicos

- Definir los conceptos del Sistema de Posicionamiento Global y las técnicas de diferenciación de GPS.
- Presentar un desarrollo teórico del Filtro de Kalman.
- Recolectar datos de la estación receptora ubicada en tierra.
- Desarrollar e Implementar el algoritmo del Filtro de Kalman.
- Evaluar los datos Obtenidos con el Filtro de Kalman.

1.4. Hipótesis

- Al desarrollar y evaluar el algoritmo del filtro de Kalman permitirá mejorar la precisión del posicionamiento GPS.

CAPITULO II

2. MARCO TEÓRICO

2.1. GPS (Sistema de Posicionamiento Global)

Según los autores (Eduardo Huerta, Aldo Mangiaterra, 2005)

GPS es un sistema que tiene como objetivo la determinación de coordenadas espaciales de puntos respecto a un sistema de referencia mundial. Estos puntos pueden estar ubicados en cualquier parte de la superficie terrestre, pueden estar en movimiento o estáticos y estas peticiones se solicitan a cualquier momento del día.

Cuando se necesita encontrar la posición de cualquier objeto, el GPS localiza de manera automática y para eso necesita como mínimo 3 satélites; el receptor calcula el tiempo que se demora en llegar la señal al dispositivo, permitiendo de esta manera medir la distancia que hay entre receptor-satélite mediante la triangulación. Una vez obtenida la distancia, se podrá encontrar la posición relativa también se obtiene las coordenadas de cada satélite mediante la señal que emiten, se obtiene las coordenadas de los puntos reales de medición. (Montenegro, 2015, p.4)

2.1.1. Características Técnicas

El sistema GPS se compone de tres segmentos: Segmento de Control, Espacial y Usuario respectivamente.

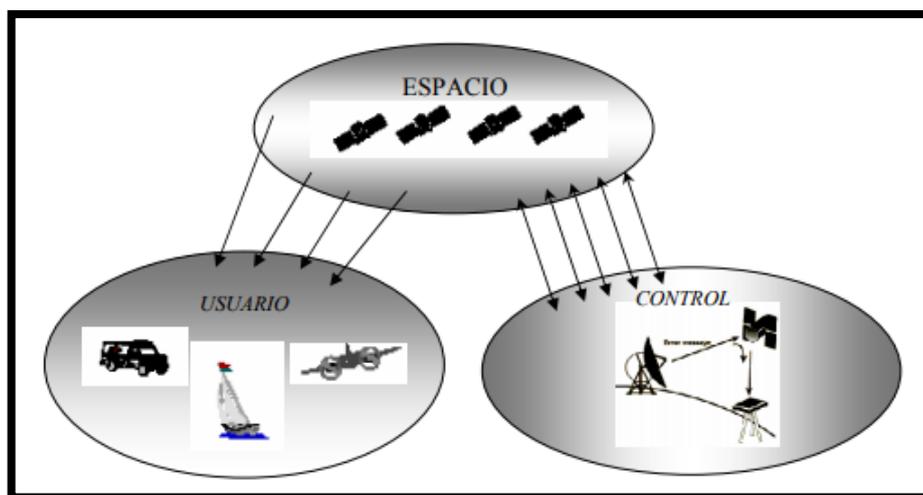


Gráfico 2-1: Segmentos del GPS

Fuente: (Vásquez Rene, 2002, p. 9)

2.1.1.1. Segmento Espacial

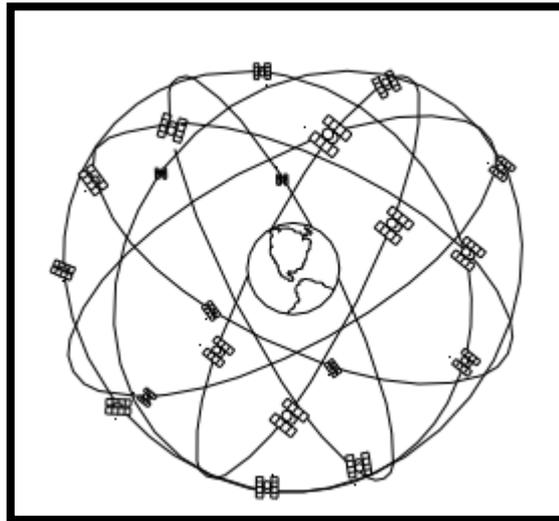


Gráfico 1-2: Segmentos espacial de GPS

Fuente: (Huerta Eduardo Y Otros, 2005, p. 1-5)

Este segmento está compuesto de 24 satélites con trayectorias sincronizadas alrededor del globo terráqueo; estos están repartidos en 6 planos orbitales cada uno con 4 satélites. La energía que utilizan los satélites lo realizan mediante los paneles solares que se encuentran ubicados a los costados. (Giménez, 2010, p.4)

Tabla 2-1: Características de los satélites

Características de los satélites	
Altitud	20.200 km
Periodo	11 h 56 minutos
Inclinación	55° (Respecto a la línea Ecuatorial)
Vida Útil	7,5 años
Utilizan paneles solares y baterías de Ni-cad	

Fuente: (Giménez Tamara, 2009, p. 4)

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

2.1.1.2. Segmento de Control



Gráfico 2-3: Segmento de control

Fuente: (Huerta Eduardo y Otros, 2005, p. 1-5)

Este segmento se refiere a las estaciones terrestres las que envía información de control a los satélites para controlar sus orbitas y hacer el mantenimiento de la constelación; estas son estaciones de control autónomas ubicadas en todo el mundo. Estas estaciones monitorean las orbitas y junto con las señales de corrección generadas por los satélites pueden activar o desactivar los satélites según la necesidad de mantenimiento. Existen una estación principal, cuatro antenas y cinco estaciones de seguimiento. (Giménez, 2010, p.5)

Las estaciones están ubicadas en:

- Colorado Springs (EUA)
- Isla Ascensión (Atlántico Sur)
- Diego García (Indico)
- Kwajalein (Pacífico Oriental)
- Quito (Ecuador)
- Buenos Aires (Argentina)
- Hermitage (Inglaterra)
- Bahrein (Golfo Pérsico)
- Smithfield (Australia) (Huerta, Mangiaterra, 2005, p.1-9)

2.1.1.3. Segmento de Usuario

Este segmento está constituido por los instrumentos utilizados para la recepción de la señal emitida por el satélite. Estos instrumentos utilizados son una antena y un receptor.

- La antena está conectada por un cable al receptor o en otros casos forman una sola unidad.
- El receptor consta de 10 a 12 canales que permiten recibir y procesar la señal emitida por cada satélite. (Huerta, Mangiaterra, 2005, p.1-11)

2.1.2. Cálculo de la Posición

Para realizar el cálculo de la triangulación usado por el sistema GPS se debe hacer el cálculo de la posición respecto a 4 satélites diferentes.

GPS emplea un método para calcular su posición mediante el Tiempo de Arribo (TOA) que es el tiempo que toma la señal en viajar desde el trasmisor hasta el receptor y la velocidad de la señal que va desde el satélite al receptor. La velocidad de la señal es semejante a la velocidad de la luz ($3 * 10^8$ m/s) por el medio de propagación. (Shimabuko, 2010, p.27)

Se halla un lugar geométrico:

TOA= Tiempo de arribo – Tiempo de transmisión

Primero se halla un lugar geométrico (esfera) en donde se ubicará el receptor con respecto al satélite.

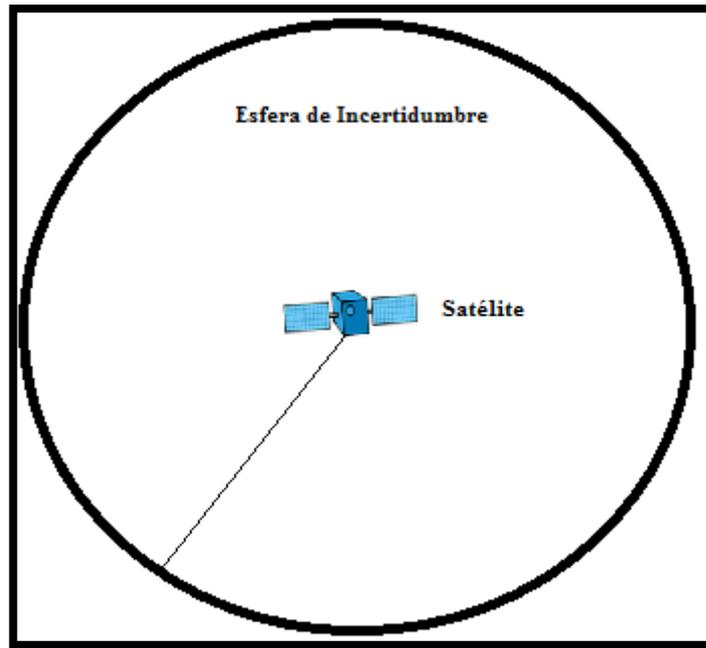


Gráfico 2-4: Determinación de la posición con respecto a un satélite

Fuente: (Shimabuko Antonio, 2010, p. 27)

Luego se calcula la posición con respecto a dos satélites se forma un lugar geométrico más limitado en este caso sería un círculo, el cual se muestra en la figura siguiente:

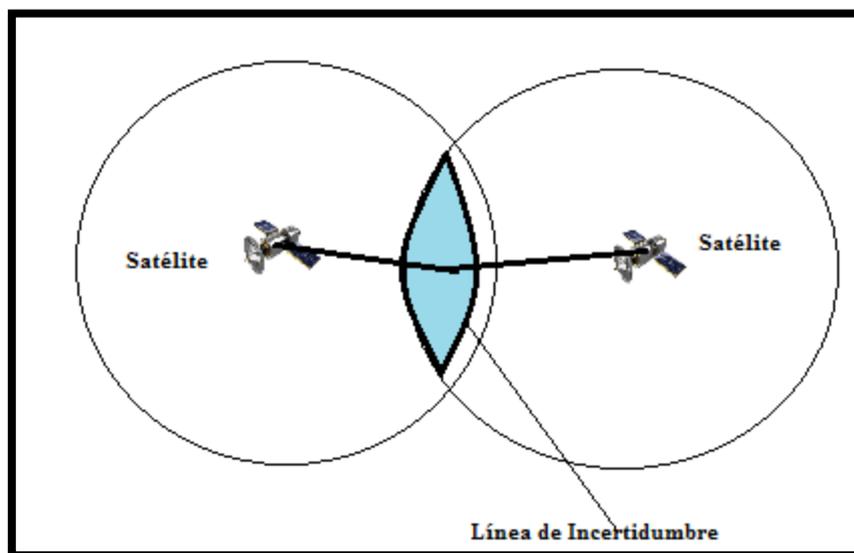


Gráfico 2-5: Determinación del lugar geométrico de la posición

Fuente: (Shimabuko Antonio, 2010, p. 28)

Para la ubicación de la posición de cualquier dispositivo ubicado en tierra (receptor) se usa un tercer satélite con lo que se obtendrá una solución de dos puntos de los cuales será fácilmente eliminado, como se muestra en la figura siguiente: (Shimabuko, 2010, p.28)

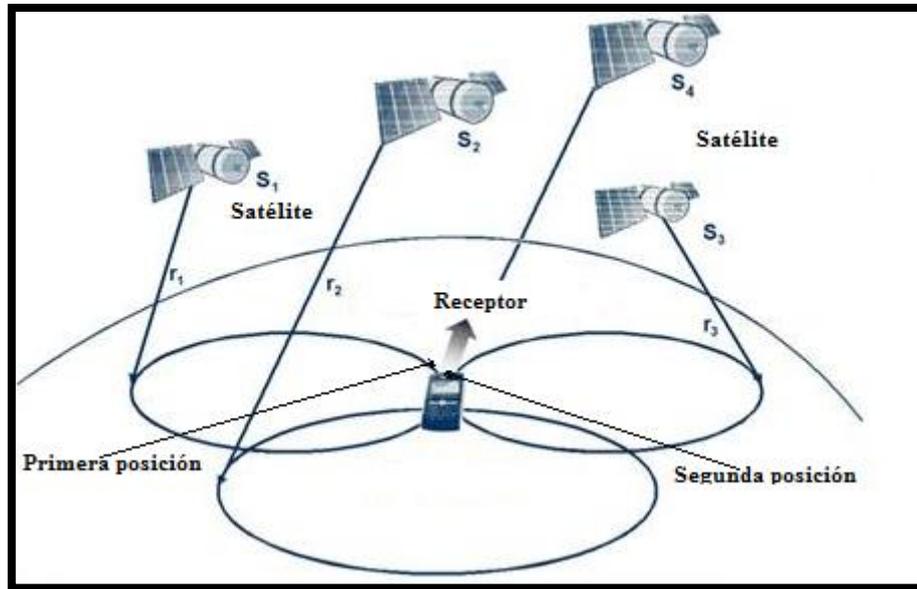


Gráfico 2-6: Determinación de la posición por medio de la triangulación

Fuente: (Shimabuko Antonio, 2010, p. 28)

Para que la fórmula TOA se aplique y no se introduzcan errores, el transmisor y el receptor deben estar sincronizados de tal forma que tengan los mismos valores. En la realidad esto no ocurre porque los relojes atómicos de los satélites poseen un costo muy elevado para los sistemas de recepción; por lo cual se introduce un pequeño error representado en la figura siguiente: (Shimabuko, 2010, p.29)

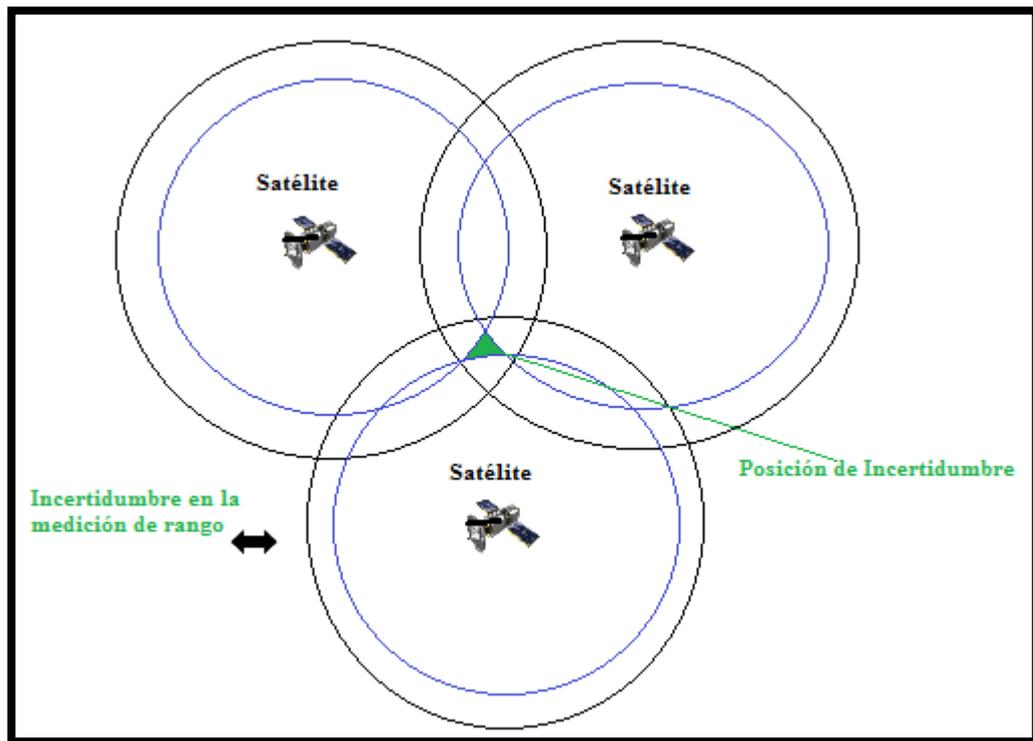


Gráfico 2-7: Determinación de la posición por medio de la triangulación

Fuente: (Shimabuko Antonio, 2010, p. 29)

El sistema GPS usa la técnica de triangulación para así obtener la posición del receptor ubicado en tierra se necesita la presencia de un cuarto satélite para la ubicación exacta del receptor, con la información de los cuatro satélites se puedan realizar las correcciones y estimaciones a un valor más exacto de la posición. (Shimabuko, 2010, p.29)

2.1.2.1. Ecuaciones del cálculo de la Posición

El Principio de Triangulación es el usado por el GPS para calcular una posición. Éste consiste simplemente en el conocimiento de la posición del instrumento respecto a cuatro satélites diferentes, lo explicamos a continuación detenidamente. (Giménez, 2010, p.8)

El receptor calcula el tiempo que ha tardado en llegar la señal emitida por el satélite, y conociendo la velocidad de propagación de la señal, éste determina una esfera dentro de la cual está su posición necesariamente. Como todos sabemos para ello simplemente hace uso de la fórmula que nos dice que la distancia es igual a la velocidad por el tiempo empleado. Si calcula la ecuación de una esfera alrededor de cada satélite, la intersección de todas ella determina la posición real del receptor. Es por ello que cuantos más satélites haya obtendrá una mayor precisión. Se llama Trilateración Satelital. (Giménez, 2010, p.8)

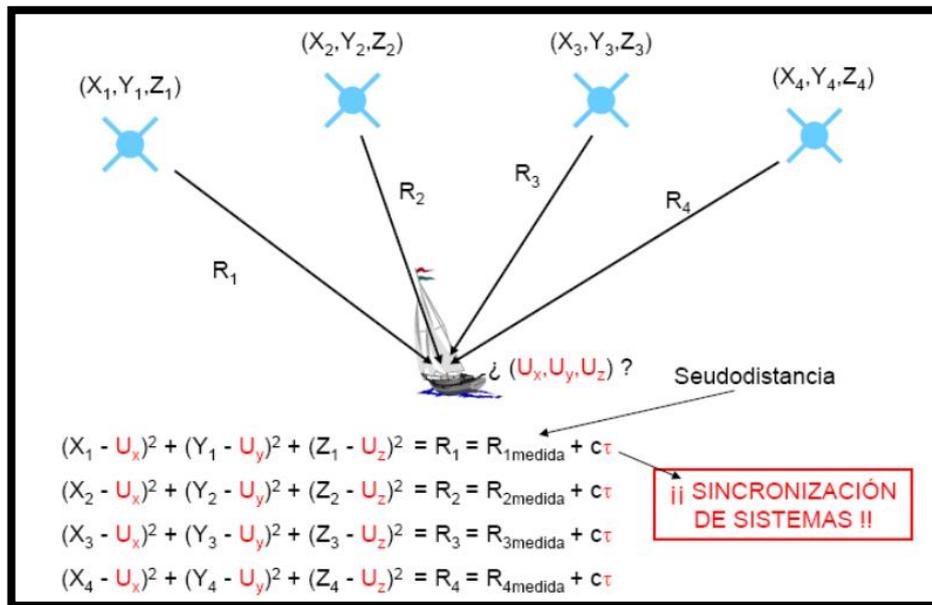


Gráfico 2-8: Ecuaciones de posición

Fuente: (David García, 2008. p.12)

2.1.3. Servicios de GPS

2.1.3.1. El Servicio de Posicionamiento Preciso (PPS)

- El PPS es un servicio de tiempo, velocidad y posición exacta el cual está disponible solamente para usuarios autorizados. El PPS está enfocado a propósitos militares. (Domínguez, Rodríguez, 2015)
- EL PPS está especificado para proveer un probable error esférico de 16 metros, 50% de exactitud de posicionamiento en 3-D y 100 nanosegundos de precisión en tiempo (UTC) de transferencia para usuarios autorizados. (Domínguez, Rodríguez, 2015)
- Este servicio es aproximadamente igual a 37 metros de error esférico, 95% de exactitud de posicionamiento en 3-D y 197 nanosegundos bajo condiciones típicas de operación del sistema. (Domínguez, Rodríguez, 2015)
- El servicio PPS puede alcanzar 0.2 metros por segundo en exactitud de velocidad en 3-D, pero esto depende del tipo de receptor. El acceso al PPS es controlado por dos características usando técnicas de criptografía. (Domínguez, Rodríguez, 2015)

- En este servicio es utilizado el código P reservado para uso militar y usuarios civiles autorizados. La secuencia se repite cada 266 días (38 semanas) y a cada satélite se le asigna una porción semanal de este código que se denomina secuencia PRN. Su velocidad es de 10 Mbps, lo que supone una longitud de onda equivalente de 29.31 m, 10 veces menor que el código C/A y se modula sobre ambas portadoras L1 y L2.

2.1.3.2. El Servicio de Posicionamiento Estándar (SPS)

- Los receptores SPS pueden alcanzar aproximadamente 337 nanosegundos precisión en tiempo de transferencia. El SPS es proyectado para propósitos civiles y militares. La exactitud de este servicio se puede degradar en épocas de emergencia nacionales, para esto existe el código C/A que no permite la degradación de la señal y su precisión es de 20 a 40m. (Ayala, 2012, p.52)

El Código C/A Que es utilizado en este servicio se llamado también código civil. La secuencia se repite cada milisegundo y su velocidad es de 1 Mbps, lo que supone una longitud de onda igual a 293.1 m. Se modula únicamente sobre L1. Su función es permitir determinar el tiempo invertido por la señal en recorrer la distancia entre el satélite y el receptor.

2.1.4. Señal GPS

Existe dos señales portadoras en la señal GPS las cuales suelen ser moduladas.

Estas señales tienen un cierto número de componentes basadas en las frecuencias fundamentales de 10,23 MHz; los satélites transmiten dos señales de radio en la banda L, conocidas como frecuencias fundamentales L1 y L2. (Romo, 1996, p.38)

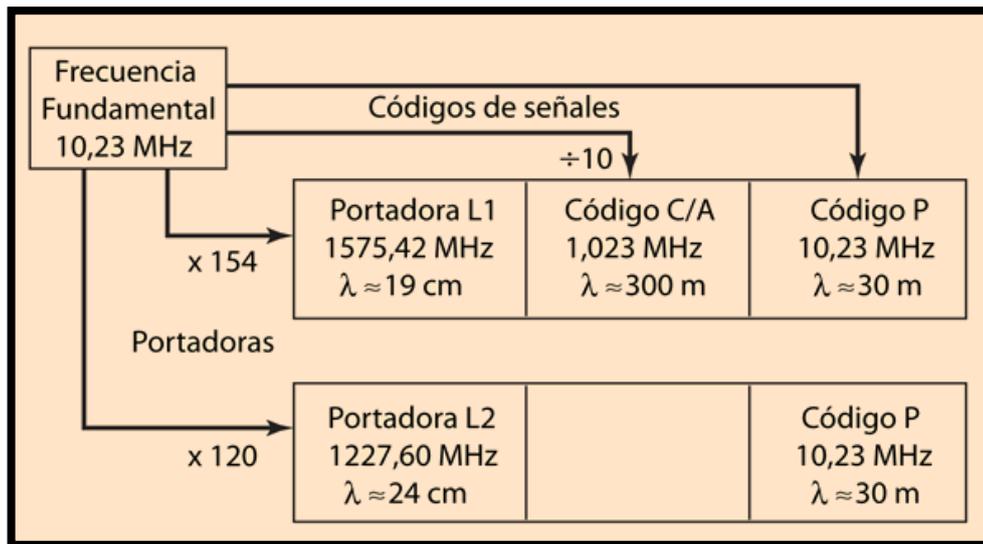


Gráfico 2-9: Estructura de la señal GPS

Fuente: (M Olmo R Nave, 2008. p.4)

- $L1 = 154 \cdot 10,23 = 1575,42 \text{ MHz}$

La señal L1 posee una modulación binaria bifásica 2-PSK que sirve para formar la señal GPS; y la portadora L1 es modulada en BPSK tanto por el código P y el código C/A, los que poseen un desfase de 90° .

La señal de frecuencia L1 (t) transmitida por los satélites será:

$$L1(t) = A_p P_i(t) D_i(t) \cos[\omega_1 t + \phi(t)] + A_c G_i(t) \sin[\omega_1(t) + \phi(t)]$$

Donde:

$A_p =$ Constante de amplitud del código P

$A_c =$ Constante de amplitud del código C/A

$P_i(t) =$ Código P para el i-esimo satélite, en el tiempo con amplitud ± 1 (NRZ)

$D_i(t) =$ Mensaje de navegación, en el tiempo de 50 bps con amplitud ± 1 (NRZ) para el i-esimo satélite

$G_i(t) =$ Código C/A para el i-esimo satélite, en el tiempo con amplitud ± 1 (NRZ) para el i-esimo satélite

$\omega_1 =$ $2\pi L1$ es la frecuencia angular de la portadora L1

$\phi(t) = \pi n(t)$ es el corrimiento de fase

$n(t) =$ Toma el valor 1 cuando $P_i(t) D_i(t) = -1$ y 0 cuando $P_i(t) D_i(t) = +1$

- $L2 = 120 * 10.23 = 1227.60$ MHz

La señal L2 es modulada por el código P, se puede cambiar al código C/A por comandos enviados por las estaciones terrenas de control. La señal L2 es representada por:

$$L2(t) = B_p P_i(t) D_i(t) \cos[\omega_2(t) + \phi(t)]$$

Donde:

$B_p =$ Constante de amplitud del código P

$P_i(t) =$ Código P para el i-esimo satélite, en el tiempo con amplitud ± 1 (NRZ) sincronizado con el código P de L1

$D_i(t) =$ Mensaje de navegación de 50 bps con amplitud de ± 1 (NRZ) para el i-esimo satélite

$\omega_2 =$ $2\pi L2$ es la frecuencia angular de la portadora L2

$\phi(t) =$ $\pi n(t)$ es el corrimiento de fase

$n(t) =$ Toma el valor 1 cuando $P_i(t) D_i(t) = -1$ y 0 cuando $P_i(t) D_i(t) = +1$

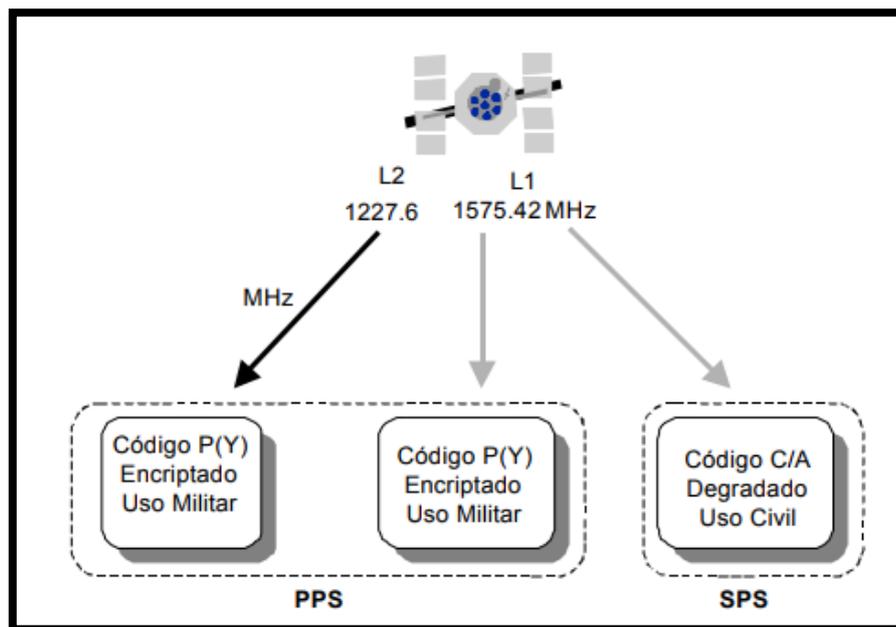


Gráfico 2-10: Servicios del sistema GPS

Fuente:(Ana Pozo, 2001, p.49)

2.1.4.1. Código de Ruido Seudo-Aleatorio

Estos códigos son utilizados para el espectro expandido por el GPS son generados mediante el algoritmo específico, estos son generados de manera simultánea por los satélites y los receptores con el propósito de medir el seudo-rango entre estos dos a partir de los retardos de tiempo que sufren la señal en su trayecto. (Romo, 1996, p.38).

2.1.4.2. Código C/A

Este código es relativamente pequeño de 1023 bits con un milisegundo de duración, teniendo un ritmo de transmisión de 1023Mbps; por los diferentes satélites. (Romo, 1996, p.38)

2.1.4.3. Código P

Este código se generó al mismo tiempo que el código C/A donde se utilizan cuatro registros de desplazamiento con realimentación de los cuales tiene doce celdas. (Romo, 1996, p.41)

2.1.4.4. Código Y

Produce una secuencia seudo-aleatoria similar al código P, y este se puede utilizar en vez del código P, generando una ecuación discreta mientras que la ecuación del código P es conocida. Este código es exclusivamente de uso militar por los Estados Unidos impidiendo que se genere información falsa que puede ser generada por estaciones enemigas con el propósito de degradar las señales anti-spoofing. (Romo, 1996, p.43)

2.1.4.5. Código de la Portadora

La medición realizada por el receptor GPS es el tiempo de transito de la señal de un satélite al receptor. El tiempo de transito se mide como la cantidad de cambios de tiempo que son requeridos para alinear la réplica de código C/A generada por el receptor con la señal que es recibida por el satélite. Este tiempo de transito esta sesgado porque los relojes del receptor y del satélite no están sincronizados. (Bonifaz, 2017, p.23)

Cada satélite genera su propia señal de acuerdo con el reloj que este abordo y el receptor genera la réplica de la señal de acuerdo a su propio reloj. Este tiempo de transito multiplicado por la velocidad de la luz en el vacío da el intervalo sesgado llamado pseudorange. (Bonifaz, 2017, p.24)

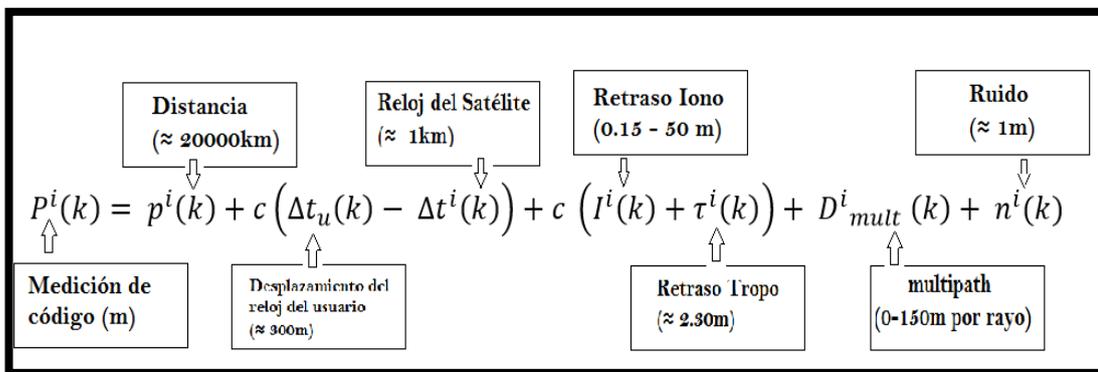


Gráfico 2-11: Modelo de la medición de código

Fuente:(Ihlenfeldt Mauricio, 2005, p.22)

2.1.4.6. Fase de la Portadora

Existe una medida mucho más precisa que la medida de código es la medida de la fase de portadora que se genera mediante la diferencia entre la señal portadora generada por el receptor y la generada por el satélite en el instante de la medición. La señal recibida en cualquier instante puede estar relacionada con la fase del satélite en el momento de la transmisión siendo el tiempo de tránsito, este tiempo es una medida indirecta y ambigua de la señal. (Navarro, 2004, p.59)

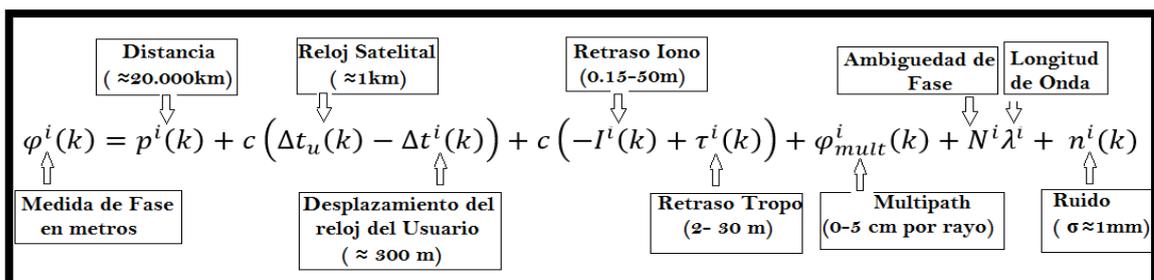


Gráfico 2-12: Modelo de la medición de fase de portadora

Fuente: (Ihlenfeldt Mauricio, 2005, p.23)

Tanto la medida de fase de código como la de fase de portadora poseen las mismas fuentes de error, generando una gran diferencia entre las dos medidas, la fase de código proporciona un pseudorango equivocado mientras que la fase de portadora proporciona datos del pseudorango más preciso. (Puglia, 2012, p.27)

Esta se basa en el cálculo de la diferencia matemática entre las fases generadas por las señales reales y sus réplicas. Para toda señal **S** emitida por la satélite **j** al receptor **A** y por ende para su réplica **S'**, las fases de onda son calculadas respectivamente por las expresiones siguientes: (Puglia, 2012, p.27)

$$\phi_A^{GPS,j} = f * T^j + \alpha^j$$

Y

$$\phi_{0,A} = f * T_A + \alpha_A$$

Donde:

$\phi_A^{GPS,j}$	Fase emitida por el satélite j al receptor A
$\phi_{0,A}$	Fase emitida por el receptor a (réplica)
T^j, T_A	Tiempo medido por el satélite y el receptor respectivamente
α^j, α_A	Errores instrumentales (retraso de la señal)

Su diferencia se dará como:

$$\phi_A^j = \phi_{0,A} - \phi_A^{GPS,j} + N_A^j$$

$$\phi_A^j = f(T_A + T^j) + (N_A^j - \alpha^j + \alpha_A)$$

ϕ_A^j Diferencia de fase

N_A^j Numero entero de osciladores generadas por la onda en el trayecto (ambigüedad de fase enteras)

O, multiplicando por la longitud de onda nominal, $\lambda = c/f$

$$L_A^i = \lambda \phi_A^j$$

$$L_A^j = c (T_A - T^j) + \lambda(N_A^j - \alpha^j + \alpha_A)$$

$$L_A^j = P_A^j + b_A^j$$

$$L_A^j = \sqrt{(x^s - x_r)^2 + (y^s - y_r)^2 + (z^s - z_r)^2} + c\delta t_r - c\delta t^s + b_A^j$$

Donde:

L_A^i	Diferencia de fase (Ecuación principal de observación)
x^s, y^s, z^s	Coordenadas cartesianas del satélite
x_r, y_r, z_r	Coordenadas cartesianas del receptor
C	Velocidad de propagación de la onda (velocidad de la luz)
$c\delta t^s$	Error de sincronización en el reloj del satélite
$c\delta t_r$	Error de sincronización en el reloj del receptor
b_A^j	Termino (no entero) de ambigüedad o phase bias

Como se puede observar en las ecuaciones resultantes de las mediciones de código y fase de portadora en gran parte son similares se distinguen por la presencia del término de ambigüedad.

De esta manera, si el receptor posee visibilidad completa hacia el satélite emisor de la señal, su término de ambigüedad no cambiará durante todo el posicionamiento, caso contrario se generará la pérdida de la señal y será necesario recalculer su valor para el nuevo intervalo.

Este proceso es de suma importancia si se desea conocer con precisión la posición del objeto en estudio. (Pilapanta, 2013, p.21)

2.1.5. Fuente de Errores de la Señal GPS

Un receptor GPS para calcular su posición requiere en primer lugar calcular la posición del satélite, el retraso que sufre esta señal y esto se origina por diferentes errores que afectan dicha señal y esto se menciona a continuación:

- **Error Ionosférica.** - Es el error que más afecta la señal de radio empleadas por los sistemas GPS y son transmitidas desde el satélite hacia el receptor pasando por las capas de la ionosfera y troposfera terrestre. Este error modifica la velocidad de la señal de radio cuando atraviesa esta capa, esta modificación en la señal se conoce como el retraso de la señal hacia el receptor; cuando se calcula la distancia satélite-receptor este valor es incorrecto, porque se aplica el valor de la velocidad de la luz. (Pozo, 2001. p, 49)

Para solucionar este problema se lo realiza mediante la predicción para ver la variación de la velocidad de un medio, para condiciones ionosférica y aplicar ese factor de corrección a todas las mediciones. Esta solución es la adoptada por la mayoría de los receptores. (Pozo, 2001. p, 49)

- **Imprecisión en los relojes de los satélites.** - Los relojes atómicos de los satélites presentan pequeñas variaciones a pesar de su control. (Pozo, 2001. p, 49)

- **Errores en el Receptor.** - Los relojes de los receptores son menos precisos que los relojes de los satélites; estos pueden generar un redondeo inadecuado en el cálculo de la órbita o la interferencia eléctrica pueden ocasionar correlaciones erróneas de los códigos pseudoaleatorios. Cuando el error es grande es más fácil detectarlo mientras que, cuando es pequeño es difícil su detección (Pozo, 2001. p, 49)

- **Error de Efemérides.** - Las efemérides son las predicciones de la posición actual de los satélites; cuando existe errores en el cálculo de la posición este valor es erróneo. (Pozo, 2001. p, 49)

- **Interferencia “Disponibilidad Selectiva S/A”.** - La precisión del sistema GPS se ve degradada de manera intencionada por el DoD de los Estados Unidos, la función es denegar la posición de GPS, introduciendo errores en los relojes de los satélites y el código enviado hacia el receptor. (Pozo, 2001. p, 49)

- **Error de Multipath o (Rutas Multitrayectos).** - Las señales transmitidas por los satélites pueden sufrir reflexiones antes de llegar al receptor; esto no se atribuye a los receptores menos a los satélites; este error es muy difícil modelar o manipular porque depende del entorno donde se encuentra la antena receptora. (Pozo, 2001. p, 49)

Tabla 1-2: Errores del sistema GPS

Errores del GPS	
Fuente	Error
Ionosfera	± 5 m
Efemérides	± 2,5 m
Reloj del Satélite	± 2m
Distorsión Multibandas	± 1m
Troposfera	± 0,5m
Errores Numéricos	± 1m

Fuente: (Giménez Tamara, 2009, p. 12)

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

2.1.6. *Archivo Rinex*

Los datos GPS de observación y recopilación hecha por el receptor, normalmente se almacena en un formato binario específico que era reconocido solo por los programas ofrecidos por el fabricante. (SIERRA, 2009, p.14)

RINEX (Receptor de Cambio Independiente) es un formato de fichero de texto ideado para almacenar de forma estandarizada medidas proporcionadas por el sistema de navegación: GPS, GLONASS, EGNOS, WAAS o GALILEO en el año 1989. (HERNÁNDEZ-PAJARES, 2001, p.183)

El archivo RINEX se basa en la mayoría de software GPS empleando lo siguiente:

- La medida de la portadora de fase en una o dos frecuencias (L1 o L1, L2).
- Las medidas de pseudorange.
- El tiempo obtenido en el instante de validar las medidas de fase y código. (Sierra, 2009, p.15)

Esto hace que la mayoría de la información que recogen los receptores sea innecesaria, pues únicamente con estos tres observables y alguna información adicional relativa al estacionamiento (altura de la antena, nombre de la estación, etc.) sería suficiente. (Sierra, 2009, p.15)

El RINEX implica que los datos binarios de cada receptor pueden ser transformados a formato independiente universal ASCII7 durante el proceso de descarga, así permite que otro tipo de software intercambie información con otros receptores. Dado que los datos binarios difieren de cada receptor es necesario que cada proveedor de software GPS genere un intérprete para este formato.

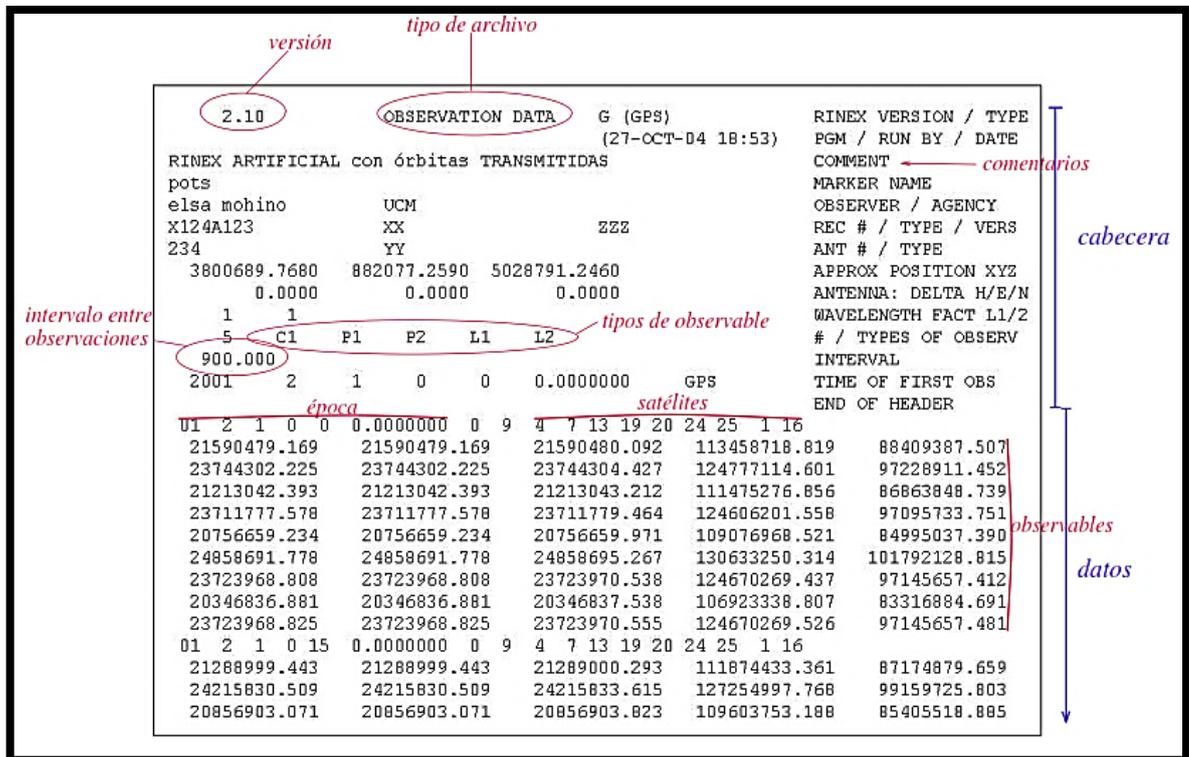


Gráfico 2-13: Archivo RINEX

Fuente: (MOHINO HARRIS, ELSA, 2006, p. 60)

2.1.6.1. Nomenclatura del Fichero Rinex

“ssssdddf.yy”

Donde:

- Los primeros 4 caracteres (ssss) establecen la identificación de la base
- Los tres siguientes (ddd) indican el día del año (365 días) base El octavo carácter (f) indica el número de sección base (Tejada, 2016)
- 0: archivo de una sección de 24 horas (caso de las EP)
- a-x: archivo de una sesión de una hora determinada (a= 0h, x= 24h)

- Los dos primeros caracteres de la extensión (yy) corresponden con el año actual base.
- El ultimo carácter (t) denota el tipo de fichero (n: navegación GPS, o: observación, g: navegación GLONASS, d: para ficheros de observación con compresión Hatanaka, m: para ficheros de datos meteorológicos y h: mensajes de navegación de carga útil geostacionaria GPS). (Tejada, 2016, p. 47-49)

El formato RINEX tiene las siguientes características:

Formato ASCII, con un máximo de 80 caracteres por registro.

- Archivo de Datos de Observación
- Archivos de mensajes de Navegación
- Archivo de datos Meteorológicos
- Archivo de Mensajes de navegación de GLONASS

Cada archivo RINEX posee una cabecera y una sección de datos, esta cabecera contiene la información general del fichero de la estación, el receptor o la antena; la sección de datos contiene datos referentes al tipo de archivo. (Sierra, 2009, p.16)

2.1.6.2. Clasificación de los Archivo Rinex

2.1.6.2.1. Archivo Rinex de Observación

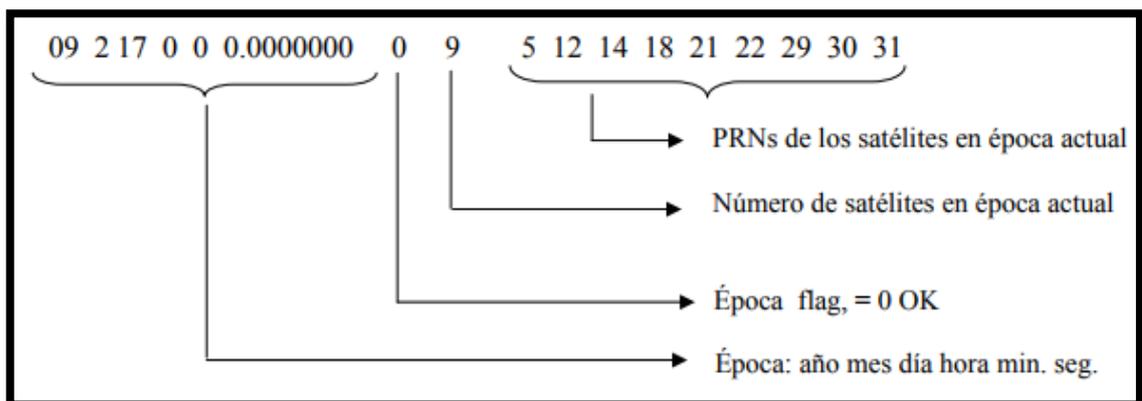


Gráfico 2-14: Nomenclatura del archivo Rinex de observación

Fuente: (Navarro Juan José, 2004)

Este fichero puede ser de cuatro tipos según el sistema satelital del que provengan, tipo R corresponde al sistema GLONASS, el S pertenece al sistema GEO, el T pertenece al sistema NNSS, el M es mixto y G corresponde al sistema GPS. (SIERRA ANA, 2009, p. 16)

En este archivo se almacena las medidas de pseudorange, fase, efecto Doppler y el SNR (es la medida de calidad con la que la señal llega del satélite al receptor). (SIERRA ANA, 2009, p. 16)

En el caso del pseudorange se aceptan tres tipos de medidas, C1 (es el código C/A sobre la frecuencia L1), la P1 (código precise en L1), P2 (código P en L2); la fase también posee dos códigos en la frecuencia L1 y frecuencia L2; para el efecto Doppler también se emplea dos medidas D1 y D2 sobre sus respectivas frecuencias. En el caso del SNR también se encuentran dos tipos de medidas S1 en la frecuencia L1 y el S2 para la frecuencia L2. (SIERRA ANA, 2009, p. 16)

-5347357.75005	23083651.83605	-3892380.34646	23083650.91846	→ Obs. para 5
-1488001.42112	24186925.60902	-1152476.67117	0.00000	→ Obs. para 12
-5161226.84505	23857829.78105	-3911120.20246	23857827.88746	→ Obs. para 14
-16752308.50807	21128989.93007	-13928730.26248	21128987.27748	→ Obs. para 18
-19411992.22507	21306258.94507	-15109303.16248	21306256.66848	→ Obs. para 21
-15730344.07107	21735031.68007	-12249622.36548	21735027.93448	→ Obs. para 22
-2021576.33705	24426307.66405	-1568935.05908	0.00000	→ Obs. para 29
-15197332.92707	21482286.18807	-11693665.11648	21482284.70748	→ Obs. para 30
-18263994.86507	20985816.04707	-14225496.93009	0.00000	→ Obs. para 31

┌──────────┐	┌──────────┐	┌──────────┐	┌──────────┐	
↑	↑	↑	↑	
L1 (ciclos)	C1 (metros)	L2 (ciclos)	P2 (metros)	

Gráfico 2-15: *Parámetros del archivo Rinex de observación*

Fuente: (Navarro Juan José, 2004)

El archivo de observación consiste en una cabecera al principio del fichero que incluye información adicional sobre la estación y el receptor para realizar el post-proceso de los datos con los observables que contienen. (BOSSLER JOHN, 2002, p. 195)

Tabla 2-3: Características del fichero rinex de observaciones

Etiqueta de la Cabecera	Descripción
RINEX VERSION / TYPE	Versión de RINEX / Tipo de Fichero
	"o" observación
	Sistemas de Satélite

	<p>G o vacío: GPS</p> <p>R: GLONASS</p> <p>T: NWSS Transit</p> <p>M: Mixto</p>
PGM / RUN BY / DATE	<input type="checkbox"/> Programa que crea este fichero
	<input type="checkbox"/> Agencia que crea este fichero
	<input type="checkbox"/> Día de creación del fichero
COMMENT	Comentario
MARKER NAME	Nombre del punto de Observación
MARKER NUMBER	Número del Punto de Observación
OBSERVER AGENCY	<input type="checkbox"/> Nombre del Observador
	<input type="checkbox"/> Agencia o Institución que observa
REC # TYPE VERS	<input type="checkbox"/> Numero
	<input type="checkbox"/> Tipo
	<input type="checkbox"/> Software usado por el receptor
ANT #	<input type="checkbox"/> Numero
TYPE	<input type="checkbox"/> Tipo de Antena
APPROX POSITION XYZ	Posición absoluta aproximada del punto en la última época en X Y Z
ANTENNA: DELTA H E N	<input type="checkbox"/> Altura de la antena
	<input type="checkbox"/> Excentricidades relativas al este
	Al norte (m)
WAVELENGTH FACT L1/2	Factores para L1 y L2
	<input type="checkbox"/> 1: Ciclos enteros completos
	<input type="checkbox"/> 2: Medio ciclo
# / TYPES OF OBSERV	<input type="checkbox"/> 0 en L2: Solo una frecuencia L1
	Números de observables / tipos diferentes de observaciones
	Tipos de Observables
	<input type="checkbox"/> L1, L2: Fase medida para L1 y L2
	<input type="checkbox"/> C1: Falsa distancia usando el código C/A en L1
	<input type="checkbox"/> P1, P2: Falsa distancia usando el código P para L1 y L2
<input type="checkbox"/> D1, D2: Frecuencia Doppler en L1 y L2	
<input type="checkbox"/> T1, T2: Señal Doppler transit integrada 150 kHz (T1), 400 kHz (T2)	

	Unidades
	Fase: ciclos enteros
	Falsa distancia: (metros)
	Doppler: (Hz)
	Transit: ciclos
INTERVAL	Intervalo de observaciones (épocas) en s
TIME OF FIRST OBS	Tiempo de la primera época de grabación (4 dígitos para el año, mes, día, hora, minutos y segundos)
	Ejemplo:
	1990 3 24 13 10 36.000000
TIME OF LAST OBS	Tiempo de la última época de grabación (4 dígitos para el año, mes, día, hora, minutos y segundos)
	Ejemplo:
	1990 3 24 13 10 36.000000
LEAP SECONDS	Salto de segundos entre épocas en segundos
PRN	Pseudo-Rango-Noise (número de satélite)
# OF OBS	Numero de observaciones para cada tipo de observaciones indicadas en #
	TYPES OF OBSERV
	Para cada satélite se repite este registro
END OF HEADER	Final de la Cabecera
Registro de Observación	Descripción
EPOCH	Época
	Año mes día hora min seg
	Epoch Flag:
	0: OK
	1: falla de sincronización entre la época anterior y la actual
	>1: event flag
	Numero de satélite en la época actual
	Lista de PRNs (número de los satélites)
	Desfase del reloj del receptor
Observaciones	Cada satélite repite un valor para cada tipo de observación
	Los espacios en blanco o escritos 0.0 indican observaciones perdidas.

Fuente: (Navarro, Juan José, 2004)

2.1.6.2.2. Archivo Rinex de Navegación

Este archivo contiene los datos orbitales, los parámetros del reloj y la predicción de las medidas de pseudorange de los satélites observados; su cabecera puede contener mensajes de navegación como los parámetros de modelo ionosférico para aparatos de una sola frecuencia y términos de correcciones con el tiempo GPS. Una gran parte de este fichero tiene un formato ARGO de la NGS. (Sierra, 2009, p.16)

Se transmite un régimen binario de 50 bps y se tarda 12.5 min en enviarlo completamente.

En la cabecera del fichero se detalla lo siguiente: N para el sistema GPS, G para el sistema GLONASS y H para el sistema SBAS de navegación, así como los parámetros de la ionosfera; en su cuerpo se detalla los datos sobre PRN, el tiempo del satélite, la época y la predicción de cada orbita. (Sierra, 2009, p.16)

Tabla 2-4: Características del fichero rinex de navegación

Etiqueta de la Cabecera	Descripción
RINEX VERSION / TYPE	<p>Versión de RINEX / Tipo de Fichero</p> <p>“n” navegación</p> <p>Sistemas de Satélite</p> <ul style="list-style-type: none"> • G o vacío: GPS • R: GLONASS • T: NWSS Transit • M: Mixto
PGM / RUN BY / DATE	<ul style="list-style-type: none"> • Programa que crea este fichero • Agencia que crea este fichero • Día de creación del fichero
COMMENT	Comentario
ION ALPHA	Parámetros Ionosféricos A0-A3 del almanaque
ION BETA	Parámetros Ionosféricos B0-B3 del almanaque

DELTA –UTC: A0, A1, T, W	<p>Parámetros del almanaque para calcular el tiempo en el sistema UTC:</p> <p>A0, A1: Términos del polinomio</p> <p>T : Tiempo de referencia para datos UTC</p> <p>W : Número de la Semana UTC de referencia</p>
LEAP SECONDS	Salto de segundos entre épocas en segundos
END OF HEADER	Final de la cabecera
Registro de Observación	Descripción
PRN EPOCH SV CLK	<p>Número PRN del satélite / Época (año mes día hora min.seg.)</p> <ul style="list-style-type: none"> SV desviación del reloj del satélite [s] SV Deriva del reloj del satélite [s/s] SV Período de deriva [s/s²]
TRANSMISION DE LA ORBITA 1	<ul style="list-style-type: none"> IODE Edad de las efemérides (s) Corrección Crs [m] Delta n: Diferencia media de movimiento [rad / s]. MO: Anomalía media [rad].
TRANSMISION DE LA ORBITA 2	<ul style="list-style-type: none"> Corrección Cuc (rad) e: Excentricidad de la órbita del satélite Corrección Cus (rad) Sqrt (A) Raíz cuadrada del semieje mayor ($m^{1/2}$)
TRANSMISION DE LA ORBITA 3	<ul style="list-style-type: none"> Toe: Tiempo de las efemérides (segundos de semana GPS) Corrección Cic (rad) Ascensión recta del Nodo de longitud ascendente (OMEGA) (rad) Corrección Cis (rad)
TRANSMISION DE LA ORBITA 4	<ul style="list-style-type: none"> io: Inclinación (rad) Corrección Crc (m)

	<ul style="list-style-type: none"> • Argumento del perigeo (rad) • Variación del nodo de longitud (OMEGA DOT) (rad / s)
TRANSMISION DE LA ORBITA 5	<ul style="list-style-type: none"> • Variación del cambio de inclinación (IDOT) (rad / s) Códigos en el canal L2 • Semana GPS • Aviso de datos de código P en L2.
TRANSMISION DE LA ORBITA 6	<ul style="list-style-type: none"> • Precisión del satélite (m) • Salud del satélite (entrada MSB) • Retardo ionosférico (TGD) (s) • Edad de los datos del reloj (IODC)(s)
TRANSMISION DE LA ORBITA 7	Tiempo de transmisión del mensaje (s de semana GPS)

Fuente: (Navarro Juan José, 2004)

2.1.7. Diferencial de GPS

Las señales de los satélites son recibidas por dos receptores al mismo tiempo, con esta técnica se anulan algunos errores que afectan la señal obteniendo una mejora en la precisión. (Peñafiel, 2001, p.44)

El receptor en la posición conocida es llamado “receptor base” y el otro receptor con localización desconocida es llamado “receptor objetivo” y este realiza un cálculo de aproximación al rango instantáneo para cada satélite; esto se compara por cada valor calculado con su rango medido para el satélite correspondiente; y la diferencia entre los dos es el rango de error para el satélite correspondiente; luego es enviado al receptor objetivo y este sustrae los valores de la corrección reportada a partir de sus rangos medidos para todos los satélites correspondientes estimando su propia posición con mucha mejor exactitud. (Vázquez Bautista, 2002, p. 18)

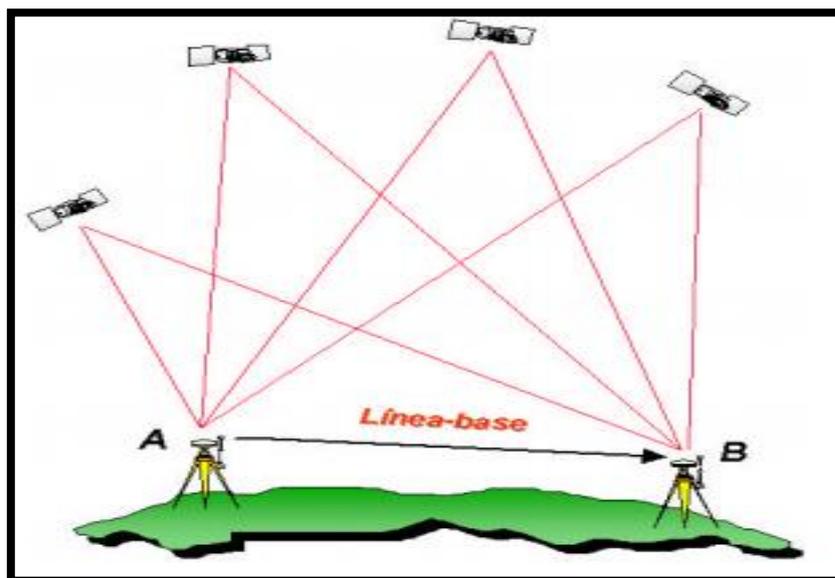


Gráfico 2-16: Método diferencial

Fuente: (Peñañiel Javier Y Otros, 2001, P. 44)

El sistema GPS puede brindar una exactitud; pero el DoD por su seguridad degrada la señal para uso civil, esta señal se ve afectada en su posición y para mejorar la precisión de la señal de una manera ininterrumpida se aplica la técnica del Diferencial-GPS. (Romo Pérez, 1996, p.63)

Esta técnica permite ubicar una estación terrena de control en una posición conocida que posee el receptor GPS, donde se recibe la señal de los satélites y se determina el error, luego esto se trasmite a los usuarios de manera permanente los que están equipados con receptores capaces de interpretar estos errores y compensarlos. ((Romo Pérez, 1996, p.63)

Los datos de corrección que envía las estaciones terrenas se encuentran codificadas y moduladas de la misma manera que las señales enviadas por los satélites hacia los receptores (usuarios finales). (Romo Pérez, 1996, p.63)

Tabla 2-5: Errores del GPS vs errores del DGPS

Precisión por satélite	GPS (m)	DGPS(m)
Relojes del Satélite	1.5	0
Error de orbita	2.5	0
Ionosfera	5	0.4
Troposfera	0.5	0.2
Ruido en el Rx	0.3	0.3
Multipath	0.6	0.6

SA	30	0
Precisión Típica		
Horizontal	50	1.3*
Vertical	78	2
3-D	93	2.8

Fuente: (Giménez Tamara, 2009, p. 14)

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

2.1.8.1. Clasificación del Diferencial GPS

2.1.8.1.1. Ranging- Code Diferencial de GPS

Esta técnica se basa en las medidas del pseudorange de las estaciones de referencia (RS) para calcular la corrección en la posición del receptor usuario (UR). Las RS se descargan los datos en la computadora y realizan las correcciones de pseudorange para cada uno de los satélites visibles. La corrección se calcula restando la verdadera distancia, determinada por el estudio de la posición y el conocimiento de los parámetros orbitales.

El UR selecciona la corrección apropiada para cada uno de los satélites que están en vista y soluciona su posición, de manera que obtiene la corrección del pseudorange que ha medido. El receptor móvil solo debe usar aquellos satélites para los cuales se han obtenido las correcciones. (Rivera Medina, 2014, p.18)

2.1.8.1.2. Carrier-Phase Diferencial GPS

Esta técnica consiste en la diferenciación de la fase de portadora que recibe el receptor proveniente del satélite y la fase de portadora generada por el oscilador del receptor. La primera diferencia que se usa es la fase medida por el UR y al RS para el mismo satélite, de esta manera se logra eliminar el error del reloj del satélite; esto se repite cada segundo. La segunda diferencia se la realiza mediante la obtención de la primera diferencia para el primer satélite y la primera diferencia del segundo satélite permitiendo eliminar el sesgo del reloj; repitiéndose para cada pareja de satélites. (Rivera Medina, 2014, p.20)

Tabla 2-6: Ventajas y desventajas de los tipos de DGPS

Tipos de Implementación del DGPS	Ranging-code Differential GPS	Carrier Phase Differential GPS
	Cálculos Simples	

Ventajas	Ideal en Tiempo real	Más Preciso
	Fácil Implementación	
		Sujeto a Retardos
Desventajas	Menos preciso	Más instrumentos
		Compleja Implementación

Realizado por: (Rene Villa, 2017)

2.2. Estación Receptora

Es un receptor GLONASS/GPS de doble frecuencia; diseñado especialmente para el funcionamiento de la estación de referencia y registro de campo, recibe señales L1/L2 de un máximo de 24 satélites en 66 canales. Este obtiene la mejor calidad de datos de bajo nivel de ruido, e incluso de anti-spoofing; posee una carcasa resistente y aprueba de agua con conectores robustos lo que permite su uso en entornos difíciles y remotos. Su comunicación con las unidades es fácil con el acceso TCP/IP a través de puertos Ethernet.

Tabla 2-7: Especificaciones técnicas de la estación de recepción

Canales	Canales: 66 para seguimiento de señales GPS / GLONASS e incluyendo 3 para SBAS
Frecuencia	Doble código L1/L2
Registro	A bordo (1GB)
Puertos	2 RS232, 1USB, 1 Ethernet
LEDS	6 programables
Tamaño	285 * 140 * 37 mm
Peso	930 g
Temperatura de Funcionamiento	-40 grados Celsius +70 grados Celsius

Fuente: (TERRISGPS, 2018)

2.3. Filtro de Kalman

Es un método recursivo para obtener una estimación de estado mínima varianza para un sistema dinámico lineal, partiendo de observaciones imprecisas y bajo la hipótesis de errores gaussianos que se genera en las diferentes comunicaciones. (Toledo Móreo, 2005, p. 139)

El filtro de Kalman es recursivo y estima que el estado de un sistema dinámico, puede ser perturbado por algún ruido, en su mayoría asume como ruido blanco. Para mejorar el estado que estima el filtro de Kalman se utilizan mediciones que se relacionan con el Estado, sino perturbados también.(Sergio Pereira Ruiz, s. f.)

El filtro de Kalman para su utilización consta de dos pasos:

- 1: la predicción;
- 2: la corrección

En el primer paso el estado predicho por el modelo dinámico.

En el segundo paso se corrige con el modelo de observación, de modo que la covarianza del estimador de error se minimiza. En este sentido, es un estimador óptimo; el proceso mostrado en la gráfica se repite para cada intervalo de tiempo con el estado del paso de tiempo anterior como valor inicial. (Sergio Pereira Ruiz, s. f., p.92)

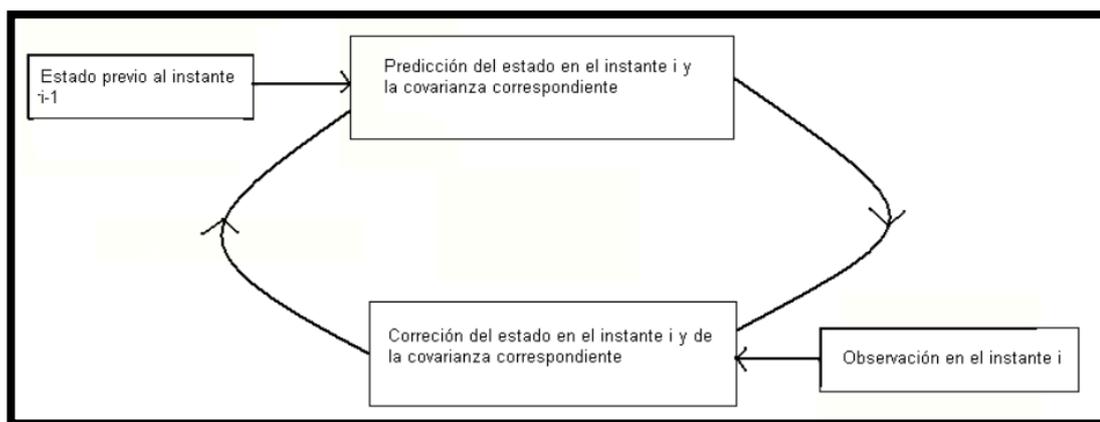


Gráfico 2-17: Circuito del filtro de Kalman

Fuente: (Pereira Sergio, p.93)

Los componentes del filtro de Kalman son el vector de estado, el modelo dinámico y el modelo de observación, que se describen a continuación.

- **VECTOR DE ESTADO:** El vector de estado contiene las variables de interés y se describe como el sistema dinámico que representa grados de libertad. Las variables en el vector de estado no se pueden medir directamente, sino que se deducen de los valores que se pueden medir; y los elementos del vector de estado pueden ser, por ejemplo, posición, velocidad, ángulos de orientación, entre otros. (Sergio Pereira Ruiz, s. f., p.93)

El vector de estado tiene dos valores al mismo tiempo, que es el valor a priori, el valor previsto antes de la actualización, y el valor a posteriori, el valor corregido después de la actualización. En adelante, el valor a priori se caracteriza por x y el valor a posteriori por x^+ .(Sergio Pereira Ruiz, s. f., p.93)

- **MODELO DINÁMICO:** El modelo dinámico describe la transformación del vector de estado en el tiempo y está representado por un sistema de ecuaciones diferenciales. (Sergio Pereira Ruiz, s. f., p.94)

$$\dot{x}(t) = \frac{d}{dt} x(t) = f(x(t), m(t))$$

En caso lineal está dado por:

$$\dot{x}(t) = F \cdot x(t) + n(t)$$

Donde F es la matriz dinámica y es constante, $x(t)$ es el vector de estado y $N(t)$ es el ruido dinámico, que generalmente se supone como ruido blanco y tiene la matriz de covarianza $Q(t)$.

- **MODELO DE OBSERVACIÓN:** El modelo de observación representa la relación entre el estado y las mediciones, en el caso lineal de las mediciones pueden ser descritas por un sistema de ecuaciones lineales, que dependen de las variables de estado. Por lo general, las observaciones se realizan en tiempo discreto pasos t_i (instante de tiempo, época). (Sergio Pereira Ruiz, s. f., p.95)

$$l(t_i) = h(x(t_i), v(t_i))$$

La forma vectorial de este sistema es:

$$l(t_i) = H \cdot x(t_i) + w(t_i)$$

Donde $l(t_i)$ es el vector de las observaciones en el instante, t_i época, H es la observación de la matriz y $w(t_i)$ es el ruido del proceso de medición con la matriz de covarianza $R(t_i)$. Al igual que la dinámica de la matriz, en un sistema lineal de la observación de la matriz H es una matriz constante también. (Sergio Pereira Ruiz, s. f., p.96)

Con este filtro se puede modelar e incorporar los errores que tienen el sistema NAVSTAR-GPS; que posee tantos datos ruidosos es una aplicación ideal para este tipo de filtro, además, se cuenta con información del tipo de distribución que tiene el error del sistema y de su covarianza. Con este filtro se estiman las posiciones de los receptores, ello permite suavizar las oscilaciones obteniendo un rango de menor amplitud y, por consiguiente una menor dispersión de las muestras. Al obtener un valor más constante en el tiempo se puede ajustar el error que tiene una posición mejorando la precisión al reducir la dispersión de las medidas. (Tolosa, 2012, p.112-113)

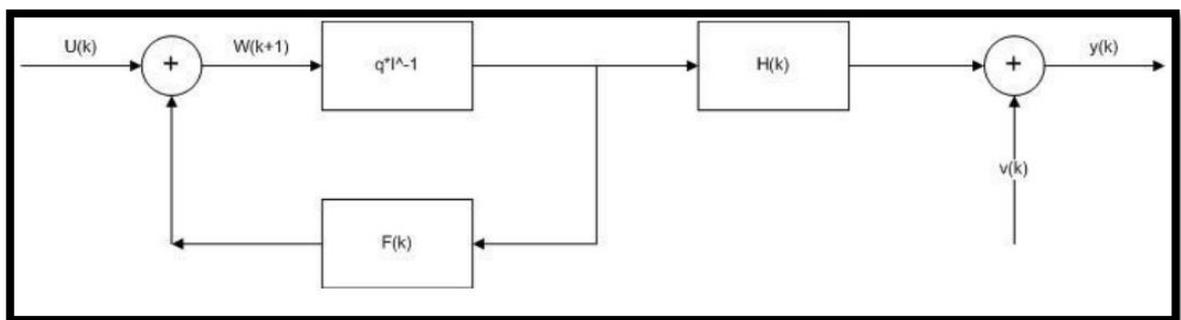


Gráfico 2-2: Sistema dinámico lineal del filtro de Kalman

Fuente: (Pablo Deossa Molina, 2009, p.13)

El filtro de Kalman es un algoritmo de cálculo recursivo del estimador de menor error cuadrático medio llamado “vector de estados”; se aplica sobre sistemas está representado por ecuaciones conocidas como “modelo del espacio de estados”, o simplemente “espacio de estados”. El espacio de estados es un modelo particular dentro de los modelos lineales estocásticos con coeficientes estocásticos. Viene caracterizado por una ecuación vectorial con diferentes coeficientes: (Izquierdo Millán, 2005, p.233-235)

$$\beta_{t+1} = \phi_t \beta_t + \mu_t$$

Se conoce como ecuación de transición de estados, y una ecuación lineal para las observaciones:

$$y_t = W_t \beta_t + e_t$$

Se conoce como ecuación de observaciones; y debe cumplirse con las perturbaciones e_t y μ_t , de esperanza cero, no presenten autocorrelación temporal, siendo sus matrices de covarianzas

$$E(\mu_t \mu_t') = \Sigma_t \text{ y } E(e_t e_t') = C_t \text{ Con valor positivo.}$$

El filtro de Kalman se aplica sobre estos modelos antes mencionados, siendo un algoritmo de cálculo recursivo del estimador de menor error cuadrático medio (MECM) de estados, y proporciona también la matriz de covarianzas del error de estimación. Para no asociar excesivamente la interpretación del vector de estados con la interpretación de coeficientes variables de regresión, lo cual puede resultar incómodo o limitante en algunos casos, prescindiremos del símbolo β_t y adoptaremos la notación y_t para el vector de observaciones y Z_t para el vector de estados. (Izquierdo Millán, 2005, p.233-235)

Por su manera recursiva, el filtro de Kalman se representa a partir de una estimación (Z_o^-) del estado inicial (Z_o) y de una estimación de la matriz de covarianzas del error de la estimación inicial, es decir, una estimación (P_o) de $E[(Z_o^- - Z_o)(Z_o^- - Z_o)']$. (Izquierdo Millán, 2005, p.233-235)

Ecuaciones:

$$y_{t+1} = A_t Z_t + \mu_t \quad \text{Ecuación de transición de estado}$$

$$y_t = C_t Z_t + e_t \quad \text{Ecuación de observaciones}$$

Con las ecuaciones indicadas anteriormente y siendo las matrices de covarianza $(\mu_t \mu_t') = \Sigma_t$ y $E(e_t e_t') = R_t$, de manera positiva, y estas ecuaciones del filtro de Kalman son:

$$\begin{aligned} e_t^- &= y_t - C_t z_{t|t-1}^e \\ K_t &= [P_t C_t' C_t P_t C_t' + R_t]^{-1} \\ z_{t+1|t}^e &= A_t (z_{t|t-1}^e + K_t e_t^-) \\ P_{t+1} &= A_t (P_t - K_t C_t P_t) A_t' + \Sigma_t \end{aligned}$$

Donde $z_{t+1|t}^e$ es el valor esperado del vector de estados para el periodo $t + 1$ cuando se cuenta con observaciones hasta el periodo t , y y_{t+1} es la matriz de covarianzas de Z_{t+1} condicionada a las observaciones anteriores hasta el periodo t . (Izquierdo Millán, 2005, p.233-235)

El estimador de y_t cuando se cuenta con observaciones hasta y_{t+1} proporcionado por el filtro de Kalman es: (Izquierdo Millán, 2005, p.233-235)

$$\hat{y}_{t|t-1} = C_t z^e_{t|t-1}$$

Este es el estimador lineal de menor error cuadrático medio de y_t . Si el estimador lineal es óptimo, coincide con la esperanza condicionada $E(y_t | y_0, \dots, y_{t+1})$, y la matriz de covarianzas condicionada viene dada por: (Izquierdo Millán, 2005, p.233-235)

$$E[(y_t - \hat{y}_{t|t-1})(y_t - \hat{y}_{t|t-1})'] = C_t P_t C_t' + R_t$$

En el algoritmo de cálculo, e^-_t y K_t son variables auxiliares. La variable e^-_t es el error de predicción, diferencia entre el valor esperado y el valor observado de y_t . El vector $K_t e^-_t$ es el vector de ganancias de Kalman, y corrige (mejora) la estimación del vector de estados en el instante t al obtener la nueva observación y_t . Nótese que la estimación del vector de estados en el instante t cuando se cuenta con la observación y_t es precisamente $z^e_{t|t-1} + K_t e^-_t$. Esto quiere decir que, si la observación y_t de la salida del sistema no coincide con la que se había previsto (la previsión es $C_t Z^e_{t|t-1}$), se tiene un error de predicción $e^-_t = y_t - C_t Z^e_{t|t-1}$ no nulo y se modifica en consecuencia la estimación del estado del sistema. (Izquierdo Millán, 2005, p.233-235)

2.3.1. Estimación de la posición con Filtro de Kalman

El problema de estimación con datos ruidosos redundantes es una aplicación usada para el filtro de Kalman, lo que permite usar la información redundante para remover los efectos de las fuentes de error. El filtro de Kalman permite eliminar el ruido blanco Gaussiano y para poder implementar este filtro es necesario conocer la desviación estándar del error; y estos errores se dieron a conocer en el capítulo anterior. Con estos errores definidos y con información adicional de la geometría de los satélites es posible obtener la desviación estándar instantánea para una posición lo que permite realizar la estimación con este filtro. Como ventaja para este tipo de filtro se puede mencionar que su estimación es más precisa dado que tiene en cuenta los errores instantáneos del sistema. Como desventaja se presenta la carga de procesamiento que requiere poder estimar las posiciones, lo cual depende de la plataforma donde se ejecute. La sección 5.5 analiza los resultados alcanzados con este filtro. (Tolozá, 2012, p.148)

2.3.2. Ecuaciones del Filtro de Kalman

La esencia del Filtro de Kalman es obtener una estimación óptima de un proceso que se irá refinando de forma paulatina, gracias a la retroalimentación obtenida en cada uno de los periodos.

En otras palabras, dados unos valores iniciales, tanto del estado del sistema como de su matriz de covarianzas, el filtro estimará de forma recursiva todos los valores que se calculan y el estado del proceso se lo hace en un momento de tiempo determinado. (Izquierdo Millán, 2005, p.233-235)

Este valor resultará necesario para, a su vez, estimar la observación. A través del error cometido en las medidas se obtiene el feedback necesario para ir refinando el modelo con el que se estimará un nuevo valor del estado, si bien, este nuevo valor se corresponderá con el del próximo periodo de tiempo. (Fernández Quezada, 2002, p.3-4)

El proceso descrito tiene una traslación formal consistente en dos tipos de ecuaciones:

- Ecuaciones de actualización del tiempo (de transición o de propagación)
- Ecuaciones de actualización de las medidas (o simplemente actualización).

Las primeras serán las responsables de proyectar hacia adelante en el tiempo, el estado actual, por una parte y la covarianza del error por otra, a fin de obtener las estimaciones “a priori” correspondientes al siguiente periodo de tiempo, es decir, sin incorporar la información asociada a la nueva observación del siguiente periodo. Las segundas son el vehículo a través del cual se produce la retroalimentación en el modelo -al incorporar una nueva medida a la estimación a priori se obtendrá la estimación “a posteriori” mejorada. (Fernández Quezada, 2002, p.3-4)

Tabla 2-8: Ecuaciones del filtro de Kalman

Ecuaciones de actualización del tiempo (Propagación)	Ecuaciones de actualización de las medidas (Actualización)
$\hat{X}_{t+1 t} = F_t \hat{X}_{t t} + G_t u_t$ $P_{t+1 t} = F_t P_{t t} F_t' + S_t Q_t S_t'$	$K_t = P_{t t-1} H_t' (H_t P_{t t-1} H_t' + R_t)^{-1}$ $\hat{X}_{t t} = \hat{X}_{t t-1} + K (Y_t - H_t \hat{X}_{t t-1})$ $P_{t t} = (I - K_t H_t) P_{t t-1}$

Fuente: (Fernández Quesada, 2002, p. 34)

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

2.3.3. Clasificación del Filtro de Kalman

2.3.3.1. Filtro de Kalman de una Dimensión

Este filtrado se lo hace en tiempo discreto es la herramienta más importante para el procesamiento de señales, con una aproximación más avanzada para obtener señales estacionarias y no estacionarias han sido propuestas por Kalman. (Vázquez Bautista, 2008, p.28)

2.3.3.2. Filtro de Kalman Extendido

No todos los sistemas son lineales y este hecho no es común en todos los sistemas no siempre generen ecuaciones lineales; para esto se desarrolló una extensión del filtro con un proceso de linealización y se conoce como filtro extendido de kalman (FKE). (Deossa Molina, 2009, p.15)

Se considera un sistema dinámico no lineal descrito por:

$$w(k+1) = f(k, w(k)) + u(k)$$

$$y(k) = h(k, w(k)) + v(k)$$

Las variables $u(k)$ y $v(k)$ son ruidos independientes gaussianos que sus matrices de covarianza $R(k), Q(k)$ respectivamente $f(k, w(k))$ es la función matricial no lineal de transición que muy posiblemente varíen con el tiempo y que $h(k, w(k))$ denota la función matricial de medición no lineal que también pueden variar con el tiempo. (Deossa Molina, 2009, p.16)

La idea básica del filtro es linealizar el modelo de espacio de estado no lineal en cada instante de tiempo alrededor del último estado conocido, una vez conocido el modelo lineal, se aplican las ecuaciones del filtro de Kalman. (Deossa Molina, 2009, p.17)

2.3.3.2.1. Ecuaciones del Filtro de Kalman Extendido

Sistema no Lineal:

$$w(k+1) = f(k, w(k)) + u(k)$$

$$y(k) = h(k, w(k)) + v(k)$$

Se define

$$F_{k+1} = \frac{\partial f(k, w_k)}{\partial w} \Big|_{w=\hat{w}_k}$$

$$H_{k+1} = \frac{\partial h(k, w_k)}{\partial w} \Big|_{W=\hat{W}_k}$$

Para $k=0$

$$\hat{W}_0 = E\{w_0\}$$

$$P_0 = E\{(w_0 - E\{w_0\})(w_0 - E\{w_0\})^T\}$$

Para $k=1, 2, 3, \dots$

$$\hat{W}_k = f(k, \hat{W}_{k-1})$$

Programación de la covarianza del error

$$P_k^- = F_{k,k-1} P_{k-1} F_{k,k-1}^T + Q_{k-1}$$

Matriz de la ganancia de Kalman

$$K_k = P_k^- H_k^T [H_k P_k^- H_k^T + R_k]^{-1}$$

Actualización del Estado estimado

$$W_k = W_k^- + K_k Y_k - h(k, W_k^-)$$

Actualización de la covarianza del error

$$P_k = (I - K_k H_k) P_k^-$$

2.3.3.3. Filtro de Kalman Extendido Modificado

El algoritmo usado en este trabajo es el que se presenta a continuación. Este algoritmo presenta una implementación más fácil los reemplazos son:

$$W_k^- = W_{K-1}$$

$$F_{k, k-1} = I$$

Con la simplificación se obtiene

$$K_k = P_k^- H_k^T [H_k P_k^- H_k^T + R_k]^{-1}$$

$$W_k = W_k^- + K_k [Y_k - \hat{Y}_k]$$

$$P_k = P_{k-1} - K_{k-1} H_{k-1} P_{k-1} + Q_{k-1}$$

Donde:

L	Es el número de estados del sistema, en este caso particular
M	Es el número de salidas del sistema
P_k	Es la matriz de covarianza del error de predicción.
W_k	Es el vector de estados
Y_k	Es el vector de salidas estimadas
K	Es la matriz de ganancia de Kalman

2.3.3.4. Sistemas no Lineales

En la práctica la dinámica o el modelo de observación pueden ser no lineal, filtro de Kalman para este tipo de problemas no lineales es el llamado filtro de Kalman extendido, que fue descubierto por Stanley F. Schmidt; quien presentó sus resultados sobre filtros de Kalman, Schmidt comenzó inmediatamente su aplicación al problema de la navegación espacial en sistemas Apolo de exploración en la luna. (Pereira Ruiz, s. f., p. 101)

El sistema debe estar representado de forma continua con funciones diferenciables, una desventaja de esta versión del filtro de Kalman para sistemas no lineales es que necesita más cálculos que requieren mucho tiempo. La aplicación de sistemas lineales se puede aumentar la eficiencia de pre-cálculo de la dinámica de la matriz F, la transición de estado matriz F y la observación de la matriz H. Sin embargo, para sistemas no lineales, son funciones del Estado y, en consecuencia, el cambio con el paso cada vez y no puede ser pre-calculada. (Pereira Ruiz, s. f., p. 101)

2.3.3.4.1. Predicción

En el caso no lineal la matriz dinámica F es una función del estado a estimar. Así que el estado predicho se calcula mediante la resolución de las ecuaciones diferenciales en forma

$$\dot{x}^-(t) = f(x^-(t))$$

Al representar esta ecuación por una serie de Taylor con respecto a x en el estado previsto

$x^-(t_i)$ Y suponiendo que los términos de orden superior pueden despreciar, la matriz $F(t_i)$ dinámica se puede calcular con

$$F(t_i) = \left. \frac{\partial f(x)}{\partial x} \right|_{x=x^-(t_i)}$$

Y ahora los otros pasos de la predicción se pueden calcular como se especificó en las ecuaciones anteriores, pero cabe señalar que, ahora las matrices utilizadas no son constantes como en el caso lineal, sino que dependen del tiempo. (Pereira Ruiz, s. f., p. 101)

$$\frac{d}{dt} \phi_{t_{i-1}}^{t_i} = F(t_i) \cdot \phi_{t_{i-1}}^{t_i}$$

$$P^-(t_i) = \phi_{t_{i-1}}^{t_i} \cdot P(t_{i-1}) \cdot (\phi_{t_{i-1}}^{t_i})^T + \int_{t_{i-1}}^{t_i} Q(t) dt$$

2.3.3.4.2. Corrección

Las ecuaciones diferenciales en el paso de la predicción, las correspondientes ecuaciones no lineales observadas en la serie de Taylor sobre el estado predicho $x^-(t_i)$ y términos de orden superior se descuidan. Así, la observación aproximada de la matriz es:

$$H(t_i) = \left. \frac{\partial(x)}{\partial x} \right|_{x=x^-(t_i)}$$

En este caso la medida predicha $l^-(t_i)$ para calcular la medida residual es $(l(t_i) - l^-(t_i))$ es:

$$l^-(t_i) = (x^-(t_i))$$

Más adelante, se utilizarán las mismas fórmulas para calcular el estado corregido y su matriz de covarianza como en el caso lineal, pero con matrices dependientes del tiempo. (Pereira Ruiz, s. f., p. 103)

$$x^+(t_i) = x^-(t_i) + K \cdot (l(t_i) - l^-(t_i))$$

Y

$$P^+(t_i) = (I - K(t_i)H(t_i))P^-(t_i)$$

Con

$$K(t_i) = P^-(t_i)H(t_i)^T (H(t_i)P^-(t_i)H(t_i)^T + R(t_i))^{-1}$$

2.3.4. Ventajas y Desventajas del Filtro de Kalman

2.2.4.1. Ventajas

- Evita la influencia de posibles cambios estructurales en la estimación, esta es recursiva parte de una muestra inicial y actualiza las estimaciones incorporando sucesivamente una nueva observación hasta cubrir la totalidad de los datos.
- La estimación más reciente de los coeficientes está afectada por la historia lejana de la serie, lo cual en presencia de cambios estructurales podría sesgarla; este puede corregir con las estimaciones secuenciales¹⁵, pero al costo de un mayor error estándar. (Pereira Ruiz, s. f., p. 104)
- El filtro de Kalman como los métodos recursivos, utiliza toda la historia de la serie, pero con la ventaja de que intenta estimar una trayectoria estocástica de los coeficientes en lugar de una determinística¹⁶, con lo cual soluciona el posible sesgo de la estimación ante la presencia de cambios estructurales. (Pereira Ruiz, s. f., p. 104)
- El filtro de Kalman utiliza el método de mínimos cuadrados para generar recursivamente un estimador del estado al momento k , que es lineal, insesgado y de varianza mínima. El filtro está en línea con el teorema de Gauss-Markov y esto le da al filtro de Kalman su enorme poder, para resolver un amplio rango de problemas en inferencia estadística que se produce en los sistemas de comunicaciones. (Pereira Ruiz, s. f., p. 104)
- Al filtro se distingue por su habilidad para predecir el estado de un modelo en el pasado, presente y futuro, aun cuando la naturaleza precisa del sistema modelado es desconocida. La modelación dinámica de un sistema es una de las características claves que distingue el método de Kalman. Los modelos lineales dinámicos son modelos con una transición lineal desde un periodo al próximo, los cuales pueden describir la mayoría de los modelos comúnmente utilizados en trabajos de series de tiempo. ((Pereira Ruiz, s. f., p. 104)

2.2.4.2. Desventajas

- El filtro se quiere condiciones iniciales de la media y varianza del vector estado para iniciar el algoritmo recursivo. (Pereira Ruiz, s. f., p. 105)

- Para determinar estas condiciones iniciales no existe consenso, por ejemplo, en un enfoque bayesiano este filtro requiere que se especifiquen a priori valores de los coeficientes iniciales y de sus respectivas varianzas. (Pereira Ruiz, s. f., p. 105)
- Se obtiene información a partir de la estimación de un modelo similar al deseado, pero con coeficientes fijos para un periodo de muestra. Por otra parte, es necesario especificar las varianzas para lo cual Doan, Litterman y Sims (1984) sugieren varianzas muy pequeñas y proporcionales en relación con las obtenidas para los coeficientes iniciales. (Pereira Ruiz, s. f., p. 105)
- El filtro de Kalman, tal como se encuentra en el documento original, supone un conocimiento amplio en teoría de probabilidades, específicamente con el tema de la condicionalidad gaussina en las variables aleatorias, lo cual puede originar una limitante para su estudio y aplicación. (Pereira Ruiz, s. f., p. 105)
- Cuando se desarrolla para modelos autorregresivos los resultados están condicionados a la información pasada de la variable en cuestión. En este sentido el pronóstico con series de tiempo representa la fuerza o inercia que actualmente presenta el sistema y son eficientes únicamente en el corto plazo. (Pereira Ruiz, s. f., p. 105)

CAPITULO III

3. ESCENARIO DEL FILTRO DE KALMAN

3.2. Tiempo de estimación del Filtro de Kalman

El sistema GPS posee portadores de simple y doble frecuencia para el estudio planteado si trabaja con portadoras de simple frecuencia; esta a su vez utiliza variables a la entrada del filtro que le permite hacer el cálculo para la corrección de la señal y mejorar la precisión de posición del sistema GPS. Se utiliza un tiempo de estimación con diferentes valores en donde se podrá hacer el cálculo para la corrección de la señal mediante el Filtro de Kalman permitiendo hacer la eliminación de algunos errores.

El tiempo de estimación está representado por (τ) en la cual se podrá hacer el cálculo para la eliminación de error de la señal GPS durante su propagación y donde se observará la mejora que existirá en la precisión de la posición de dicha señal.

$$G(s) = \frac{1}{\tau s + 1}$$

3.3. Escenario del Filtro de Kalman

Para el desarrollo del filtro de Kalman en primer lugar se debe calcular la posición de la señal GPS mediante el modelo matemático de la triangulación en el cual se obtiene las coordenadas geográficas (espacio (x, y, z), velocidad y tiempo (t)); esto es generado por los satélites GPS que están alrededor de la tierra. El usuario realiza una petición de ubicación en cualquier parte de la superficie terrestre y esta señal es recibida por la estación de monitoreo ubicada en tierra; de la cual se extrae los datos utilizados por el Filtro de Kalman.

La frecuencia utilizada por el satélite es la L1 o L2 que es de uso civil, militar, pero para el estudio se utilizó la frecuencia L1 (1575, 42) MHz, el cual genera dos medidas que son: el código de la portadora y la fase de portadora.

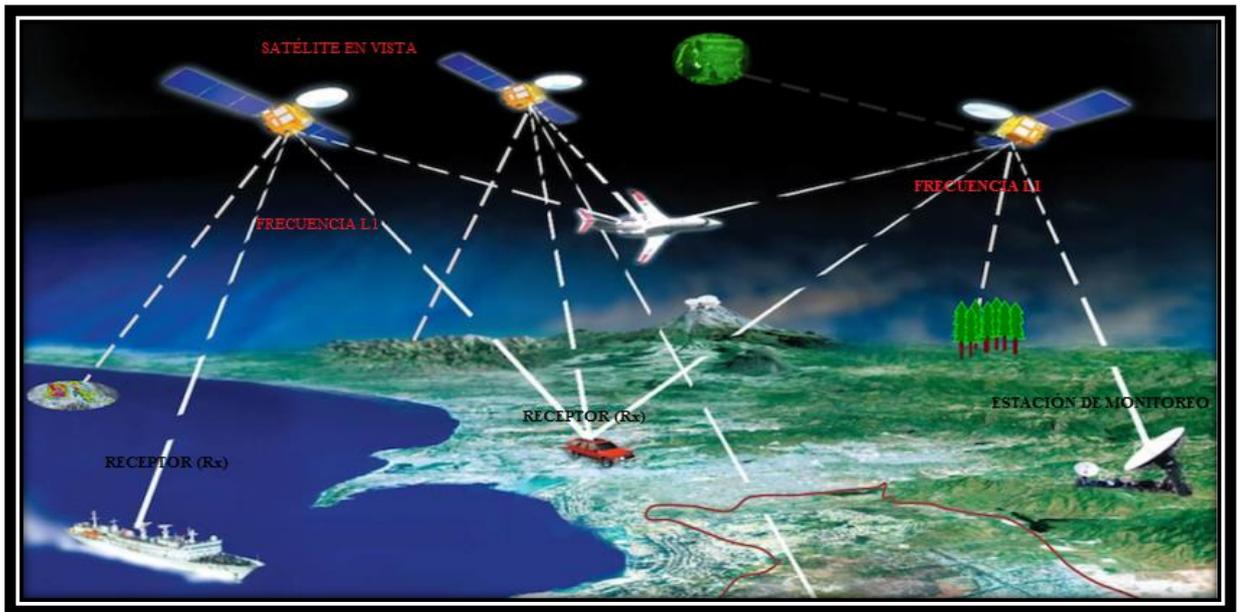


Gráfico 3-1: Generación de la señal GPS

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

La medida de fase de portadora se da en orden de los cm que permite mejorar la precisión de la posición del sistema GPS y este a su vez genera un error de ambigüedad (es el número desconocido de ciclos de la fase de portadora, esta onda es comparada entre la generada por el satélite con la generada por el receptor).

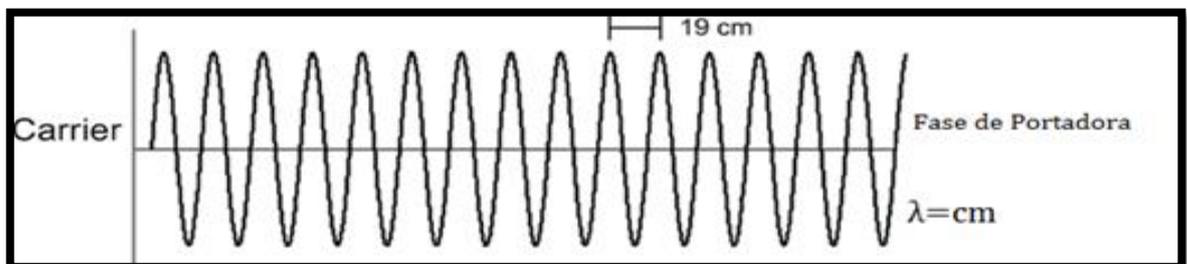


Gráfico 3-2: Señal de fase de portadora

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

La medida del pseudorange se da en orden de los m y presenta un problema más ruidoso lo que afecta en mayor cantidad la señal de GPS; a su vez este error no permite mejorar la precisión de la posición con respecto a la longitud de onda de la fase de portadora; los errores producidos por esta señal son el ruido térmico y el multipath (o rutas multitrayectos).

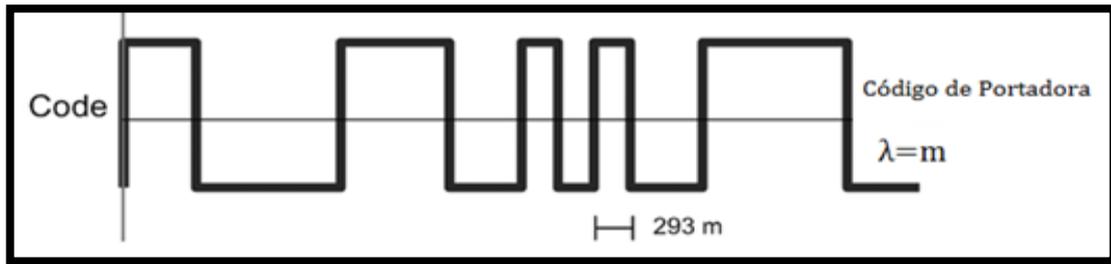


Gráfico 3-3: Señal del pseudorange

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Se genera una gráfica donde se explicará el funcionamiento del Filtro de Kalman en diferentes tiempos de estimación (τ); en primer lugar, se extrae la información generada por los satélites que se encuentran en el momento de la petición realizada por el usuario, esta información se almacena en las estaciones receptoras ubicadas en tierra. Esta información almacenada son los Archivos RINEX, el cual genera datos de Observación y Navegación de los cuales se extrae la información que se usara para el funcionamiento del Filtro de Kalman.

Posteriormente se generará dos medidas que son el pseudorange y la fase de portadora que se encuentran a la entrada del receptor, luego se realiza una diferenciación de las dos señales para eliminar algunos errores que se encuentran presentes en la señal GPS generando un resultado que es el código (Corregido) esto ocurre en un tiempo estimado (τ) que permitirá ver la mejora en la precisión de la posición y esto se observa en la gráfica.

Se realiza una comparación entre la señal inicial (ORIGINAL) con la señal (CORREGIDA), esto se puede ver en la gráfica generada al final del filtro de Kalman; aquí están las variables usadas para la representación de la misma, en el eje de las Y se ve la señal (Original y Corregida) dada en metros (m) y en el eje de las X se encuentra la época dado en segundos (s).

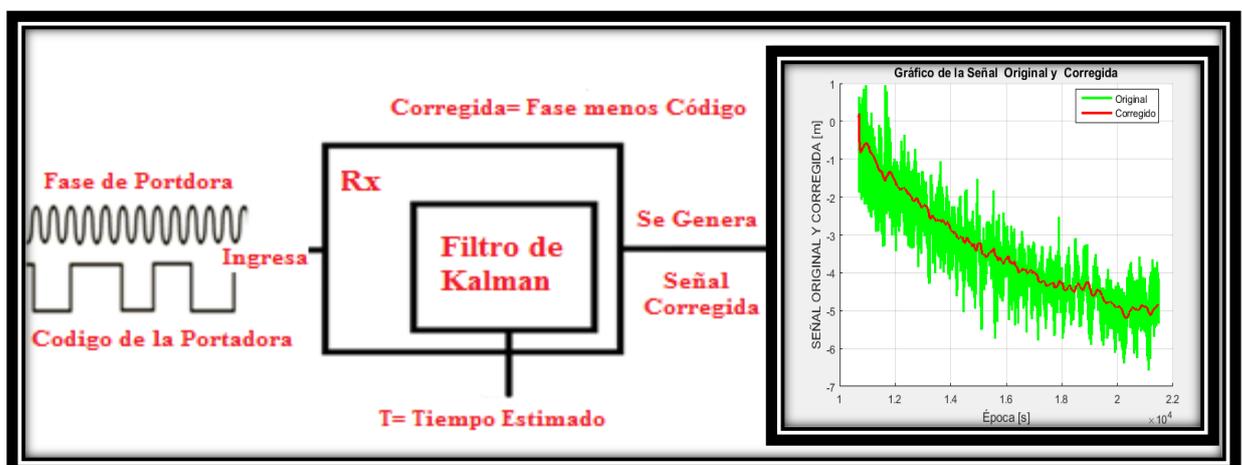


Gráfico 3-4: Funcionamiento del filtro de Kalman

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

3.4. Desarrollo del Código en el Software Matlab

Pasos para el desarrollo e implementación del Algoritmo de Filtro de Kalman

- Extracción de la información de los Archivos RINEX
- Fichero de Observación
- Fichero de navegación
- Luego el programa de Matlab llama la información mediante las funciones establecidas
- Aplicación del Filtro de Kalman
- Resultados
- Resultados Mediante Graficas

En primer lugar, se extrae toda la información de los archivos Rinex, las que genera dos medidas la fase de portadora y el código de portadora

3.4.4. Extracción de la Información de los Archivos Rinex

Se procede a la lectura de los Archivos Rinex con sus diferentes Ficheros de los cuales se extrae la siguiente información código y fase de portadora representada por las variables (L1, L2, C1, C2) obtenida en metros; satélite en Vista.

3.4.5. El programa de Matlab llama la información mediante las funciones establecidas.

Luego del llamado de los archivos Rinex se procede a la manipulación de la información que se necesita como por ejemplo los diferentes errores que afectan la señal GPS donde se podrá observar la gráfica que muestra el nivel de error que presenta la señal GPS antes de aplicar el Filtro de Kalman.

3.5. Aplicación del Filtro de Kalman

Después de la lectura de los archivos RINEX de observación y navegación, y donde se puede observar el nivel de error que presenta la señal GPS para corregir estos errores se aplica el Filtro de Kalman que permite la eliminación de algunos errores presentes en frecuencias simples y con la aplicación del filtro se mejorara los niveles de precisión en el posicionamiento estándar GPS.

CAPITULO IV

4. MARCO DE RESULTADOS

4.2. Análisis del Filtro de Kalman

En este capítulo se presenta los resultados obtenidos de la aplicación del Filtro de Kalman para frecuencias simples demostradas en el capítulo anterior; analizando la efectividad del filtro y tomando las mejores muestras de la estación receptora.

Se realizó el análisis con diferentes tiempos para el filtro de Kalman demostrando una atenuación en los errores que afectan a la señal GPS que a su vez demuestran una mejora en la precisión de la señal receptada por el usuario situado en cualquier parte de la superficie terrestre.

4.3. Tiempo de cálculo para el Filtro de Kalman ($\tau=300$)

Se genera una gráfica con las señales originales y corregidas por Filtro de Kalman en un tiempo estimado de 300 segundos permitiendo la eliminación de algunos errores como por ejemplo el ruido térmico, falta de sincronización entre los relojes del satélite y receptor, error ionosférico, entre otros que afectan la señal GPS en el momento de su transmisión desde el satélite hacia el receptor.

Satélite # 8

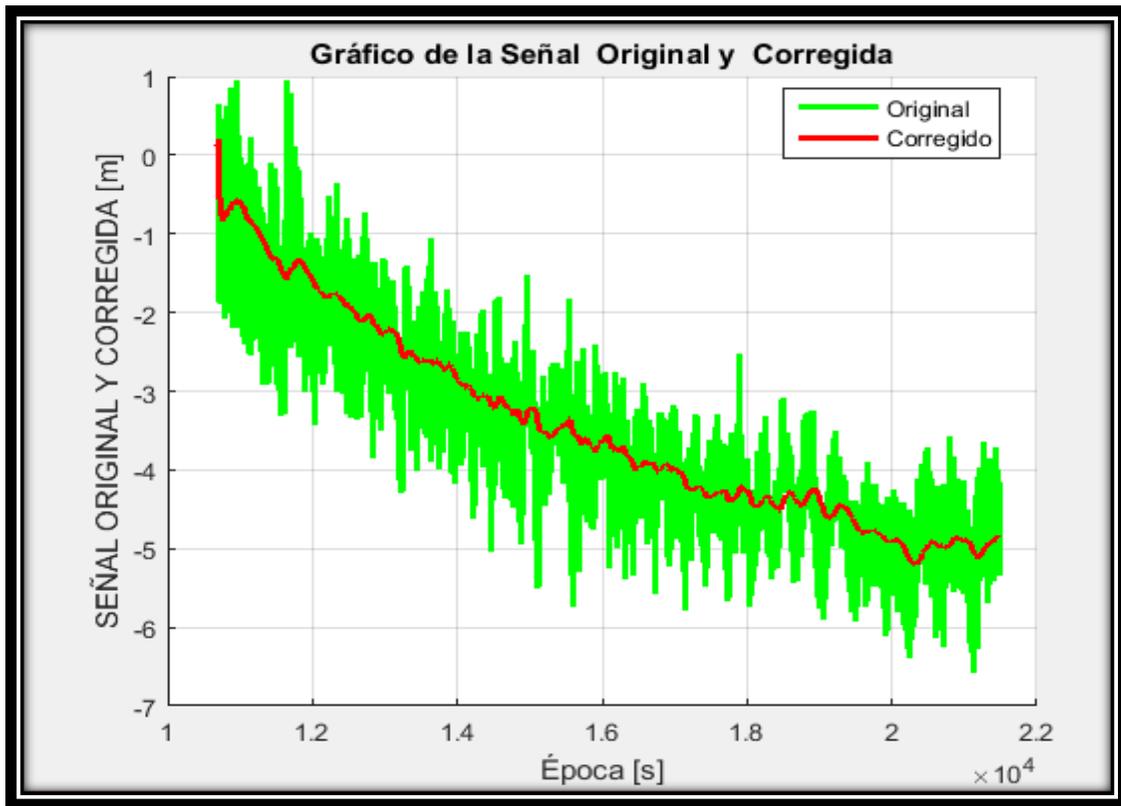


Gráfico 4-1: Grafica del satélite # 8

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-1 se obtiene un error máximo de 92 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 21 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 71 cm que representa el 77,17% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-1: Error original y corregido del satélite # 8 ($\tau=300$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	0,92m (92 cm)	0,21m (21cm)	0,71m (71 cm)	77,17%

Realizado por: (Rene Villa; 2018)

Satélite # 13

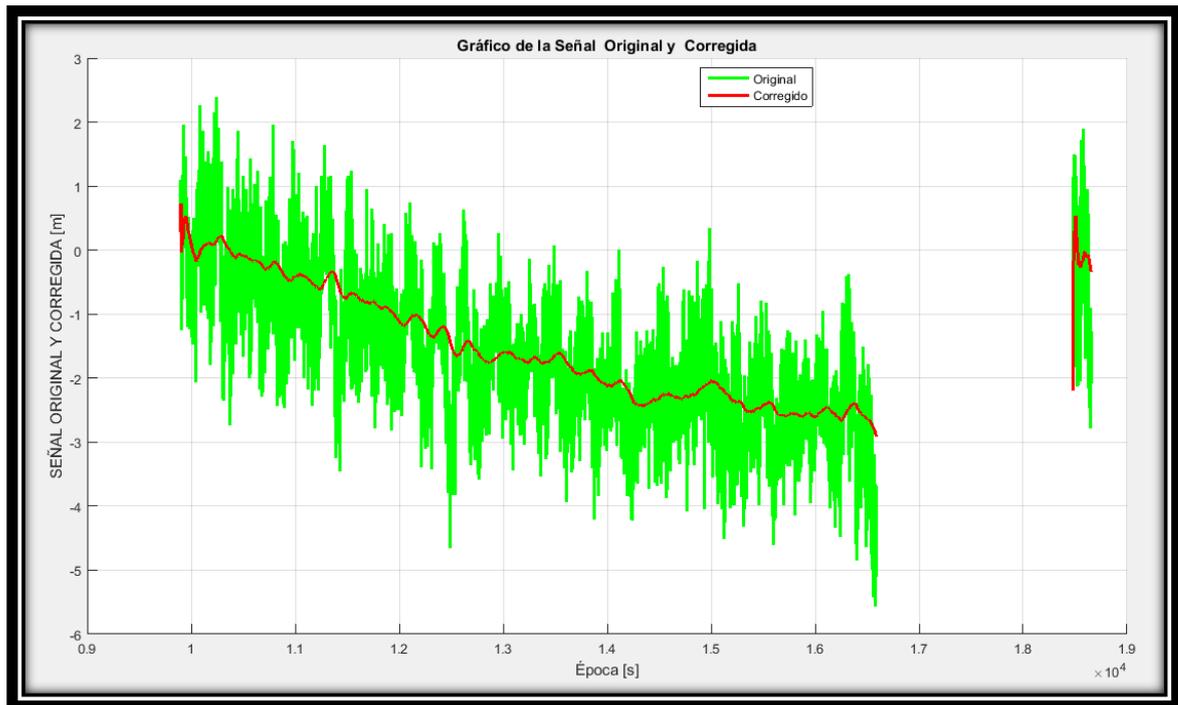


Gráfico 4-2: Grafica del satélite # 13

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-2 se obtiene un error máximo de 235 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 63 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 172 cm que representa el 73,19% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-2: Error original y corregido del satélite # 13 ($\tau=300$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	2,35m (235 cm)	0,63m (63cm)	1,72m (172cm)	73,19%

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 21

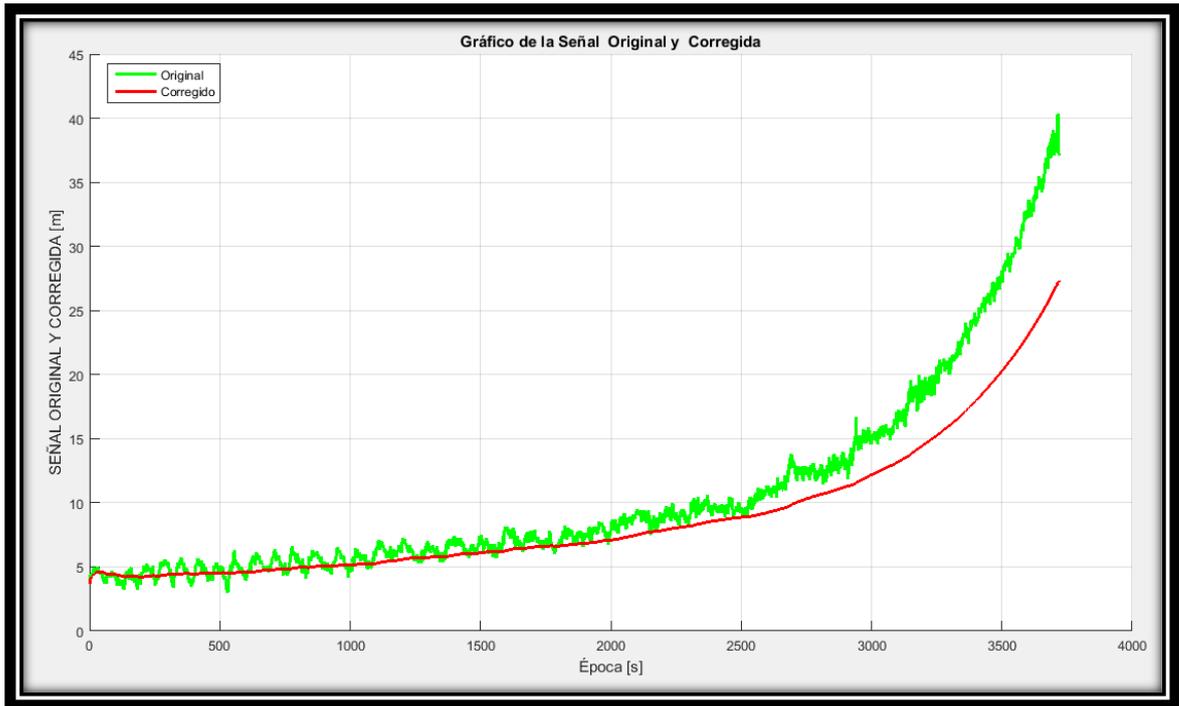


Gráfico 4-3: Grafica del satélite # 21

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-3 se obtiene un error máximo de 4022 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 3000 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 1022 cm que representa el 25, 41% lo que indica que estos errores se redujeron a menos de la mitad de la señal original.

Tabla 4-3: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=300$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	40,22m (4022 cm)	30m (3000cm)	10,22m (1022cm)	25,41 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 27

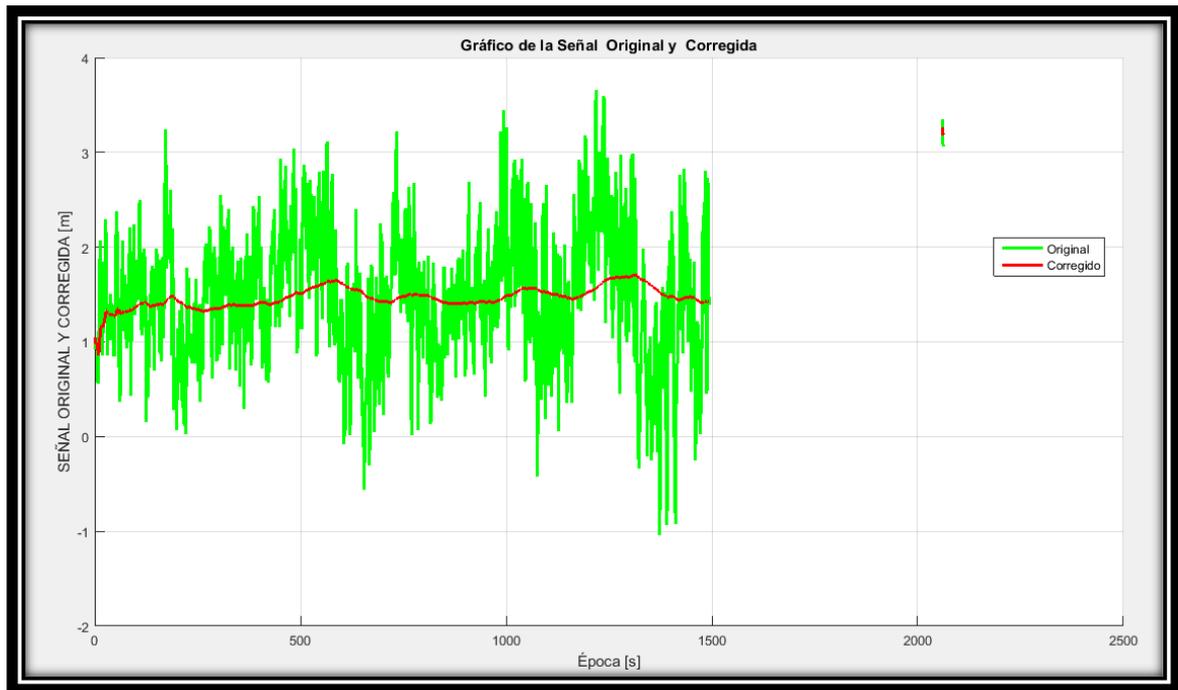


Gráfico 4-4: Grafica del satélite # 27

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-4 se obtiene un error máximo de 365 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 190 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 175 cm que representa el 47,94% lo que indica que estos errores se redujeron a casi menos de la mitad de la señal original.

Tabla 4-4: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=300$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	3,65m (365 cm)	1,9m (190cm)	1,75m (175cm)	47,94 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 38

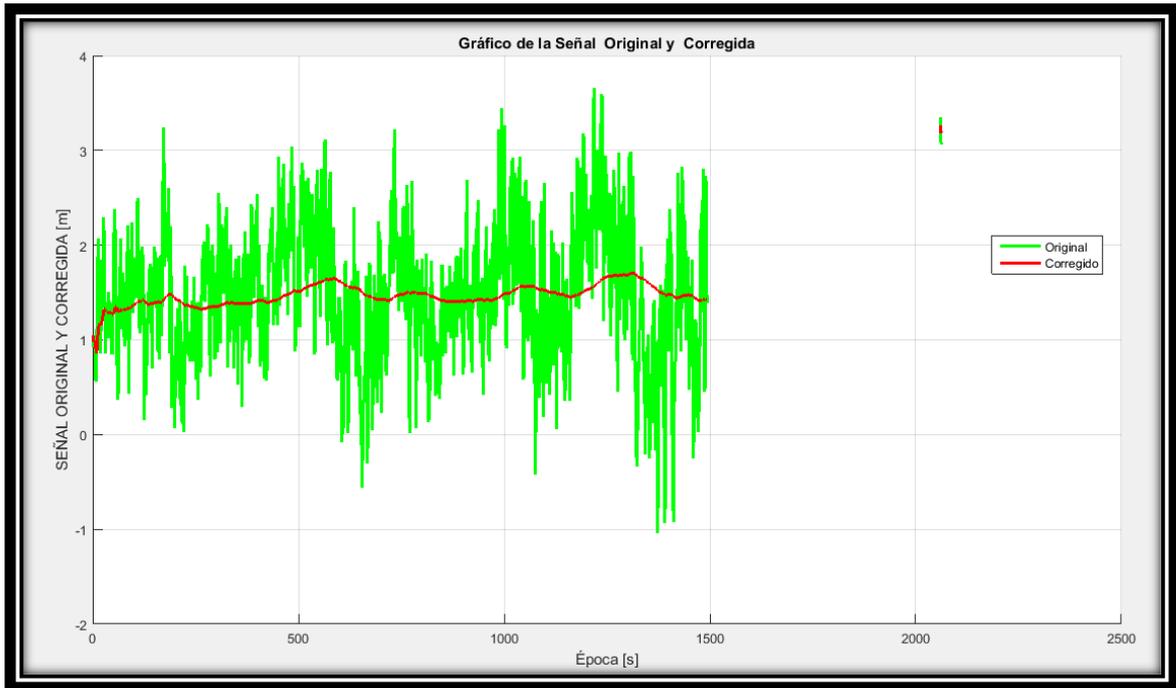


Gráfico 4-5: Grafica del satélite # 38

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-5 se obtiene un error máximo de 495 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 192 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 303 cm que representa el 61, 21% lo que indica que estos errores se redujeron a casi la mitad de la señal original.

Tabla 4-5: Error original y corregido del satélite # 38 ($\tau=300$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	4,95m (495 cm)	1,92m (192cm)	3,03m (303cm)	61,21 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

4.4. Tiempo de cálculo para el Filtro de Kalman ($\tau=600$)

Se genera una gráfica con las señales originales y corregidas por Filtro de Kalman en un tiempo estimado de 600 segundos permitiendo la eliminación de algunos errores como por ejemplo el ruido térmico, falta de sincronización entre los relojes del satélite y receptor, error ionosférico, entre otros que afectan la señal GPS en el momento de su transmisión desde el satélite hacia el receptor.

Satélite # 8

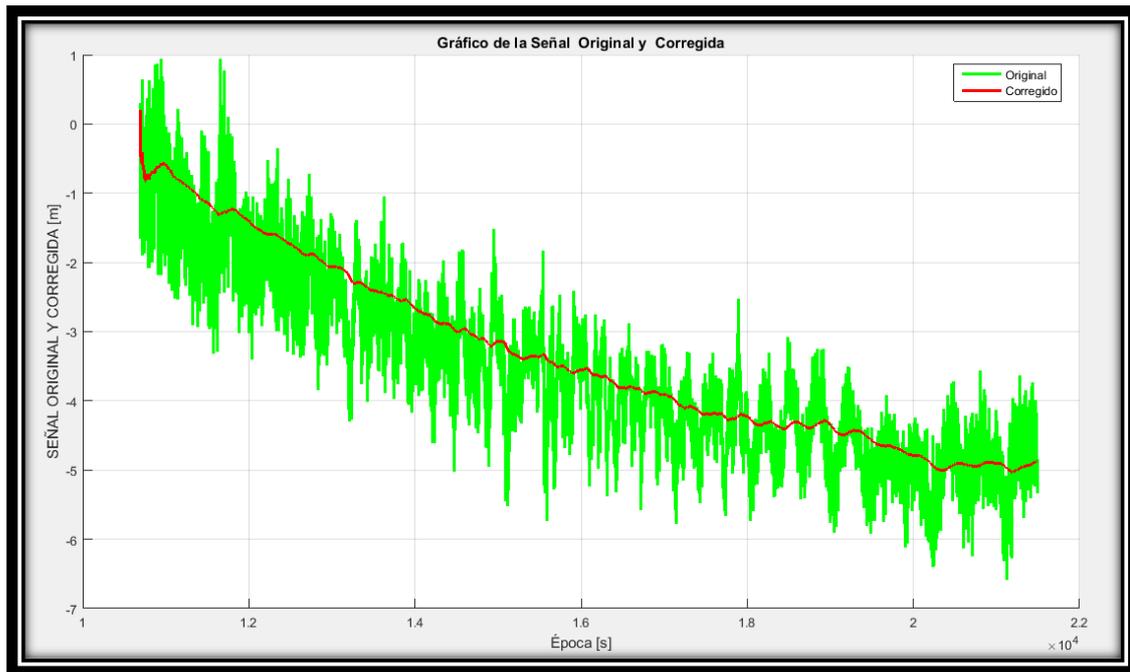


Gráfico 4-6: Grafica del satélite # 8

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-6 se obtiene un error máximo de 92 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 19 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 73 cm que representa el 79,34% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-6: Error original y corregido del satélite # 8 ($\tau=600$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	0,92m (92 cm)	0,19m (19cm)	0,73m (73 cm)	79,34%

Realizado por: (Rene Villa; 2018)

Satélite # 13

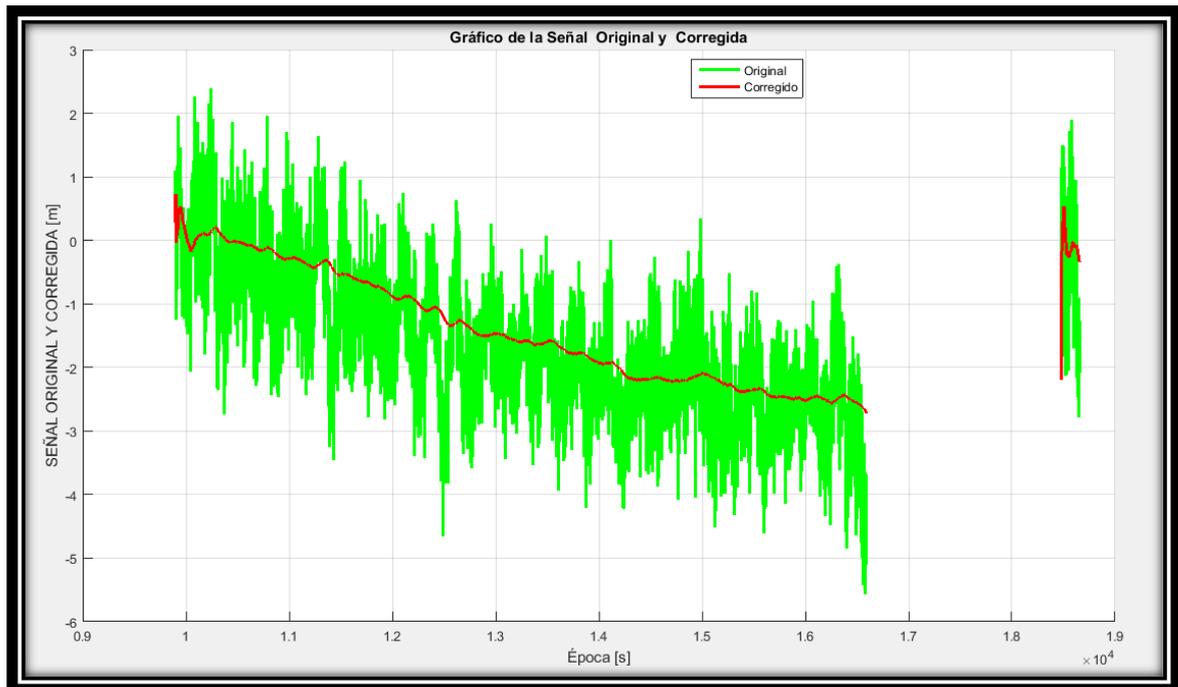


Gráfico 4-7: Grafica del satélite # 13

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-7 se obtiene un error máximo de 235 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 60 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 175 cm que representa el 74,46% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-7: Error original y corregido del satélite # 13 ($\tau=600$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	2,35m (235 cm)	0,60m (60cm)	1,75m (175cm)	74,46%

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 21

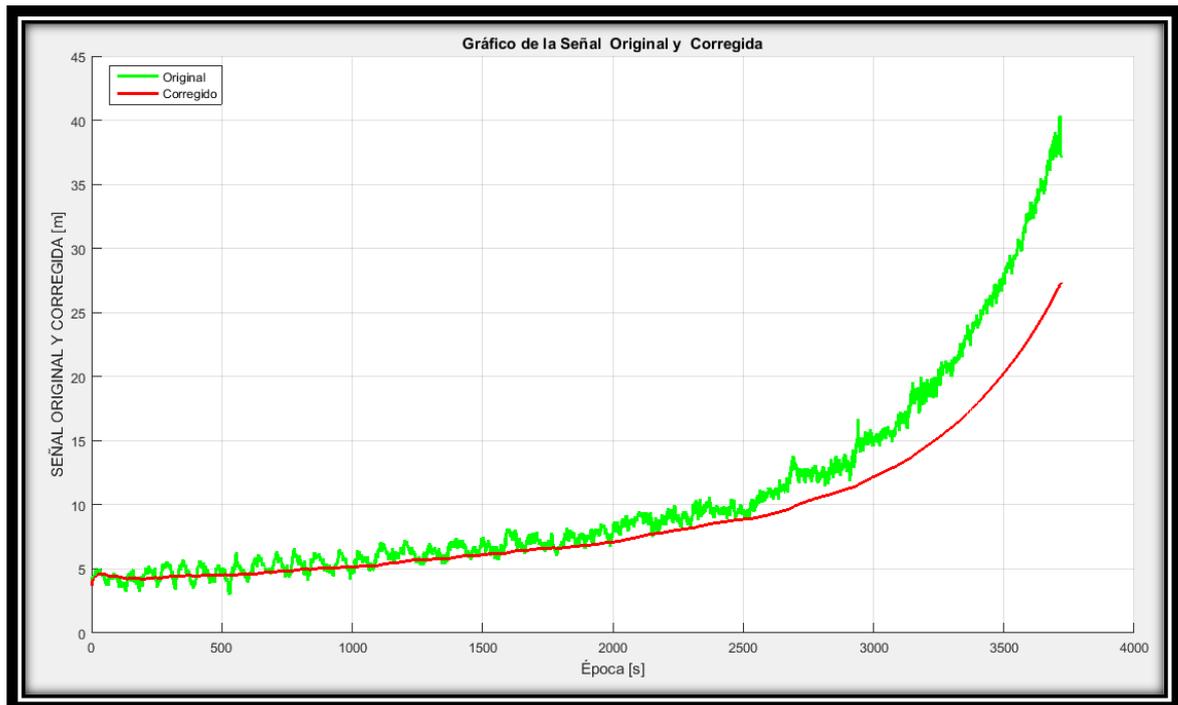


Gráfico 4-8: Grafica del satélite # 21

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-8 se obtiene un error máximo de 4022 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 2200 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 1822 cm que representa el 54, 69% lo que indica que estos errores se redujeron a casi la mitad de la señal original.

Tabla 4-8: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=600$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	40,22m (4022 cm)	22m (2200cm)	18,22m (1822cm)	45,30 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 27

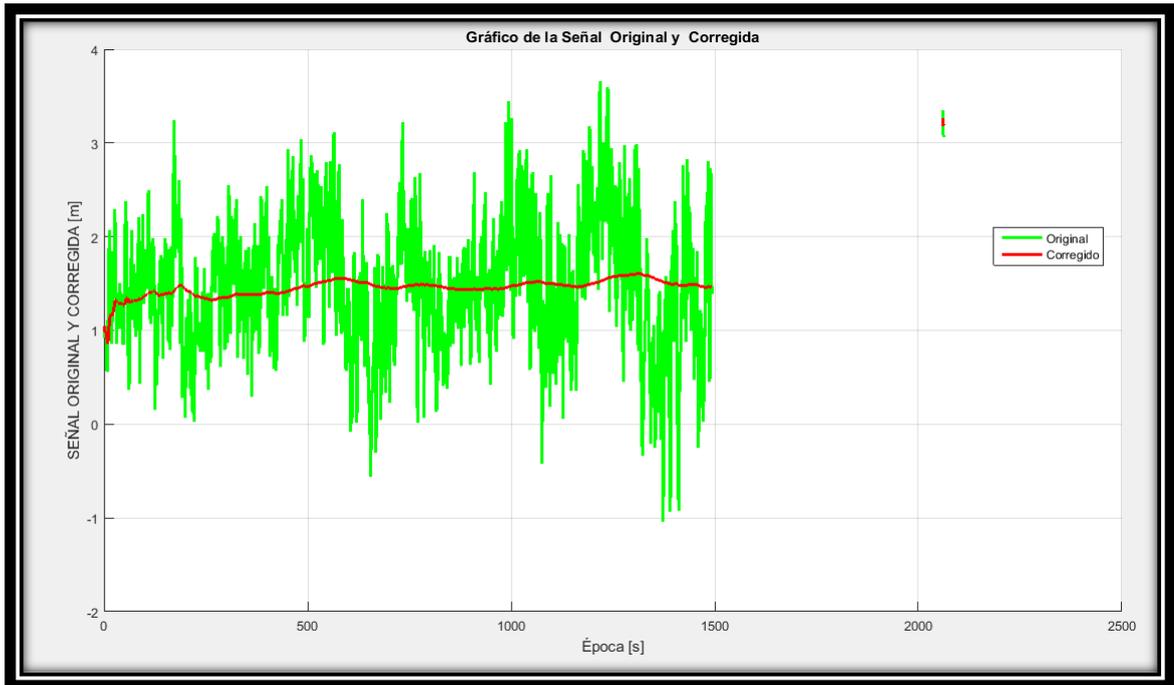


Gráfico 4-9: Grafica del satélite # 27

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-9 se obtiene un error máximo de 365 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 170 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 195 cm que representa el 53,42% lo que indica que estos errores se redujeron a la mitad de la señal original.

Tabla 4-9: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=600$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	3,65m (365 cm)	1,7m (170cm)	1,95m (195cm)	53,42 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 38

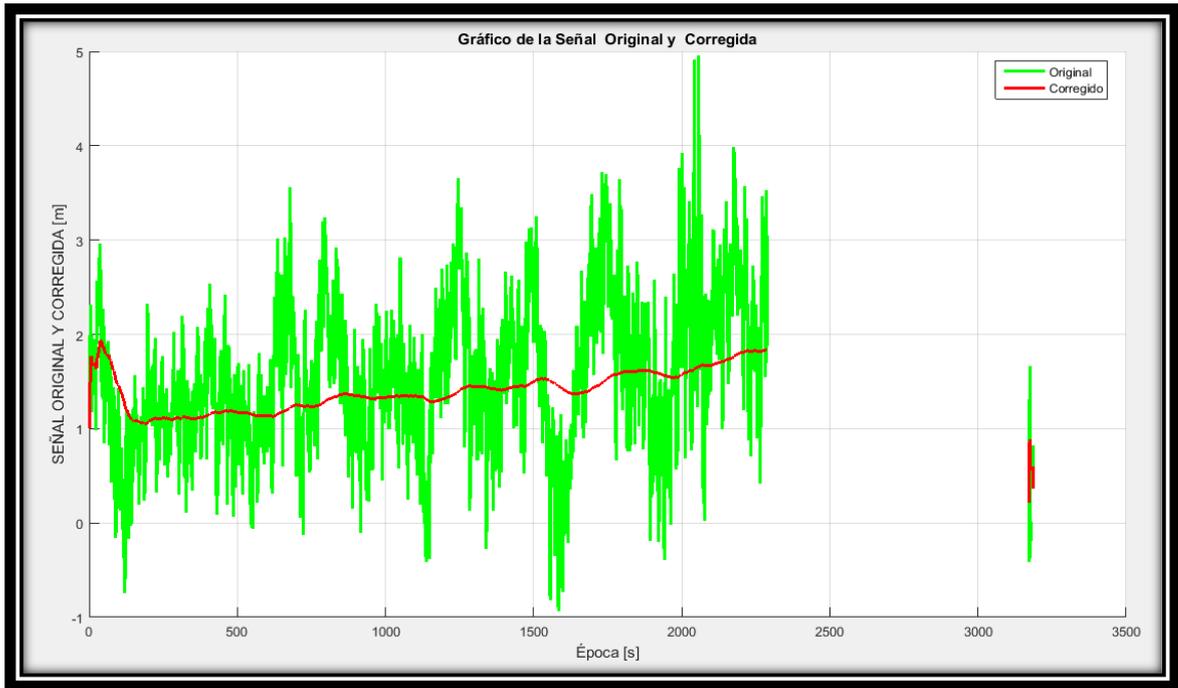


Gráfico 4-10: Grafica del satélite # 38

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-10 se obtiene un error máximo de 495 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 190 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 305 cm que representa el 61,61% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-10: Error original y corregido del satélite # 38 ($\tau=600$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	4,95m (495 cm)	1,90m (190cm)	3,05m (305cm)	61,61 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

4.5. Tiempo de cálculo para el Filtro de Kalman ($\tau=900$)

Se genera una gráfica con las señales originales y corregidas por Filtro de Kalman en un tiempo estimado de 900 segundos permitiendo la eliminación de algunos errores como por ejemplo el ruido térmico, falta de sincronización entre los relojes del satélite y receptor, error ionosférico, entre otros que afectan la señal GPS en el momento de su transmisión desde el satélite hacia el receptor.

Satélite # 8

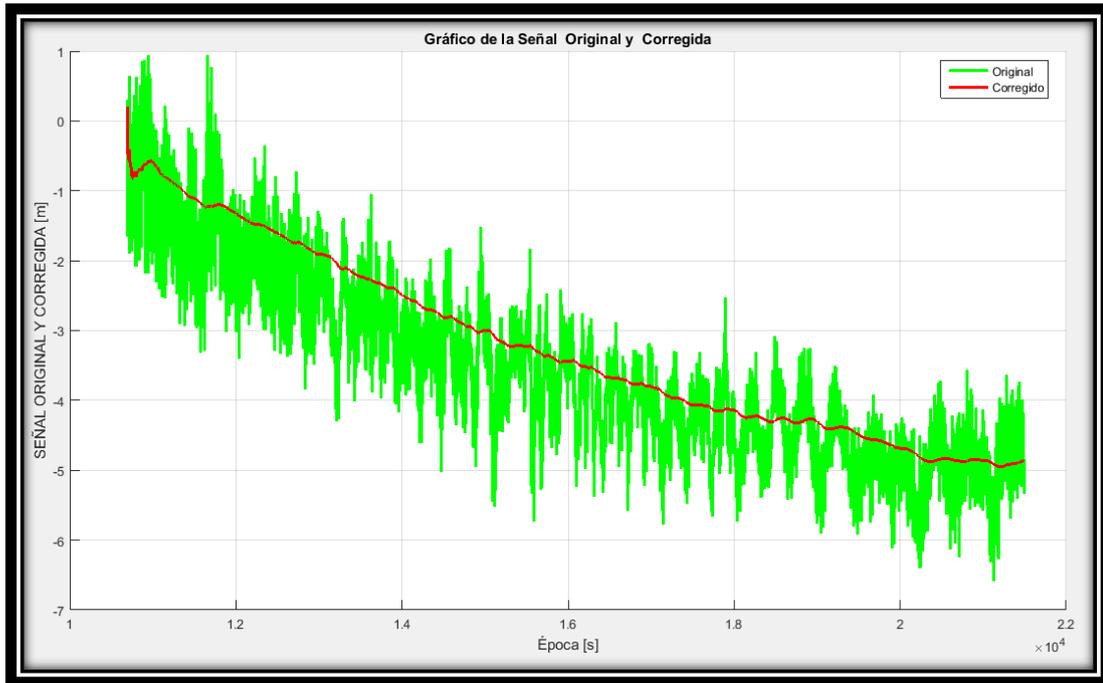


Gráfico 4-11: Grafica del satélite # 8

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-11 se obtiene un error máximo de 92 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 17 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 75 cm que representa el 81, 52% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-11: Error original y corregido del satélite # 8 ($\tau=900$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	0,92m (92 cm)	0,17m (17cm)	0,75m (75 cm)	81,52%

Realizado por: (Rene Villa; 2018)

Satélite # 13

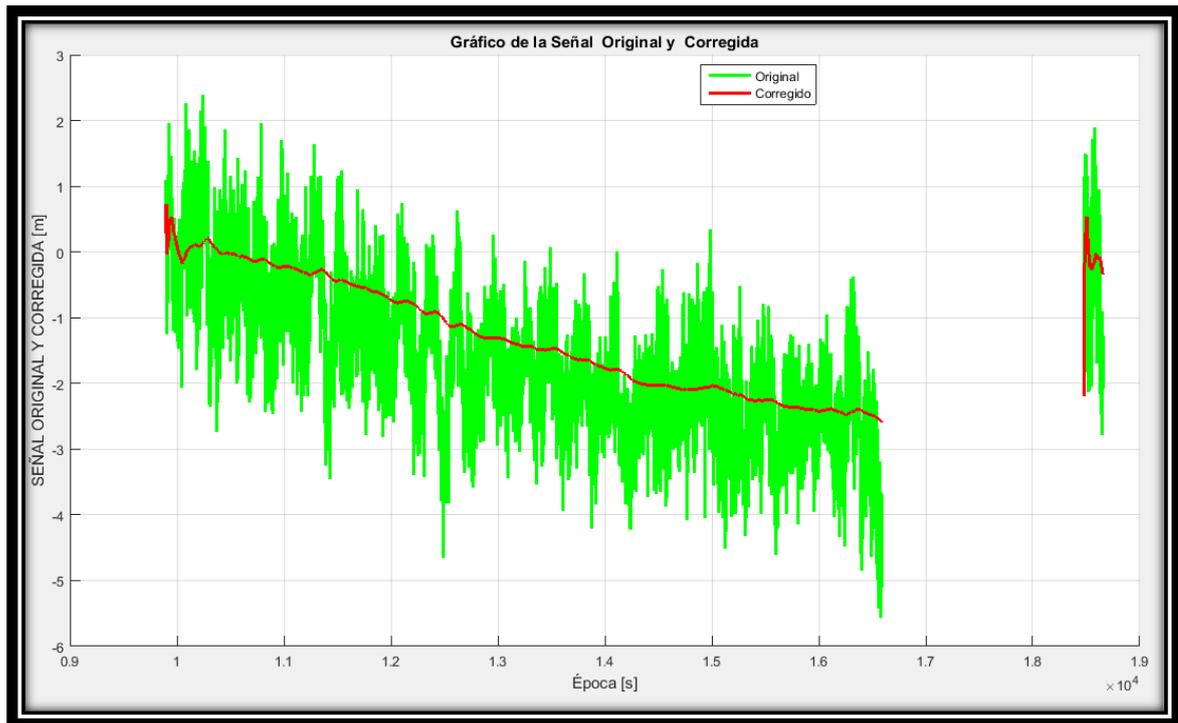


Gráfico 4-12: Grafica del satélite # 13

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-12 se obtiene un error máximo de 235 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 58 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 177 cm que representa el 75,31% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-12: Error original y corregido del satélite # 13 ($\tau=900$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	2,35m (235 cm)	0,58m (58cm)	1,17m (177cm)	75,31%

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 21

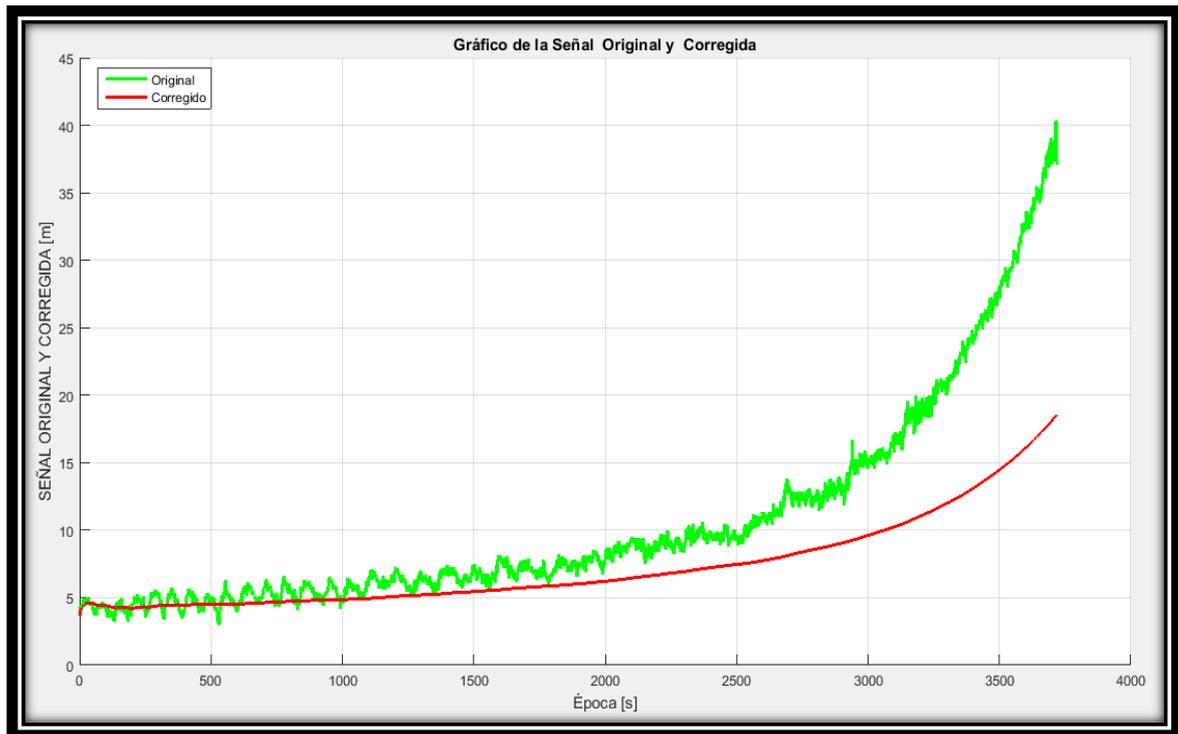


Gráfico 4-13: Grafica del satélite # 21

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-13 se obtiene un error máximo de 4022 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 1850 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 2172 cm que representa el 54 % lo que indica que estos errores se redujeron un poco de la mitad de la señal original.

Tabla 4-13: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=900$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	40,22m (4022 cm)	18,5m (1850cm)	21,72m (2172cm)	54 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 27

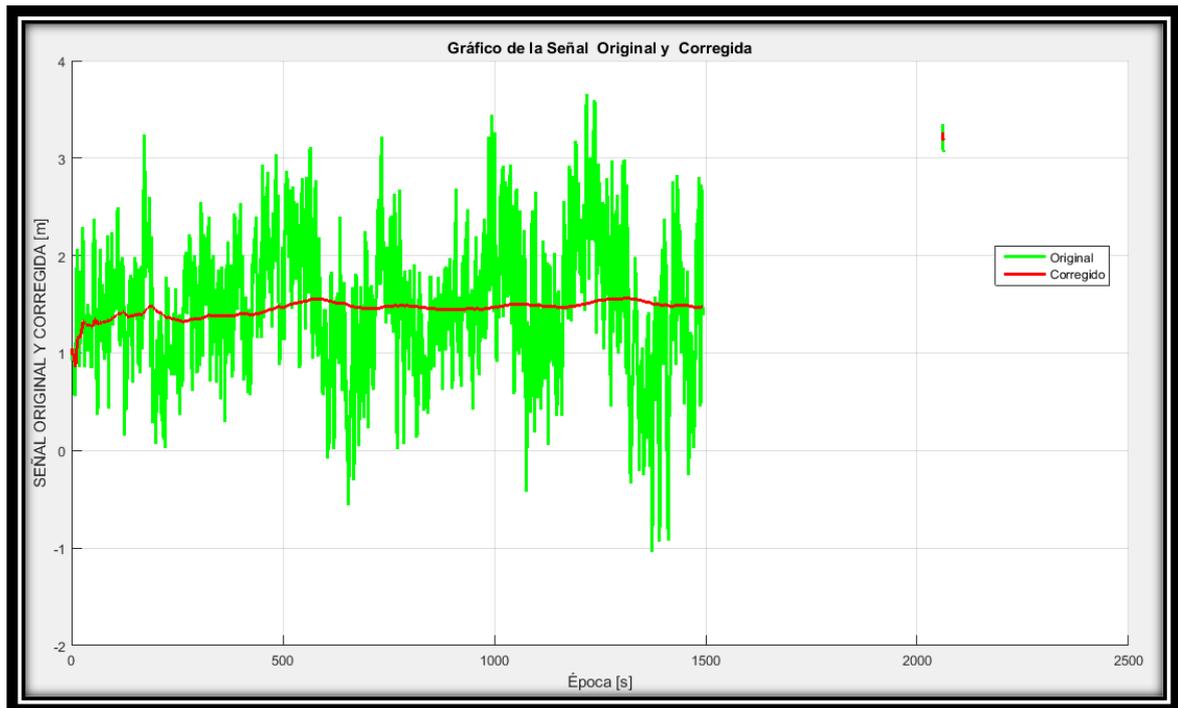


Gráfico 4-14: Grafica del satélite # 27

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-14 se obtiene un error máximo de 365 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 150 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 215 cm que representa el 58, 90% lo que indica que estos errores se redujeron a la mitad de la señal original.

Tabla 4-14: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=900$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	3,65m (365 cm)	1,5m (150cm)	2,15m (215cm)	58,90 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 38

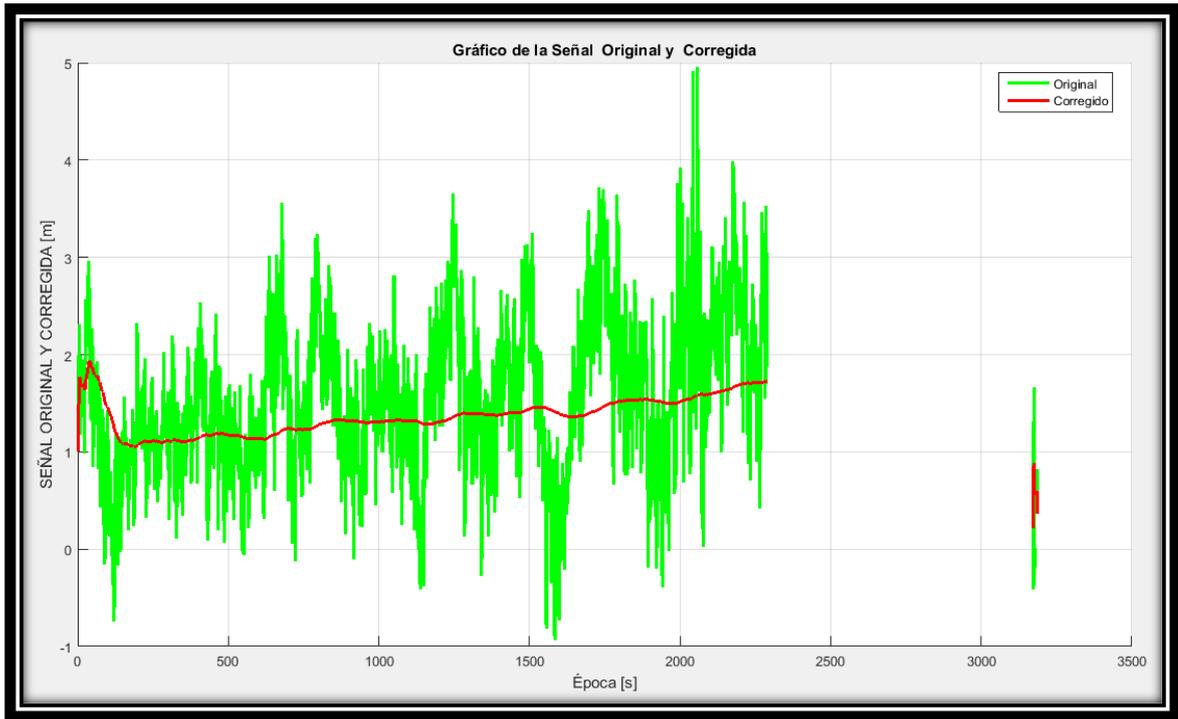


Gráfico 4-15: Grafica del satélite # 38

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-15 se obtiene un error máximo de 495 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 188 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 305 cm que representa el 62,02% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-15: Error original y corregido del satélite # 38 ($\tau=900$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	4,95m (495 cm)	1,88m (188cm)	3,07m (307cm)	62,02 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

4.6. Tiempo de cálculo para el Filtro de Kalman ($\tau=1200$)

Se genera una gráfica con las señales originales y corregidas por Filtro de Kalman en un tiempo estimado de 1200 segundos permitiendo la eliminación de algunos errores como por ejemplo el ruido térmico, falta de sincronización entre los relojes del satélite y receptor, error ionosférico,

entre otros que afectan la señal GPS en el momento de su transmisión desde el satélite hacia el receptor.

Satélite # 8

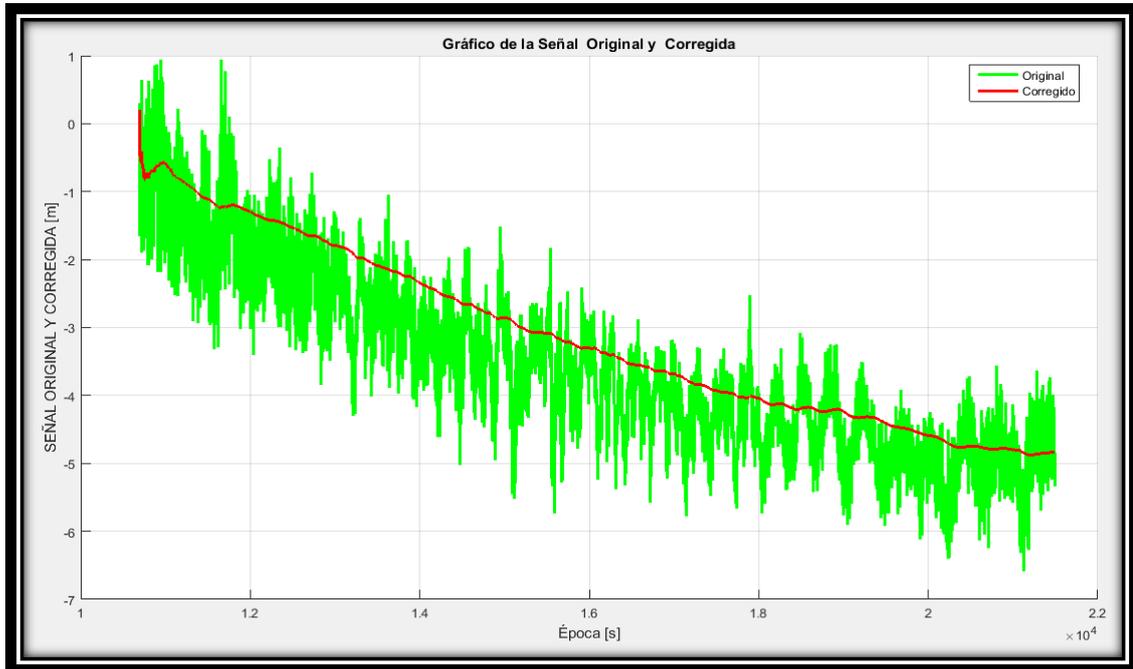


Gráfico 4-16: Grafica del satélite # 8

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-16 se obtiene un error máximo de 92 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 15 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 77 cm que representa el 83, 69% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-16: Error original y corregido del satélite # 8 ($\tau=1200$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	0,92m (92 cm)	0,15m (15cm)	0,77m (77 cm)	83,69%

Realizado por: (Rene Villa; 2018)

Satélite # 13

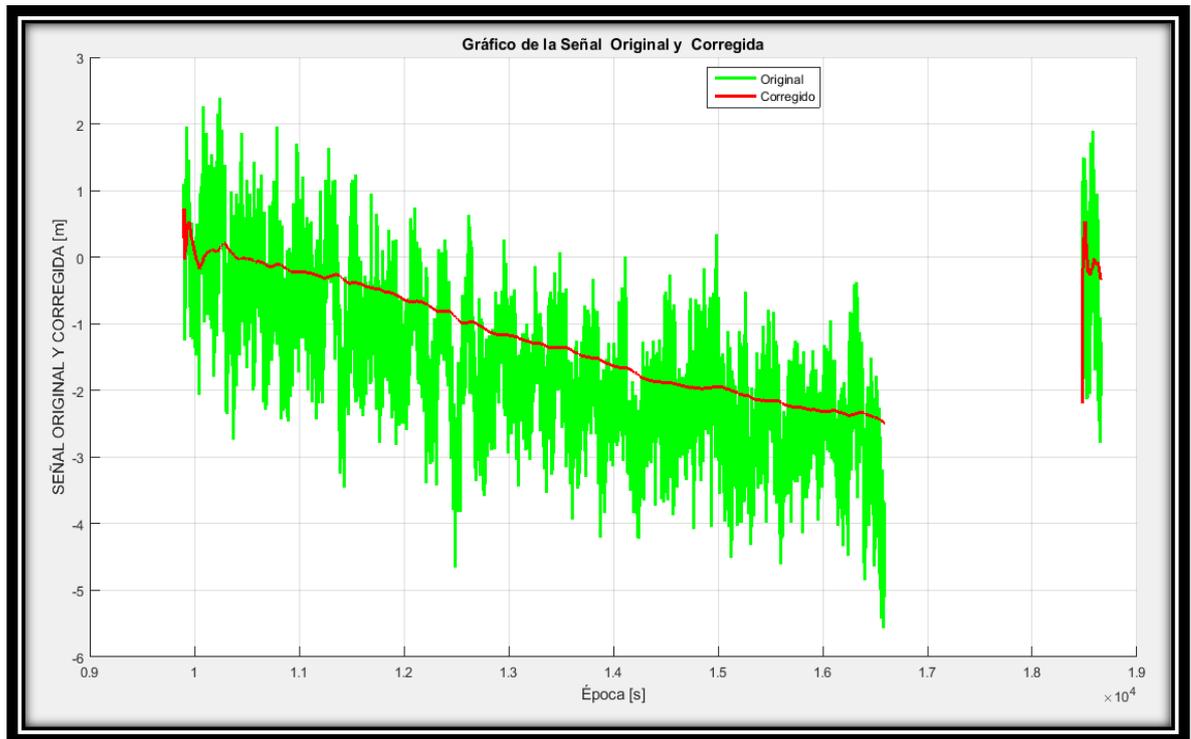


Gráfico 4-17: Grafica del satélite # 13

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-17 se obtiene un error máximo de 235 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 56 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 179 cm que representa el 76,17% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-17: Error original y corregido del satélite # 13 ($\tau=1200$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	2,35m (235 cm)	0,56m (56cm)	1,19m (179cm)	76,17%

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 21

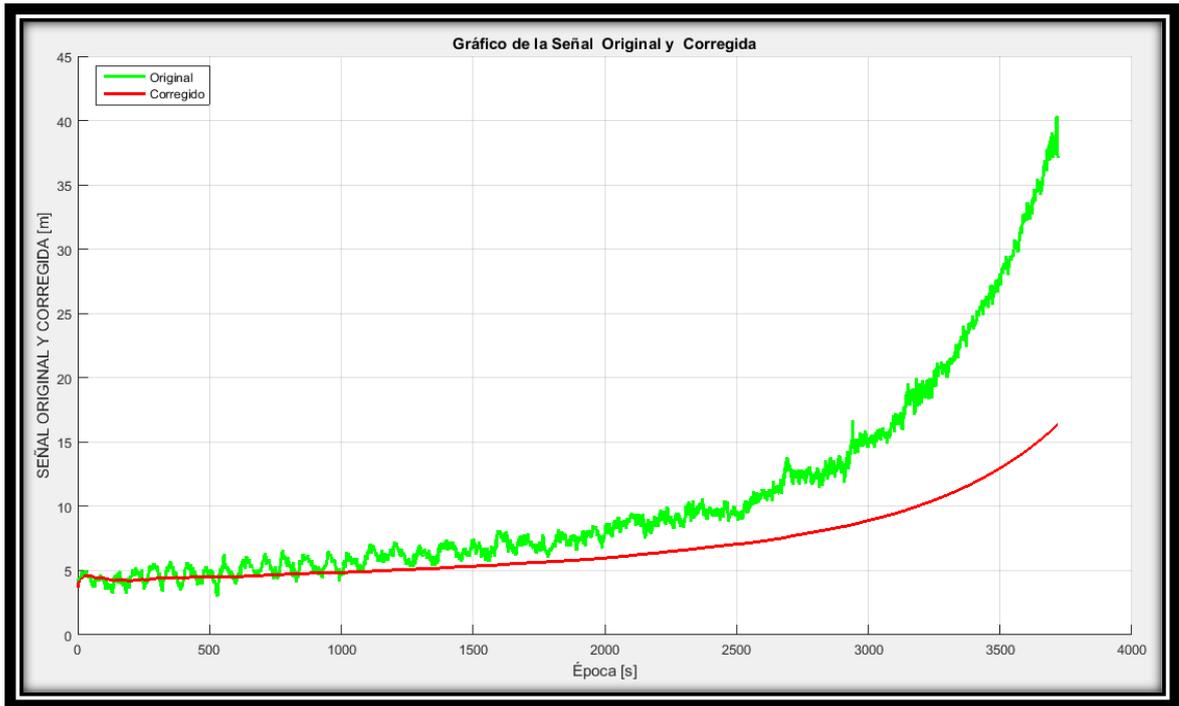


Gráfico 4-18: Grafica del satélite # 21

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-18 se obtiene un error máximo de 4022 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 1620 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 2402 cm que representa el 59,72 % lo que indica que estos errores se redujeron a la mitad de la señal original.

Tabla 4-18: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=1200$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	40,22m (4022 cm)	16,2m (1620cm)	24,02m (2402cm)	59,72 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 27

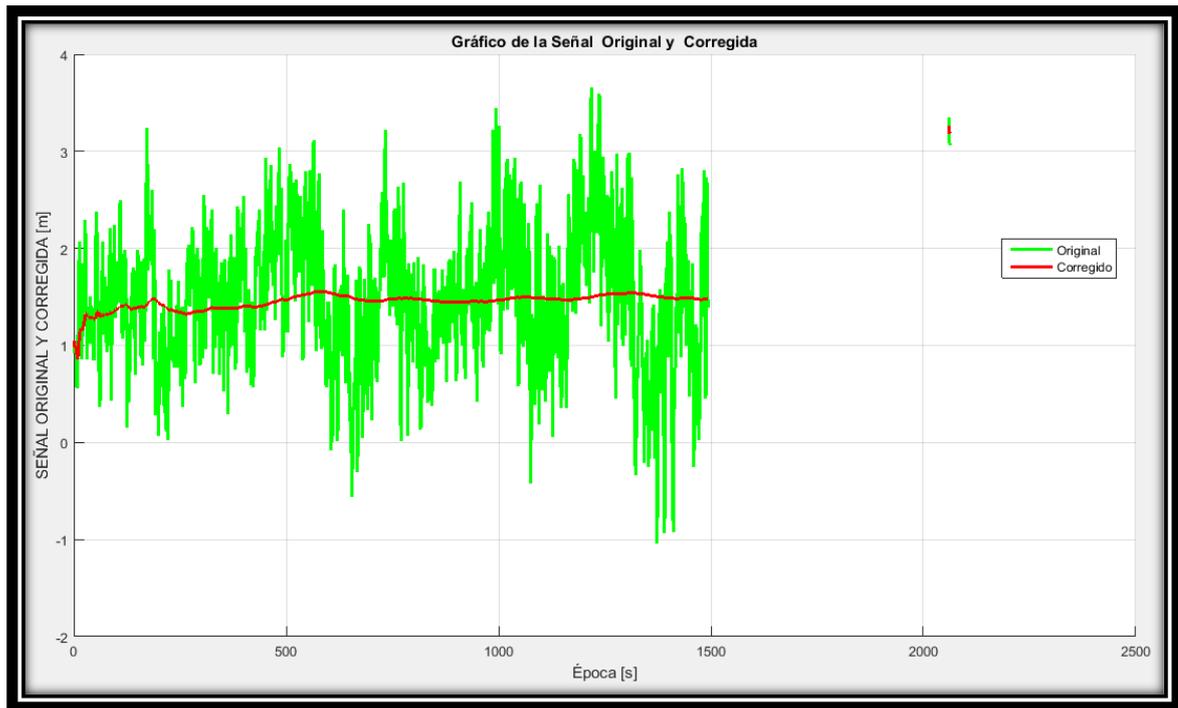


Gráfico 4-19: Grafica del satélite # 27

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-19 se obtiene un error máximo de 365 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 130 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 235 cm que representa el 64,38% lo que indica que estos errores se redujeron más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-19: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=1200$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	3,65m (365 cm)	1,3m (130cm)	2,35m (235cm)	64,38 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 38

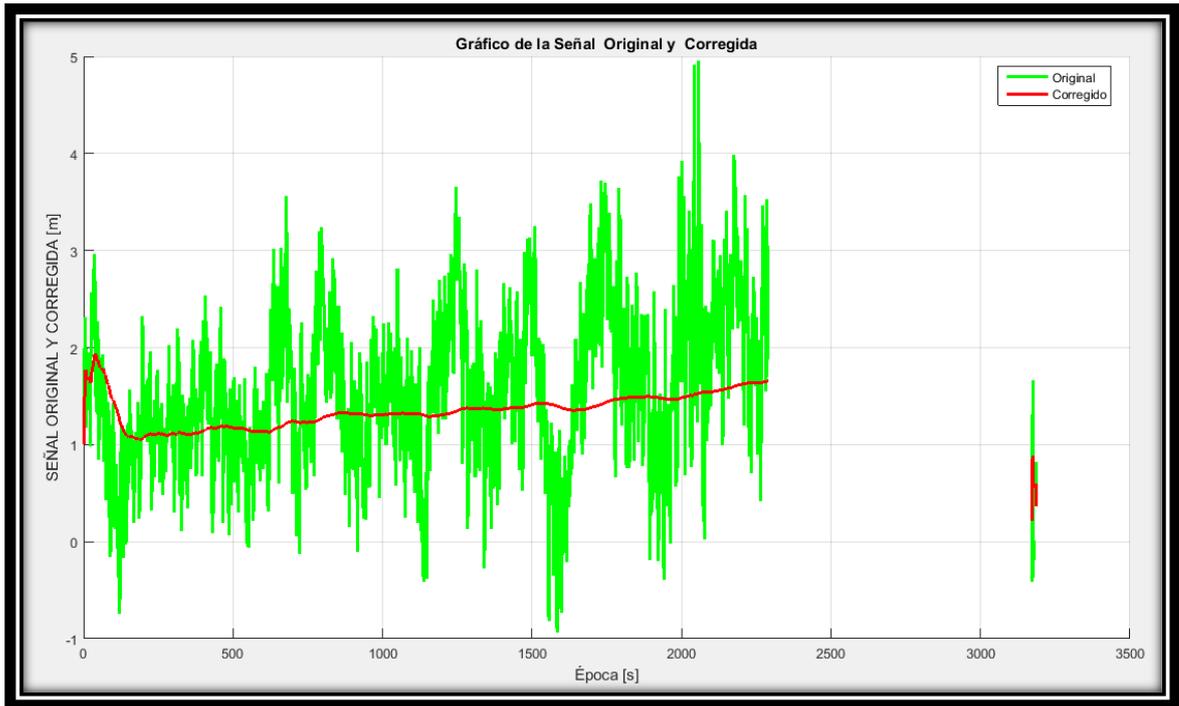


Gráfico 4-20: Grafica del satélite # 38

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-20 se obtiene un error máximo de 495 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 185 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 310 cm que representa el 62,62% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-20: Error original y corregido del satélite # 38 ($\tau=1200$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	4,95m (495 cm)	1,85m (185cm)	3,10m (310cm)	62,62 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

4.7. Tiempo de cálculo para el Filtro de Kalman ($\tau=1800$)

Se genera una gráfica con las señales originales y corregidas por Filtro de Kalman en un tiempo estimado de 1800 segundos permitiendo la eliminación de algunos errores como por ejemplo el ruido térmico, falta de sincronización entre los relojes del satélite y receptor, error ionosférico, entre otros que afectan la señal GPS en el momento de su transmisión desde el satélite hacia el receptor.

Satélite # 8

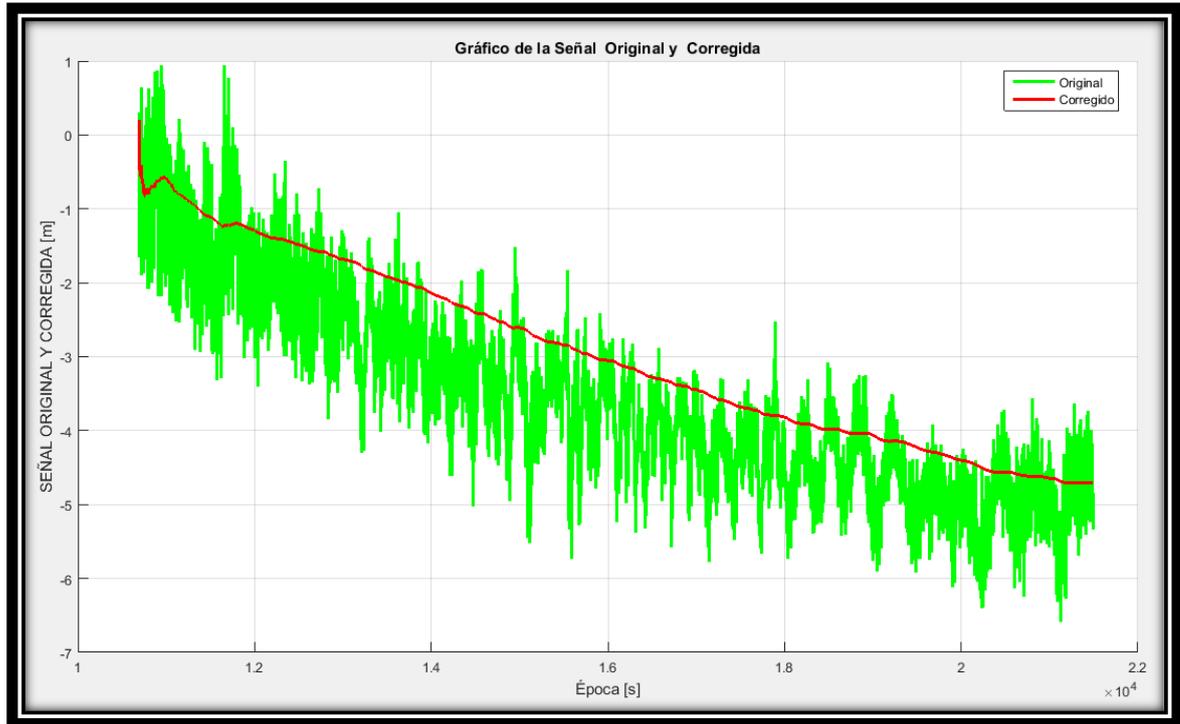


Gráfico: 4-21: Grafica del satélite # 8

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-21 se obtiene un error máximo de 92 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 12 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 80 cm que representa el 86,95% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-21: Error original y corregido del satélite # 8 ($\tau=1800$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	0,92m (92 cm)	0,12m (12cm)	0,80m (80 cm)	86,95%

Realizado por: (Rene Villa; 2018)

Satélite # 13

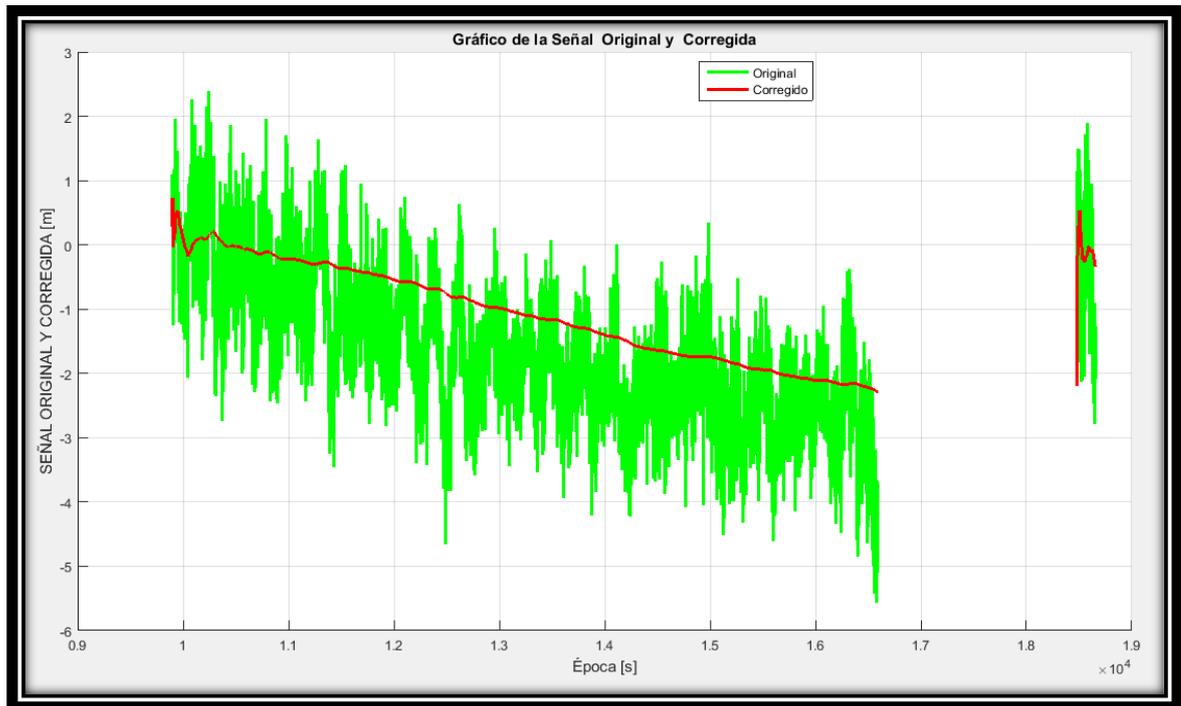


Gráfico 4-22: Grafica del satélite # 13

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-22 se obtiene un error máximo de 235 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 52 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 183 cm que representa el 77,87% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-22: Error original y corregido del satélite # 13 ($\tau=1800$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	2,35m (235 cm)	0,52m (52cm)	1,83m (183cm)	77,87%

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 21

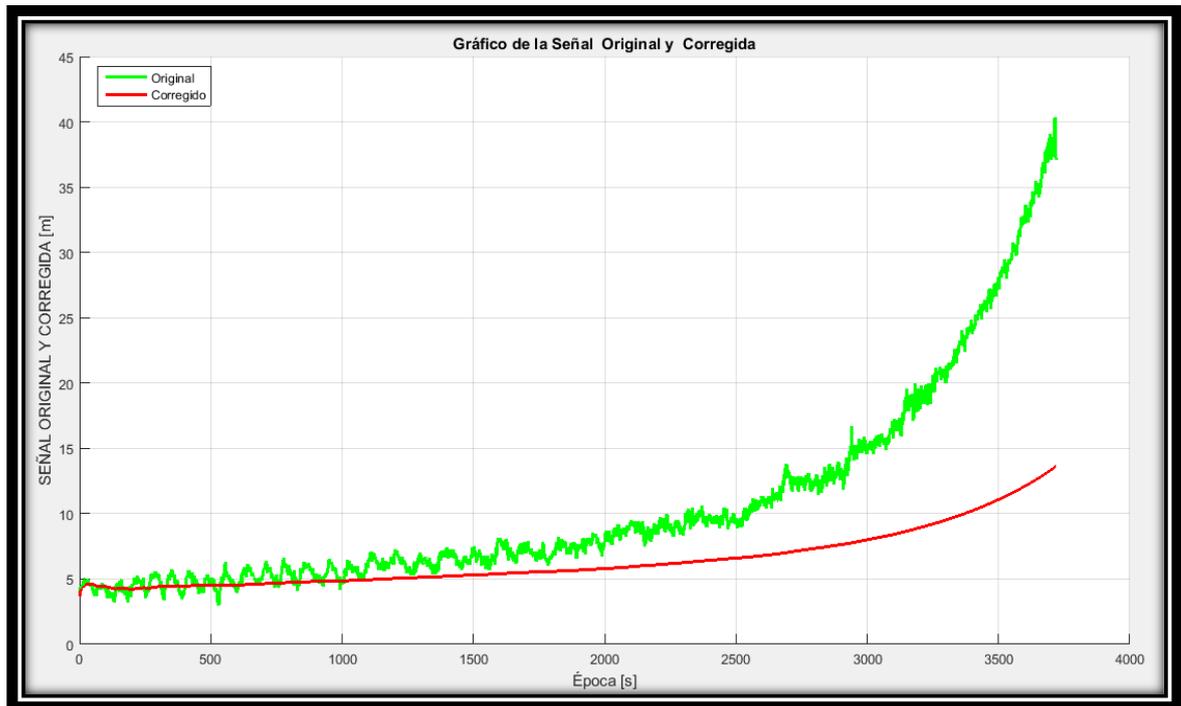


Gráfico 4-23: Grafica del satélite # 21

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-23 se obtiene un error máximo de 4022 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 1350 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 2672 cm que representa el 66,43 % lo que indica que estos errores se redujeron a la mitad de la señal original.

Tabla 4-23: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=1800$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	40,22m (4022 cm)	13,5m (1350cm)	26,72m (2672cm)	66,43 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 27

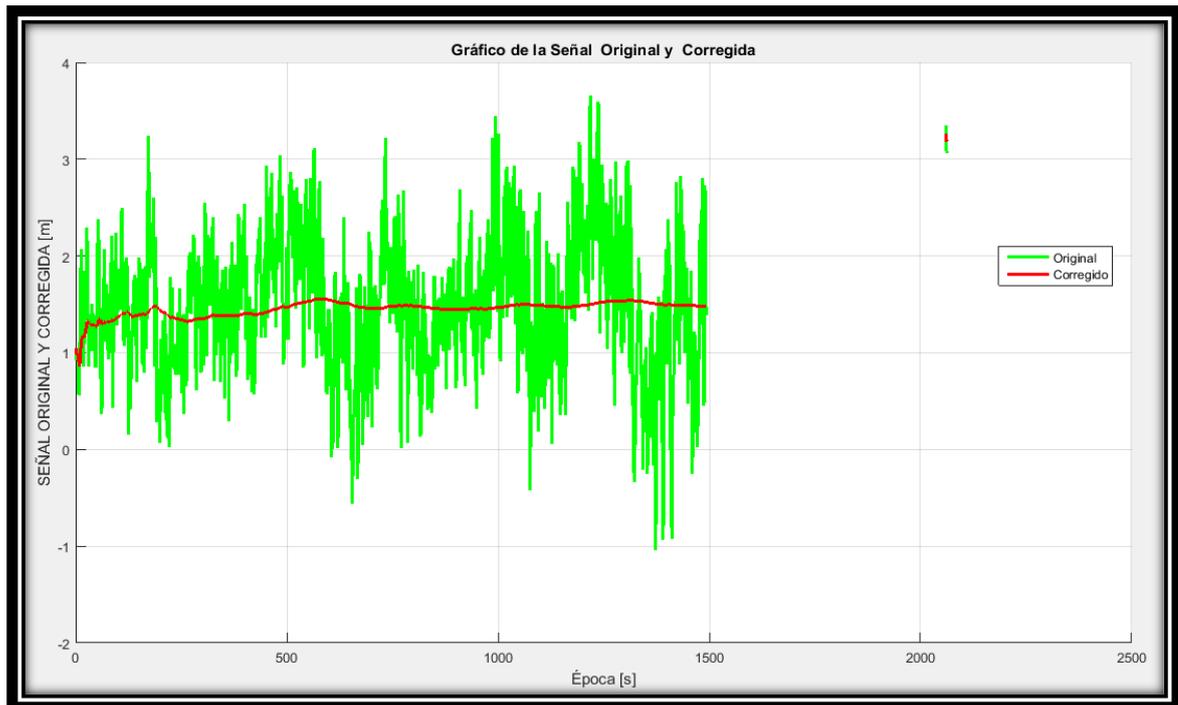


Gráfico 4-24: Grafica del satélite # 27

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-24 se obtiene un error máximo de 365 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 110 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 255 cm que representa el 69, 86% lo que indica que estos errores se redujeron más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-24: Error original y corregido del satélite # 21 ($\tau=1800$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	3,65m (365 cm)	1,1m (110cm)	2,55m (255cm)	69,86 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Satélite # 38

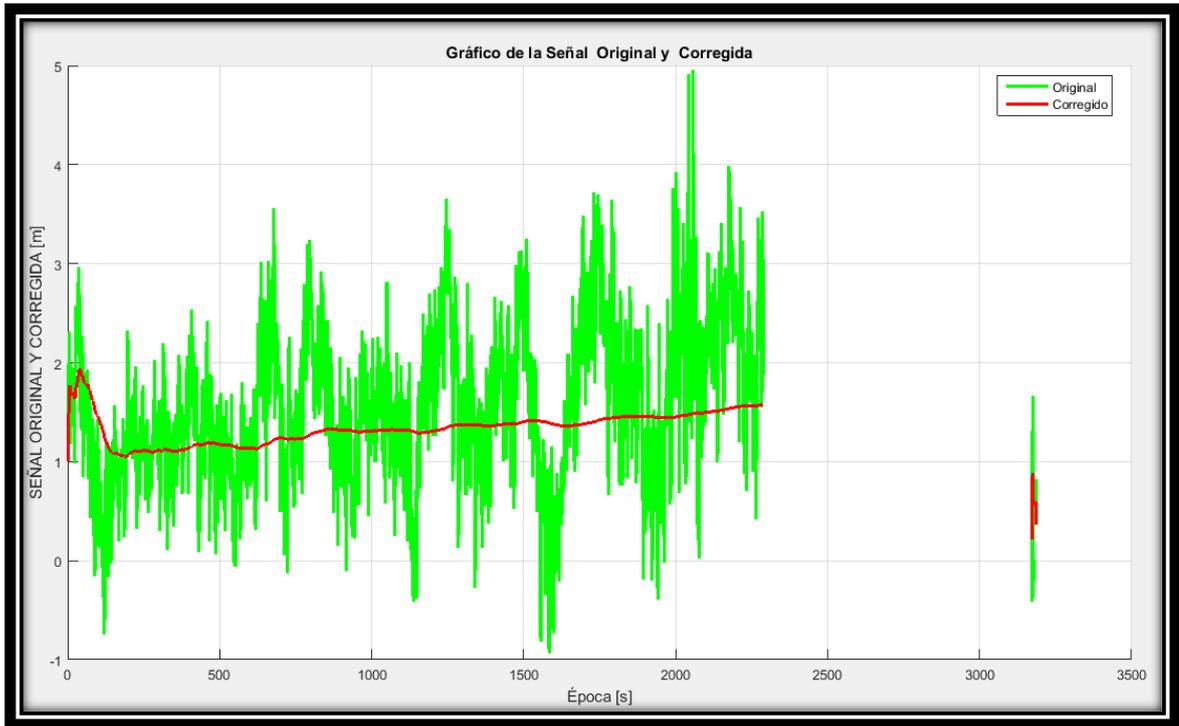


Gráfico 4-25: Grafica del satélite # 38

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

En la figura 4-25 se obtiene un error máximo de 495 cm y luego se aplica el filtro de Kalman y se obtiene una reducción de los errores de falta de sincronización entre los relojes del satélite, ruido térmico, error ionosférico entre otros es de 175 cm del valor máximo y la diferencia de estos dos valores son 320 cm que representa el 64, 64% lo que indica que estos errores se redujeron a más de la mitad de la señal original.

Tabla 4-25: Error original y corregido del satélite # 38 ($\tau=1800$)

Errores	Original	Corregido	Diferencial	Porcentaje
Valor Máximo	4,95m (495 cm)	1,75m (175cm)	3,20m (320cm)	64,64 %

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Tabla 4-26: Resultados finales

Filtro de Kalman					
Tiempo (τ)	# de Satélite	Señal Original	Señal Corregida	Diferencial	% de Corrección
300	8	0,92m (92 cm)	0,21m (21cm)	0,71m (71 cm)	77,17%
	13	2,35m (235 cm)	0,63m (63cm)	1,72m (172cm)	73,19%
	21	40,22m (4022 cm)	30m (3000cm)	10,22m (1022cm)	25,41%
	27	3,65m (365 cm)	1,9m (190cm)	1,75m (175cm)	47,94%
	38	4,95m (495 cm)	1,92m (192cm)	3,03m (303cm)	61,21%
600	8	0,92m (92 cm)	0,19m (19cm)	0,73m (73 cm)	79,34%
	13	2,35m (235 cm)	0,60m (60cm)	1,75m (175cm)	74,46%
	21	40,22m (4022 cm)	22m (2200cm)	18,22m (1822cm)	45,30%
	27	3,65m (365 cm)	1,7m (170cm)	1,95m (195cm)	53,42%
	38	4,95m (495 cm)	1,90m (190cm)	3,05m (305cm)	61,61%
900	8	0,92m (92 cm)	0,17m (17cm)	0,75m (75 cm)	81,52%
	13	2,35m (235 cm)	0,58m (58cm)	1,17m (177cm)	75,31%
	21	40,22m (4022 cm)	18,5m (1850cm)	21,72m (2172cm)	54%
	27	3,65m (365 cm)	1,5m (150cm)	2,15m (215cm)	58,90%
	38	4,95m (495 cm)	1,88m (188cm)	3,07m (307cm)	62,02%
1200	8	0,92m (92 cm)	0,15m (15cm)	0,77m (77 cm)	83,69%
	13	2,35m (235 cm)	0,56m (56cm)	1,19m (179cm)	76,17%
	21	40,22m (4022 cm)	16,2m (1620cm)	24,02m (2402cm)	59,72%
	27	3,65m (365 cm)	1,3m (130cm)	2,35m (235cm)	64,38%
	38	4,95m (495 cm)	1,85m (185cm)	3,10m (310cm)	62,62%
1800	8	0,92m (92 cm)	0,12m (12cm)	0,80m (80 cm)	86,95%
	13	2,35m (235 cm)	0,52m (52cm)	1,83m (183cm)	77,87%
	21	40,22m (4022 cm)	13,5m (1350cm)	26,72m (2672cm)	66,43%
	27	3,65m (365 cm)	1,1m (110cm)	2,55m (255cm)	69,86%
	38	4,95m (495 cm)	1,75m (175cm)	3,20m (320cm)	64,64%

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

4.8. Comprobación de la hipótesis

Hipótesis: Al desarrollar y evaluar el algoritmo del filtro de Kalman permitirá mejorar la precisión del posicionamiento GPS.

Hipótesis nula (H0): El desarrollo y la evaluación del filtro de Kalman **NO** permitirá mejorar la precisión del posicionamiento GPS.

Hipótesis alterna (H1): El desarrollo y la evaluación del filtro de Kalman **SI** permitirá mejorar la precisión del posicionamiento GPS.

4.8.1 Nivel de significación

Una vez que se definen la hipótesis nula y la hipótesis alterna, se determina el nivel de significancia para el caso de estudio, se hace uso de un nivel de significancia de $\alpha=0.10$.

4.8.2 Criterio

La técnica de Chi Cuadrado es el estadístico que se utiliza para la prueba de la hipótesis, siendo la fórmula la siguiente expresión:

$$x^2 = \sum_i = \frac{(\text{observada}_i - \text{esperada}_i)^2}{\text{esperada}_i}$$
$$x^2 = \sum \frac{(f_0 - f_e)^2}{f_e}$$

Simbología:

x^2 = Chi Cuadrado

\sum = Sumatoria

f_e = Frecuencia del valor esperado

f_0 = Frecuencia del valor observado

Frecuencia esperada: el cálculo de la frecuencia esperada, se obtiene a través del producto de los totales marginales dividido por el número total de casos:

Total, marginales: (total del filas). (total de la columna)

Número total de casos: gran total

$$f_e = \frac{(\text{total del filas}). (\text{total de la columna})}{\text{gran total}}$$

Grados de libertad:

$$G1 = (f - 1)(c - 1)$$

Simbología:

G1 = Grado de libertad

f= filas

c= columnas

Entonces:

$$G1 = (3 - 1)(2 - 1)$$

$$G1 = (2)(1)$$

$$G1 = 2 \text{ de libertad}$$

De acuerdo a la tabla estadística de distribución de Chi Cuadrado, con un nivel de significancia 0,1 y con 2 grados de libertad, se genera un valor de $X^2 \text{ tabla} = 4,605$.

Tabla 4-27: Tabla estadística de distribución chi cuadrado

Grados de libertad	Posibilidad de casualidad en porcentaje								
	90%	80%	70%	50%	30%	20%	10%	5%	1%
1	0,016	0,064	0,148	0,455	1,074	1,642	2,706	3,841	6,635
2	0,211	0,446	0,713	1,386	2,408	3,219	4,605	5,991	9,210
3	0,584	1,005	1,424	2,366	2,665	4,642	6,251	7,815	11,341

Fuente: Estadística de Distribución de Chi – Cuadrado.

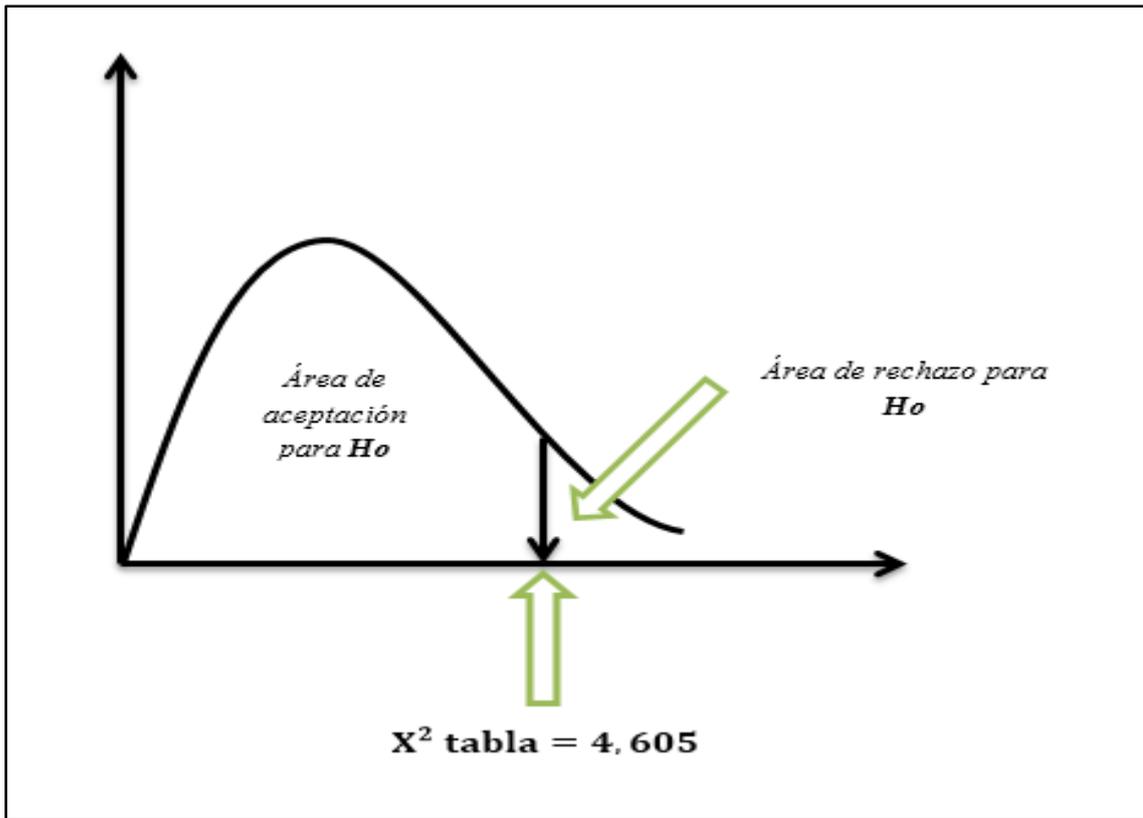


Gráfico 4-26: Área de aceptación y rechazo de la hipótesis nula

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

La regla de decisión: No rechazar H_0 si el valor que encuentra para de X^2 calculado es menor que 4,605. Si el valor que se encuentra es mayor o igual al valor crítico, se rechaza H_0 y se acepta H_1 .

Tabla 4-28: Parámetros para determinar la precisión de posicionamiento

Parámetros para determinar la precisión de posicionamiento		
Valor cuantitativo	Descripción	Interpretación
1	Error corregido	Si el error se reduce en más del 75% señal original (error original)
0	Error no corregido	Si el error no se reduce en más 75% de la señal original (error original)

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Evaluación del filtro de Kalman en la precisión de posicionamiento GPS:

La evaluación del filtro de Kalman considera los tiempos (segundos) por los satélites empleados para determinar la precisión de posicionamiento, por lo tanto, en cada satélite y en cada tiempo estimado se determina si hubo errores corregidos (1) y si no hubo errores corregidos (0), la siguiente tabla resume la información obtenida:

Tabla 4-29: Resumen de los valores obtenidos por satélites

Tiempo(s)	Satélite 21	Satélite 13	Satélite 8
300	0	1	1
600	0	1	1
900	0	0	1
1200	0	0	1
1800	0	1	1

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Calculo de la frecuencia del valor observado

Tabla 4-30: Cálculo de la frecuencia del valor observado

Parámetros	Alternativas		TOTAL
	Errores corregidos	Errores no corregidos	
Satélite 21	0	5	5
Satelite 13	3	2	5
Satélite 8	5	0	5
TOTAL	8	7	15

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

Calculo de la frecuencia del valor esperado

Tabla 4-31: Cálculo de la frecuencia del valor esperado

Parámetros	Alternativas	
	Errores corregidos	Errores no corregidos
Satélite 21	2,66	2,33
Satelite 13	2,66	2,33
Satélite 8	2,66	2,33

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

4.8.3 Cálculo para Chi – Cuadrado

Tabla 4-32: Cálculo para chi - cuadrado

Satélite/alternativa	f_0	f_e	$f_0 - f_e$	$(f_0 - f_e)^2$	$(f_0 - f_e)^2 / f_e$
Satélite 21 / Errores corregidos	0	2,66	-2,66	7,075	2,720
Satélite 21 / Errores no corregidos	5	2,33	2,67	7,130	3,060

Satélite 13 / Errores corregidos	3	2,66	0,34	0,115	0,043
Satélite 13 / Errores no corregidos	2	2,33	-0,33	0,110	0,046
Satélite 8 / Errores corregidos	5	2,66	2,34	5,470	2,058
Satélite 8 / Errores no corregidos	0	2,33	-2,33	5,42	2,326
				$\chi^2 =$	10,253

Realizado por: (Rene Villa, 2018)

4.8.4 Decisión

Si χ^2 calculado = 10,253 y χ^2 tabla = 4,605 Entonces:

$$\chi^2 \text{ calculado} > \chi^2 \text{ tabla}$$

Por lo tanto χ^2 calculado está en la zona de rechazo de la H_0 entonces se llega a la conclusión se rechaza la hipótesis nula y se acepta la hipótesis H_1 (hipótesis alterna) que es: “El desarrollo y la evaluación del filtro de Kalman **SI** permitirá mejorar la precisión del posicionamiento GPS”.

CONCLUSIONES

- La implementación del Algoritmo de Filtro de Kalman en frecuencia simple permite mejorar la precisión de la posición en el receptor GPS eliminando los errores.
- Los valores asignados al tiempo de estimación (τ) se establece en un rango de 300 a 1800 segundos observando, la disminución de los errores y dando estabilidad a la señal ya que se verifica la supresión de picos que representan los valores afectados.
- Como resultado del análisis de la aplicación del filtro en las medidas del satélite 8 se observa que los datos brutos indican un valor nominal de error de (92) cm respectivamente al aplicar el filtro de Kalman con un tiempo estimado ($\tau=300$) se reduce el error a (21) cm alcanzado una reducción de los errores en un 77,17% respecto a la señal original.
- Como resultado del análisis de la aplicación del filtro en las medidas del satélite 8 se observa que los datos brutos indican un valor nominal de error de (92) cm respectivamente al aplicar el filtro de Kalman con un tiempo estimado ($\tau=1800$) se reduce el error a (12) cm alcanzado una reducción de los errores en un 86,95% respecto a la señal original.
- Los errores que no se pueden eliminar es el ionosférico y el multipath esto pueden ser objeto de limitaciones operativas con el filtro de Kalman, permitiendo al mismo tiempo que la estación receptora pueda recibir estos errores en períodos prolongados.
- Por medio de la utilización del Estadístico X^2 se comprueba la hipótesis ya que X^2 *calculado* obtiene un valor de **10.253** que es superior a X^2 *tabla* = **4.605** por lo tanto se acepta la hipótesis de investigación la misma que dice: “Al desarrollar y evaluar el algoritmo del Filtro de Kalman permitirá mejorar la precisión del posicionamiento GPS”

RECOMENDACIONES

- Para investigaciones futuras del algoritmo de Filtro de Kalman se recomienda ampliar su implementación de técnicas a doble frecuencia.
- Se recomienda que los valores del tiempo estimado o de cálculo deben estar dentro de un rango de (300 - 1800) para no sobrecargar el dispositivo.
- Para mejorar la calidad de recepción de la señal GPS se recomienda que la toma de datos se realice en días despejados y en zonas de poca densidad de edificios.
- Se debe trabajar solo con receptores de frecuencia simple para poder hacer la mejora en la precisión de la posición del sistema GPS.

BIBLIOGRAFIA

- Ayala, A., Hasbun, M.,** (2012). Aplicaciones y uso de la tecnología de GPS diferencial de doble frecuencia con precisión centimétrica en el área de levantamiento y replanteo topográfico georeferenciado (universidad de el salvador). facultad de ingeniería y arquitectura, escuela de ingeniería civil, Lima, Perú. Recuperado de: http://ri.ues.edu.sv/1762/1/TESIS_DE_GPS_DIFERENCIAL_EN_PDF.pdf
- Bonifaz, D., Vascones, A.,** (2017). Diseño y construcción de un dispositivo electrónico, para la ignición de vehículos mediante reconocimiento de huella dactilar, con opción de monitoreo GPS e inmovilización vehicular, programado en arduino, con visualización en dispositivos móviles. Quito, Ecuador: universidad internacional del ecuador. facultad de ingeniería mecánica automotriz. ingeniería en mecánica automotriz. Recuperado de: <http://repositorio.uide.edu.ec/bitstream/37000/1813/1/T-UIDE-1349.pdf>
- Bossler, J.** (2002). Manual of geospatial science and technology. New York, Estados Unidos: Taylor & Francis. Recuperado de: https://books.google.com.ec/books?hl=es&lr=&id=XVJwDrkZA1wC&oi=fnd&pg=PP1&dq=Manual+Geospatial+Science+and+Technology&ots=M5b2LOdZfG&sig=LdM2bCaQwgg620WtbmH_LprJCc0#v=onepage&q=Manual%20Geospatial%20Science%20and%20Technology&f=false
- Deossa Molina, P.,** (2009). Entrenamientos de redes neuronales con filtros de Kalman. Medellín, Colombia: Universidad Nacional de Colombia sede Medellín. Escuela de Ingeniería Electrónica y Mecánica. Recuperado de: https://www.researchgate.net/profile/Pablo_Deossa/publication/30757746_Entrenamiento_de_redes_neuronales_con_filtros_de_Kalman/links/57fcd1dd08aed4ab46fe5ad0/Entrenamiento-de-redes-neuronales-con-filtros-de-Kalman.pdf
- Domínguez, C., Rodríguez, J.,** (2015). Contribución de la técnica satellite laser ranging a los sistemas de posicionamiento Glonass, Beidou Y Galileo. San Juan: Universidad Nacional de San Juan. Facultad de Ingeniería Departamento de Agrimensura, Ingeniero

- Agrimensor. Recuperado de:
<ftp://ftp.unsj.edu.ar/agrimensura/Trabajo%20Final/Tesis%20Dominguez-Rodriguez.pdf>
- Fernández I.,** (2002). Aplicación del filtro de Kalman al análisis y predicciones de entornos productivos empresariales. Universidad de Oviedo. Recuperado de:
http://adingor.es/congresos/web/uploads/cio/cio2002/metodos_cuantitativos/C086.pdf
- García. D.,** (2008). Sistema GNSS (Global Navigation Satellite Systema). Madrid, España: Universidad Autónoma de Madrid. Recuperado a de:
<http://arantxa.ii.uam.es/~jms/pfcsteleco/lecturas/20080125DavidGarcia.pdf>
- Giménez Rodríguez. T.,** (2010). Sistema de Posicionamiento Global (GPS). Recuperado de:
http://webs.um.es/bussons/GPSresumen_TamaraElena.pdf
- Huerta. E, Mangiaterra. A.,** (2005). GPS Posicionamiento Satelital (1 Edicion). UNR Editora (Universidad Nacional de Rosario). Recuperado de:
http://www.fceia.unr.edu.ar/gps/GGSR/libro_gps.pdf
- Ihlenfeldt. M.,** (2005). Suavizacao da pseudodistancia pela fase da onda portadora análise da técnica, Curitiba, Paraná, Brasil: Universidad Federal de Paraná. Recuperado de:
<http://acervodigital.ufpr.br/bitstream/handle/1884/5365/SEJAS,%20M.%20I.%20Disser%20ta%C3%A7%C3%A3o%20177.pdf?sequence=1>
- Izquierdo Millan. S.,** (2005). Análisis de sistemas cointegrados mediante métodos de subespacios. Universidad de Valladolid. Recuperado de:
http://www.segis.izqui.org/files/Izquierdo_Dissertation.pdf
- M. Hernández-Pajares, etal J.M Zornoza, J.Sanz Subirana.** (2001). Procesado De Datos Gps: Código Y Fase, Algoritmos, Técnicas Y Recetas. Barcelona, España: gAGE-NAV S.L. Recuperado de <http://studylib.es/doc/5804088/procesado-de-datos-gps--c%C3%B3digo-y-fase-algoritmos>
- Mohino Harris E.,** (2006). Análisis y mitigación del error ionosférico en los sistemas globales de navegación po satélite con receptores de una frecuencia. Madrid, España: Universidad Complutense de Madrid. Facultad de Ciencias Físicas, Departamento de Física de la

Tierra, Astronomía y Astrofísica, Recuperado de:
<http://eprints.ucm.es/7173/1/T28341.pdf>

Montenegro Fierro, K., Vargas. Espinoza. D., (2015). Determinación de puntos geográficos para el cálculo de áreas exactas utilizando GPS Diferencial (DGPS). Quito, Ecuador: Universidad Politécnica Salesiana sede Quito. Ingeniería Electrónica Recuperado de:
<http://dspace.ups.edu.ec/bitstream/123456789/11614/1/UPS%20-%20ST002126.pdf>

Navarro Corcuera J., (2004). Utilización de GPS diferencial e inercial para operaciones de aproximación final y aterrizaje (Universidad Politécnica de Madrid). Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáuticas. Madrid, España.

Peñafiel. J., Zayas. J., (2001). Fundamentos del Sistema GPS y Aplicaciones en la Topografía (Colegio Oficial de Ingenieros Técnico en Topografía). Castilla, Madrid, España. Recuperado de: <http://www.rutasnavarra.com/GPS/Teoria/GPSavanzado.pdf>

Pereira Ruiz. S., (s. f.). Localización de robots mediante filtro de Kalman. Recuperado de:
<http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/11879/fichero/PFC+Sergio+Pereira+Ruiz%252F7+-+Filtro+de+Kalman.pdf>

Pilapanta. C., (2013). Estudio metodológico de la dinámica espacial de la estación de monitoreo continuo Riobamba (Riop) Y Su Influencia En La Determinación Del Modelo De Velocidades Del Ecuador. Sangolquí, Quito, Ecuador: Escuela Politécnica del Ejército. Carrera de Ingeniería Geográfica y del Medio Ambiente. Recuperado de:
<http://repositorio.espe.edu.ec/handle/21000/6470>

Pozo Ruz. A., (2001). Sistema sensorial para control y localización de vehículos en exteriores. Málaga, España: Universidad de Málaga. E.T.S. de Ingenieros Industriales. Departamento de Tecnología Electrónica. Recuperado de:
<http://www.biblioteca.uma.es/bbl/doc/tesisuma/16272572.pdf>

Puglia. G., Monagas. J., (2012). Desarrollo de un sistema de GPS diferencial para aumentar la precisión de los sistemas de ubicación basados en la tecnología GPS sobre dispositivo móviles. Caracas, Venezuela: Universidad católica Andrés Bello. facultad de ingeniería, escuela de ingeniería de telecomunicaciones Recuperado de:
<http://biblioteca2.ucab.edu.ve/anexos/biblioteca/marc/texto/AAS3511.pdf>

- Shimabuko. C.,** (2010). Implementación de un sistema de ubicación y discernimiento entre la tecnología celular GSM y satelital para el seguimiento de unidades móviles. Lima, Perú: Pontificia Universidad Católica de Perú. Facultad de Ciencias e Ingeniería. Recuperado de:
http://tesis.pucp.edu.pe/repositorio/bitstream/handle/123456789/565/SHIMABUKO_SHIMABUKURO_CESAR_SISTEMA_UBICACION_GSM_SATELITAL.pdf?sequence=1
- Rivera Medina. J.,** (2014). Implementación del differential global positioning system con correcciones simples y dobles en pseudodistancias. Sevilla: Universidad de Sevilla. Escuela Técnica Superior de Ingeniería, Departamento Ingeniería Electrónica, Ingeniería Aeronáutica, Recuperado de
<http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/60237/fichero/Proyecto+fin+de+carrera+-+Jos%C3%A9+Mar%C3%ADa+Rivera+Medina+%2817-09-14%29.pdf>
- Romo Pérez, M., Muñoz. F.,** (1996). Factibilidad para instalar una red de localización automática de vehículos en el distrito metropolitano de Quito utilizando el Sistema de posicionamiento Global GPS. Quito, Ecuador: Escuela Politécnica Nacional. Recuperado de: <http://bibdigital.epn.edu.ec/bitstream/15000/11048/1/T213.pdf>
- Sierra Calderón.A.,** (2009). Desarrollo de una aplicación web para representación de datos de posicionamiento. Barcelona, España: Universidad Autónoma de Barcelona. Ingeniería Técnica de Telecomunicaciones. Especialidad en Sistemas Electrónicos. Recuperado a partir de
https://ddd.uab.cat/pub/trerecpro/2009/hdl_2072_48077/PFC_AnaSierraCalderon.pdf
- Tejada. A.,** (2016). Diseño y programación de software para el control de calidad y condiciones de archivos Rinex para procesamiento de observaciones GNSS. San Juan: Universidad Nacional de San Juan. Facultad de Ingeniería, Ingeniería en Agrimensura. Recuperado de: http://ftp.unsj.edu.ar/agrimensura/Trabajo%20Final/Trabajo%20Final_Tejada,Agostina.pdf

Toledo Moreo. R., (2005). Un sistema de navegación de alta integridad para vehículos en entornos desfavorable. Murcia: universidad de murcia. Recuperado a partir de <http://www.tdx.cat/handle/10803/10923>

Tolosa. J., (2012). Algoritmo y técnicas de tiempo real para el incremento de la precisión posicional relativa usando receptores GPS estándar. Argentina: Universidad de la Plata. Recuperado de: http://sedici.unlp.edu.ar/bitstream/handle/10915/26276/Documento_completo.pdf?sequence=3

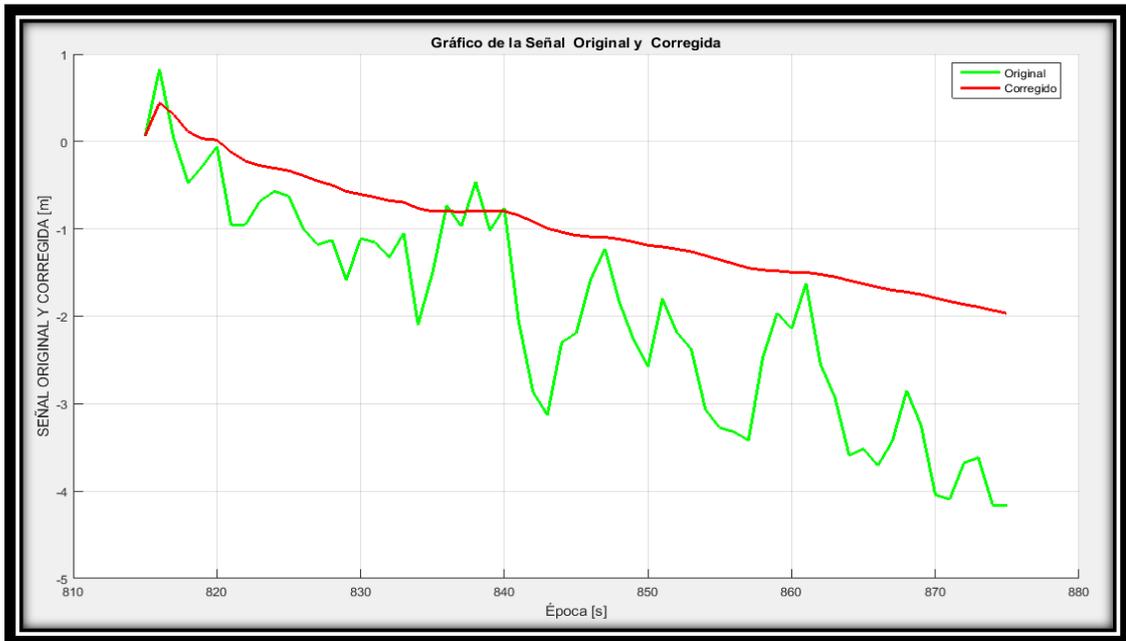
Vázquez Bautista. F., (2002). Realización de filtro de Kalman aplicado a la sincronización del GPS Oncore UT+ basado en el TM5320C6711. Salamanca, Guanajuato: Universidad de Guanajuato. Recuperado de: http://www.academia.edu/2962549/Realizaci%C3%B3n_de_filtrado_Kalman_aplicado_a_la_sincronizaci%C3%B3n_del_GPS_Oncore_UT_basado_en_el_TMS320C6711

ANEXOS

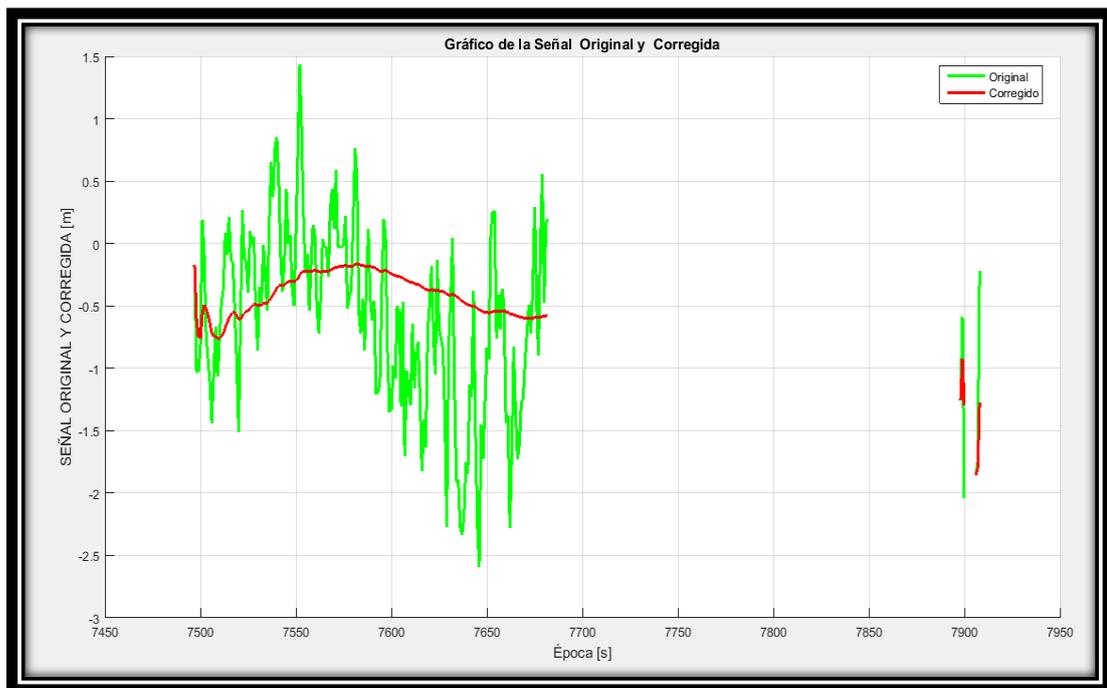
Anexo A: Graficas de los satélites restantes

Tiempo de cálculo para el Filtro de Kalman ($\tau=300$)

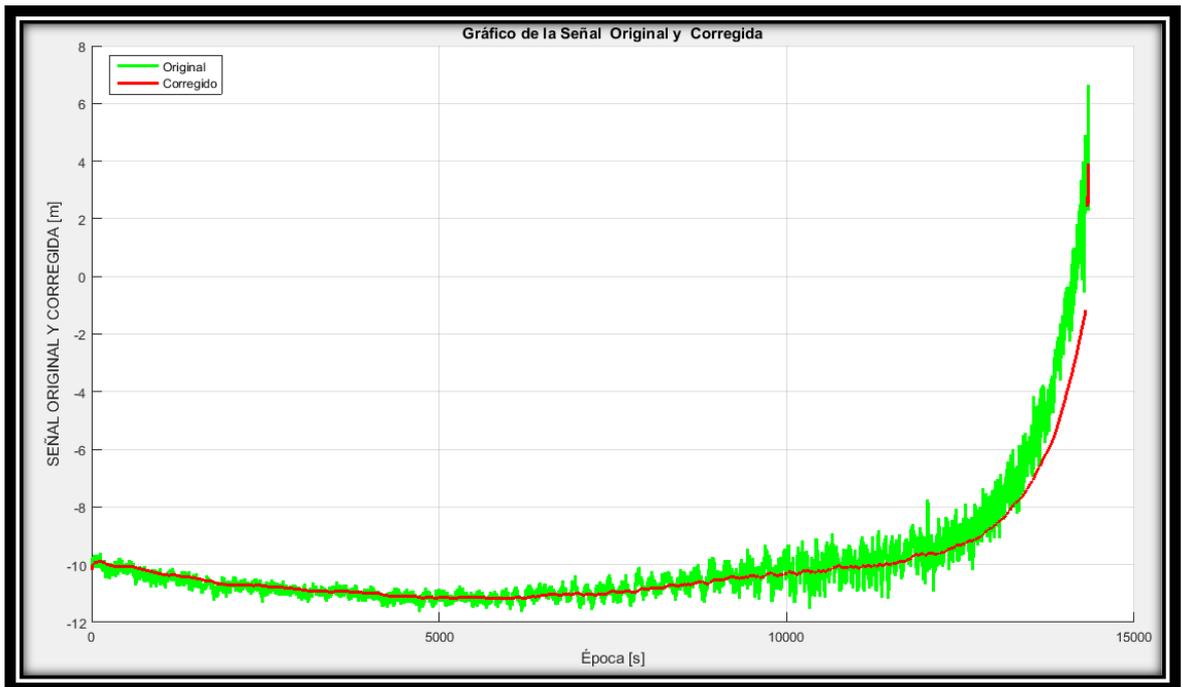
Satélite # 17



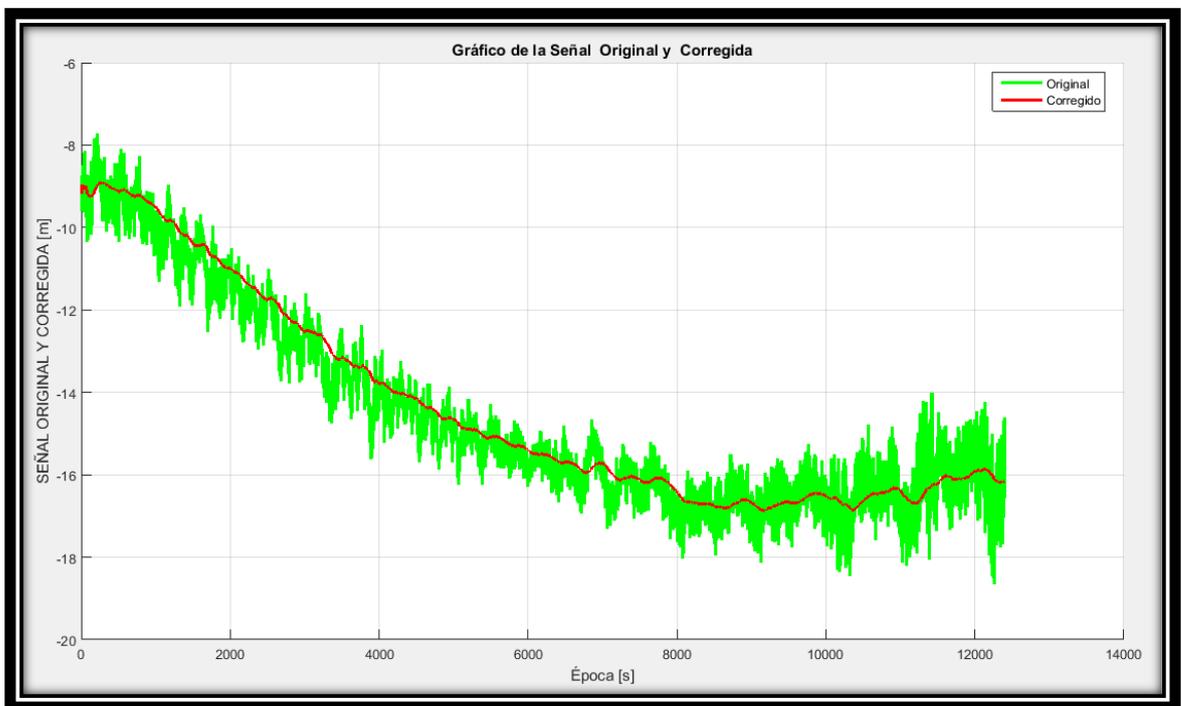
Satélite # 25



Satélite # 36



Satélite # 42

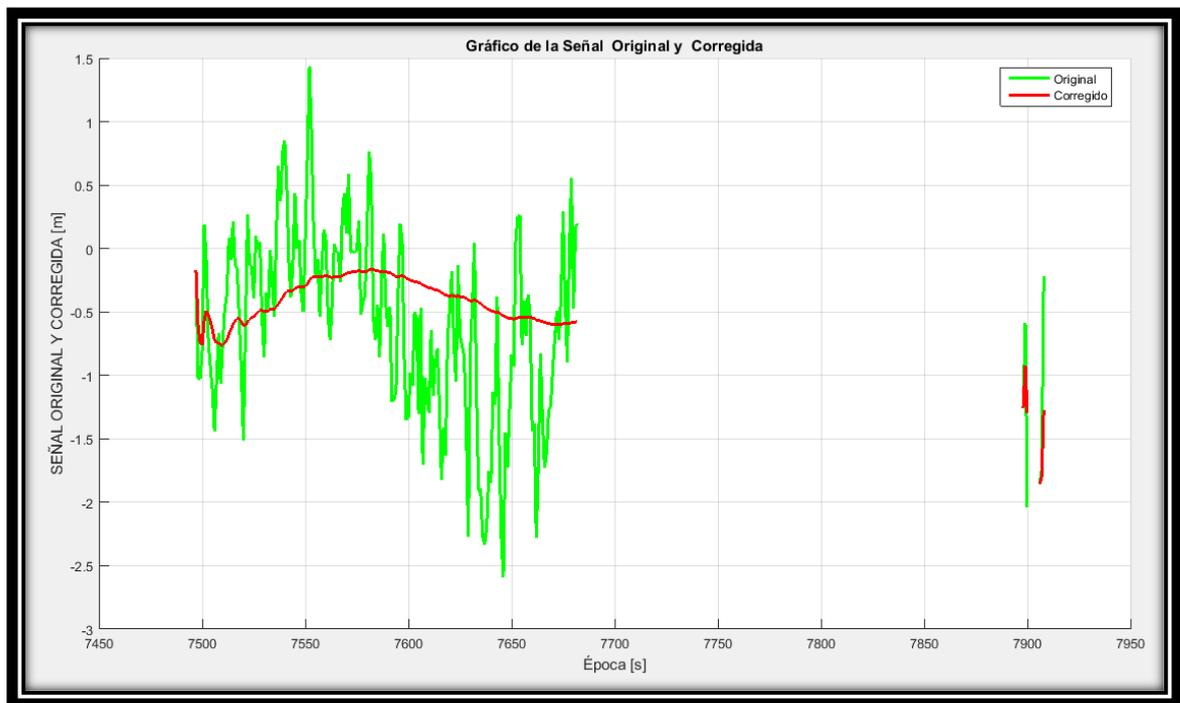


Tiempo de cálculo para el Filtro de Kalman ($\tau=600$)

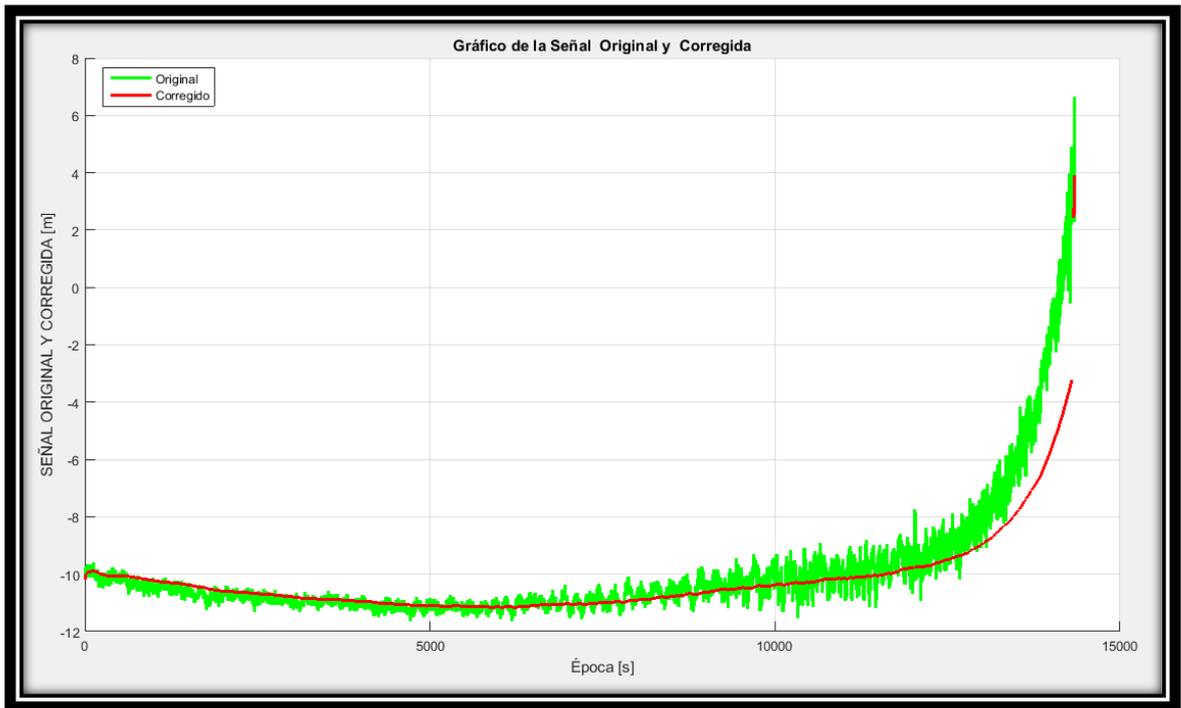
Satélite # 17



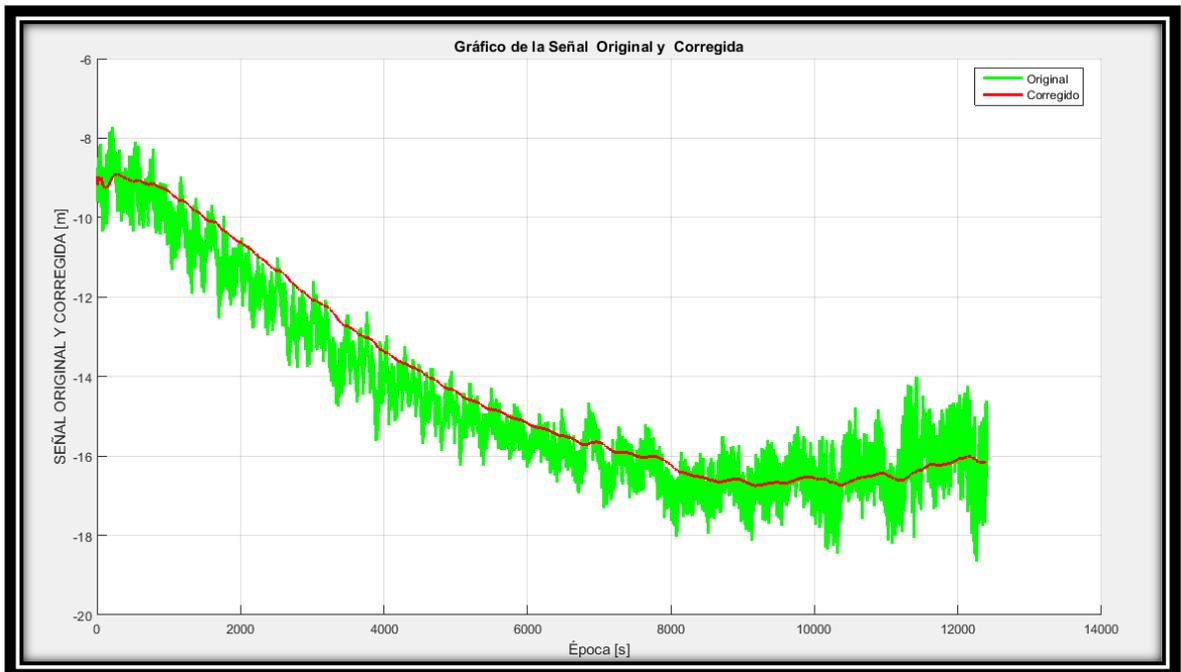
Satélite # 25



Satélite # 36

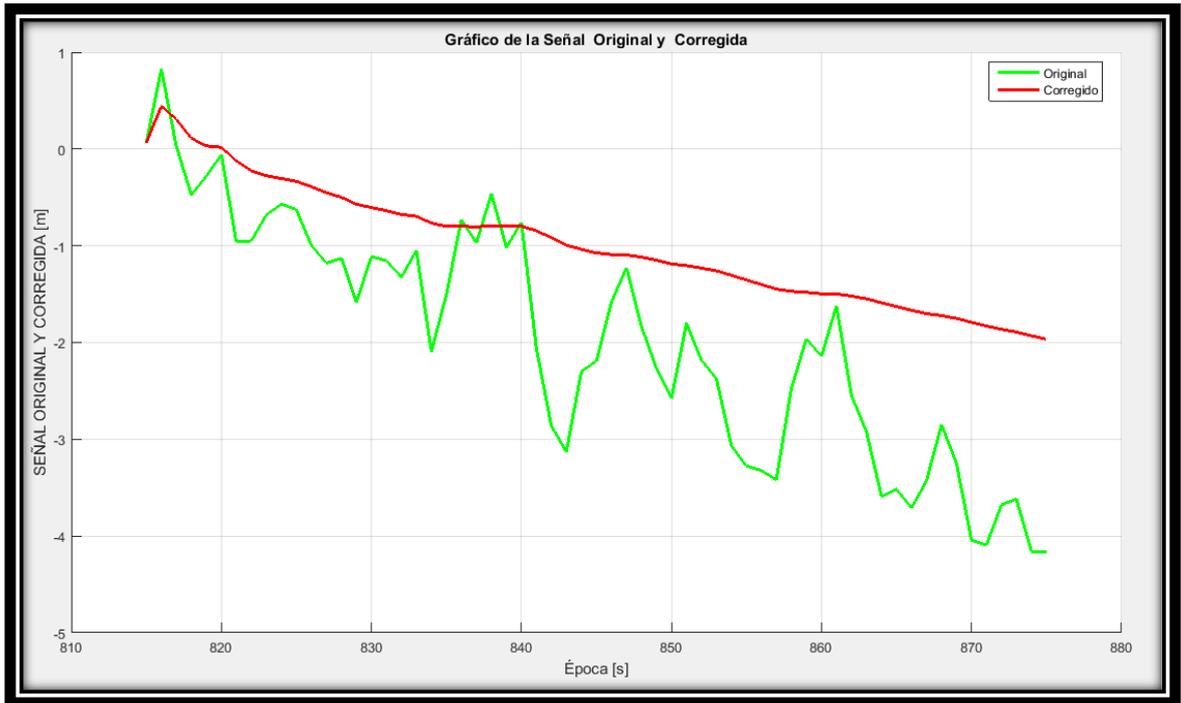


Satélite # 42

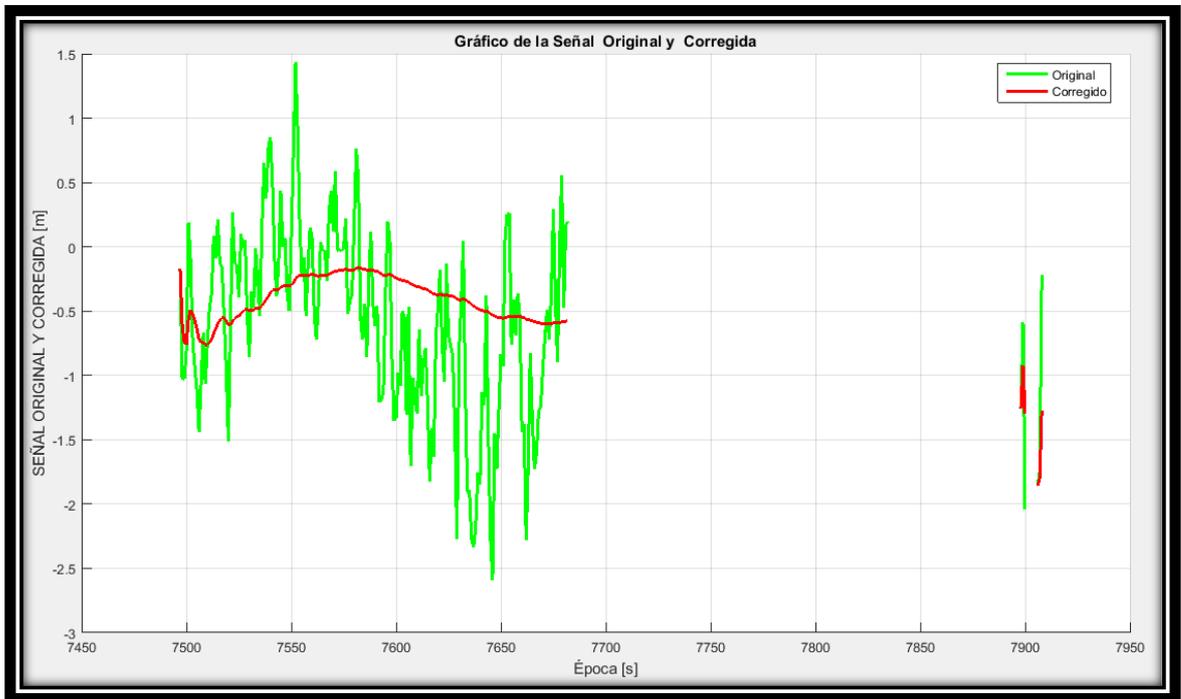


Tiempo de cálculo para el Filtro de Kalman ($\tau=900$)

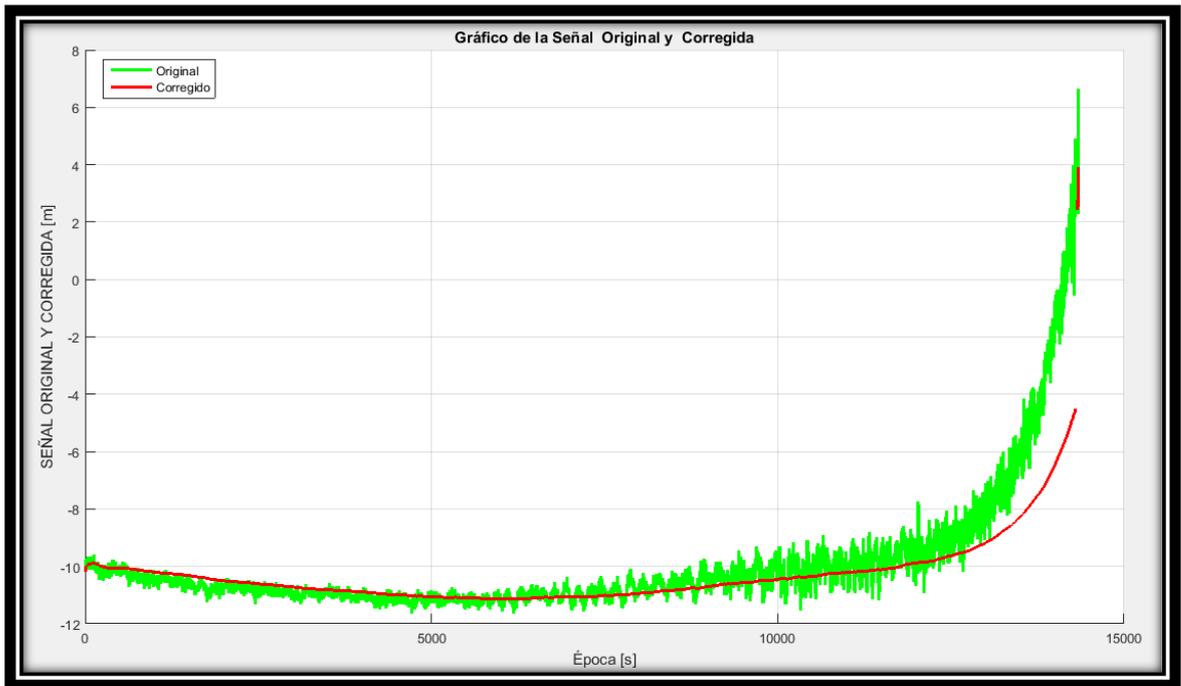
Satélite # 17



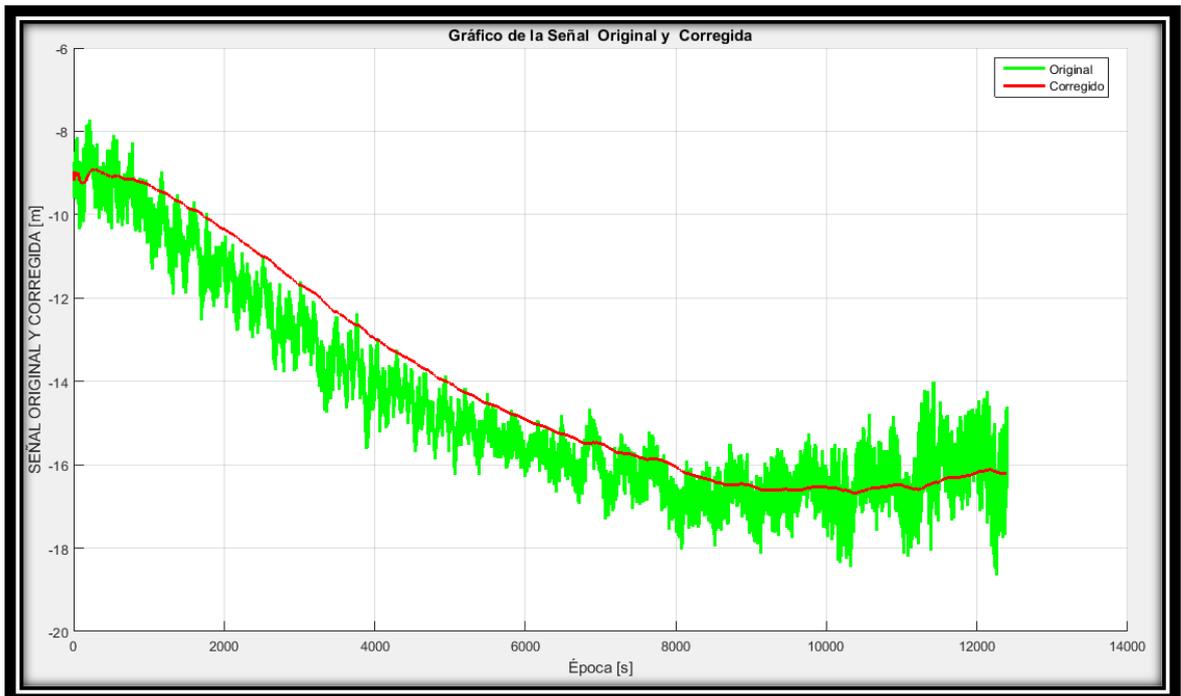
Satélite # 25



Satélite # 36

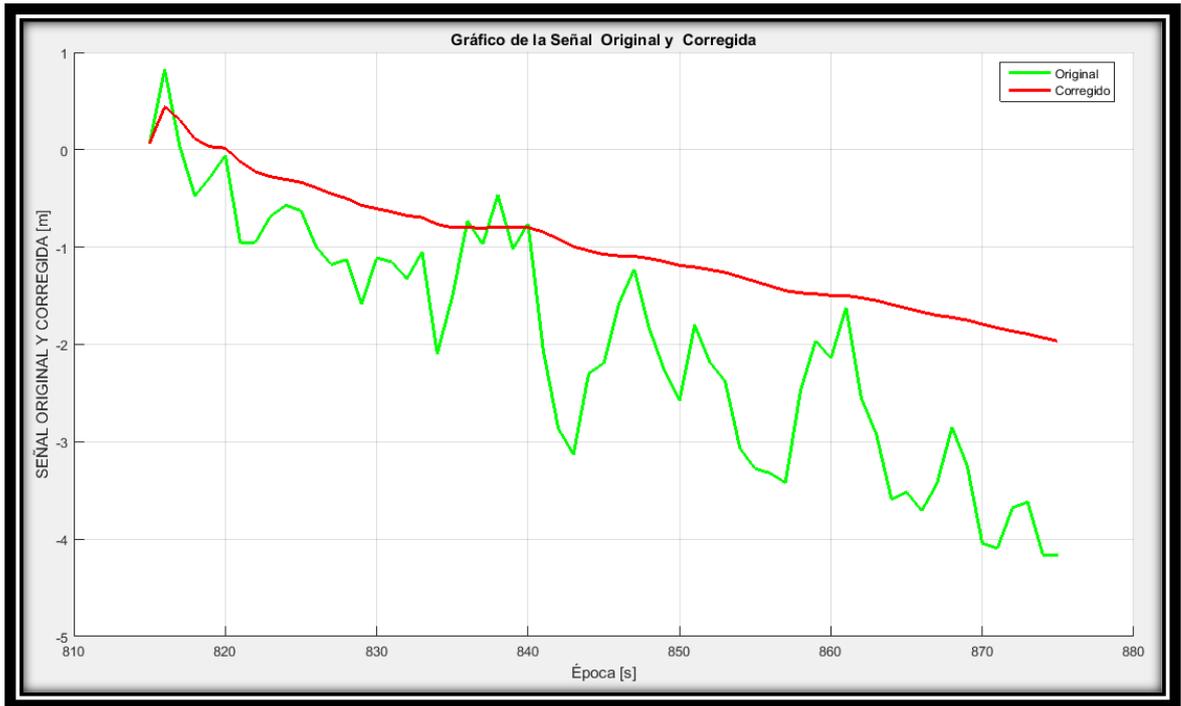


Satélite # 42

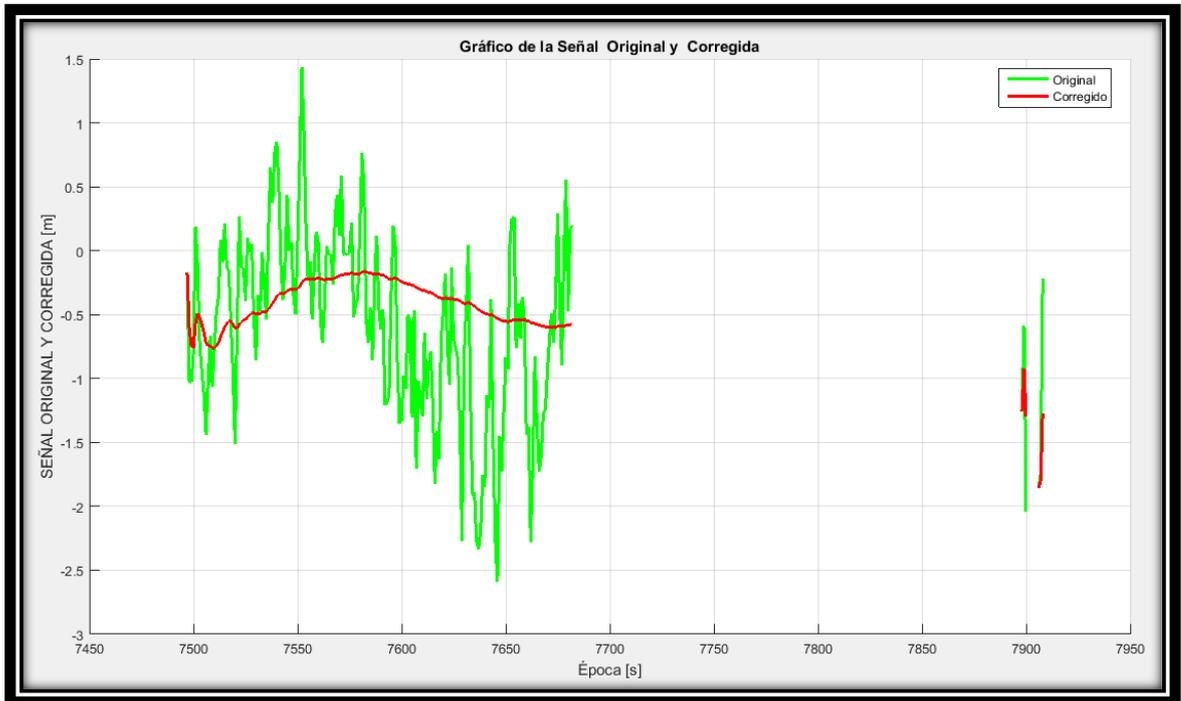


Tiempo de cálculo para el Filtro de Kalman ($\tau=1200$)

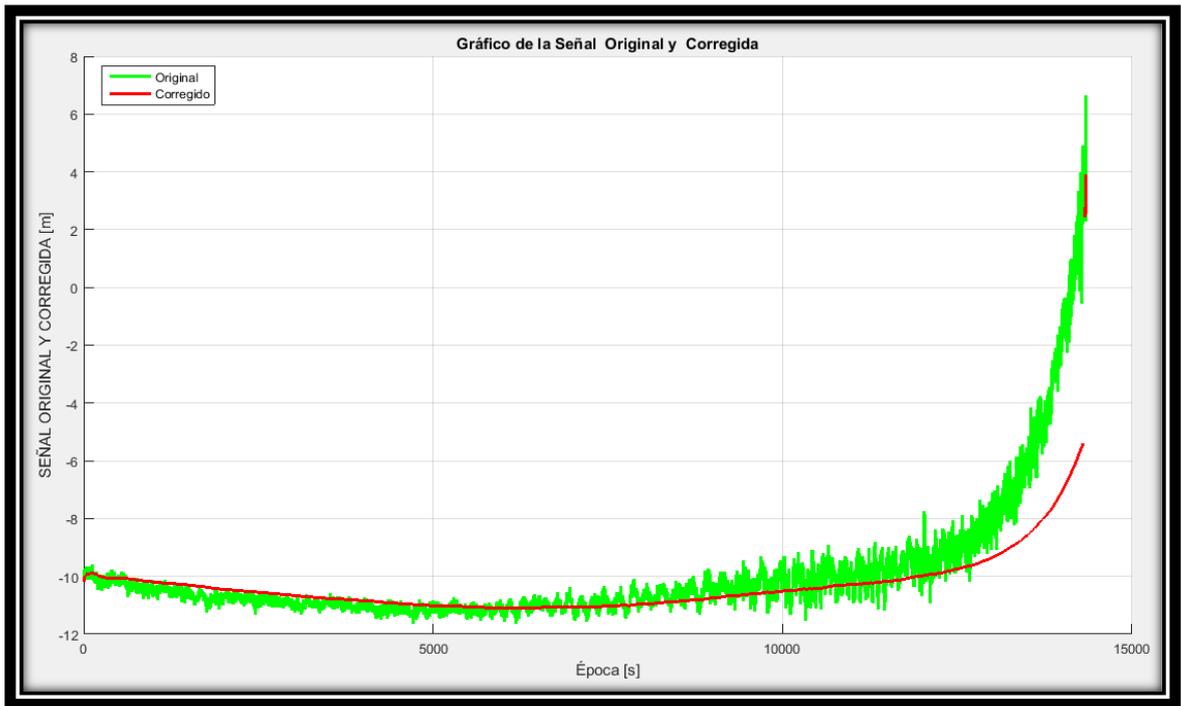
Satélite # 17



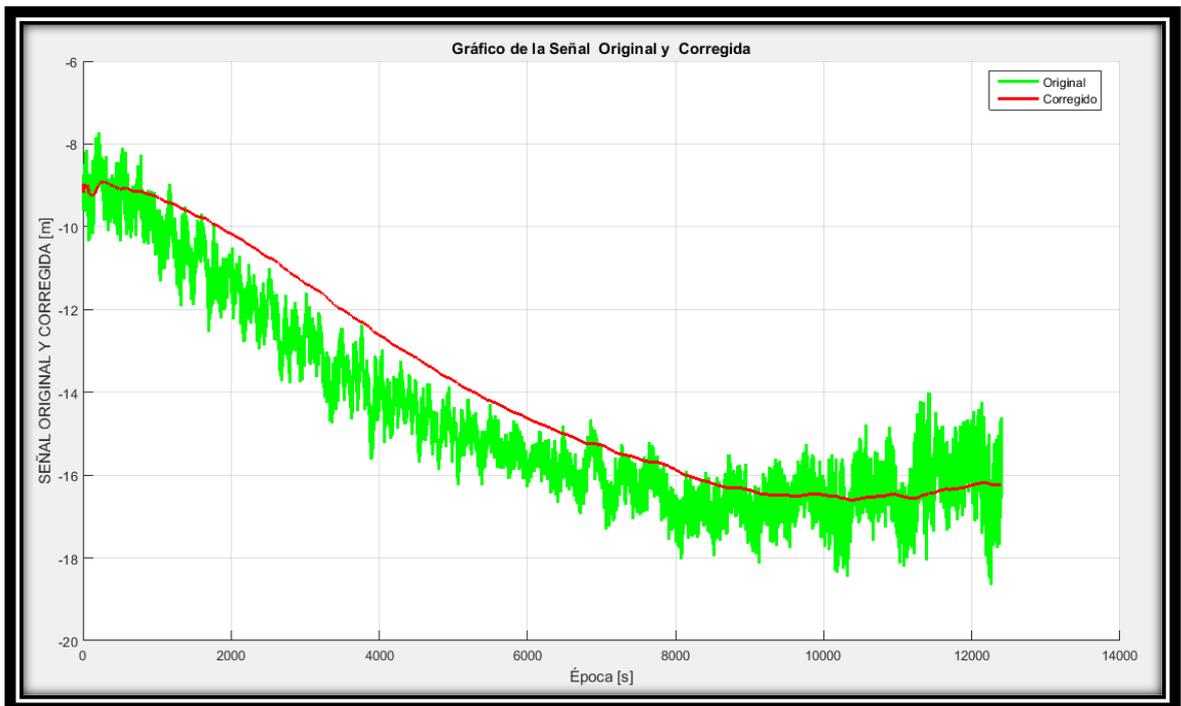
Satélite # 25



Satélite # 36

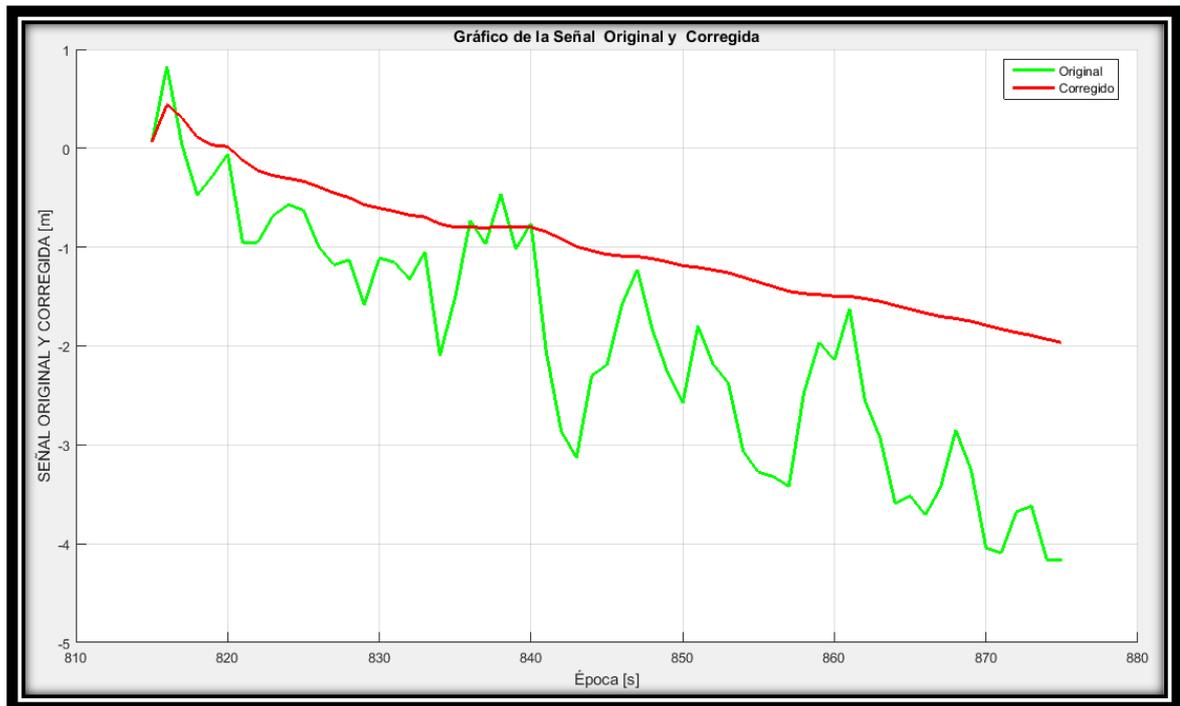


Satélite # 42

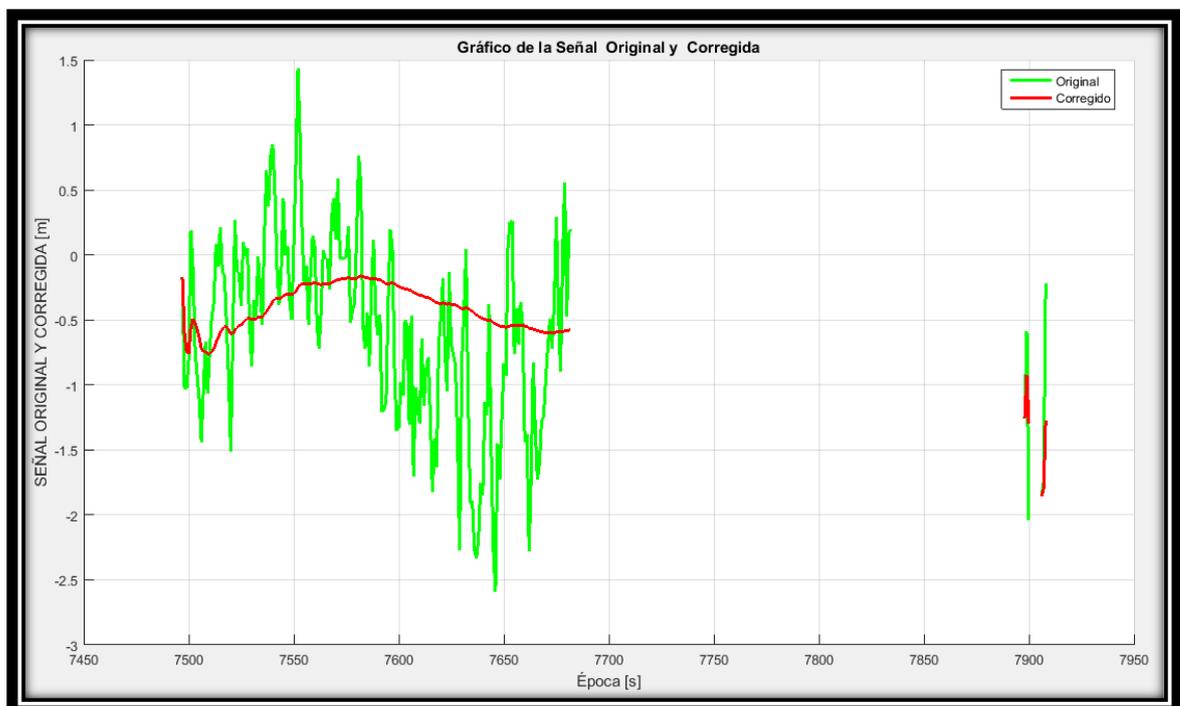


Tiempo de cálculo para el Filtro de Kalman ($\tau=1800$)

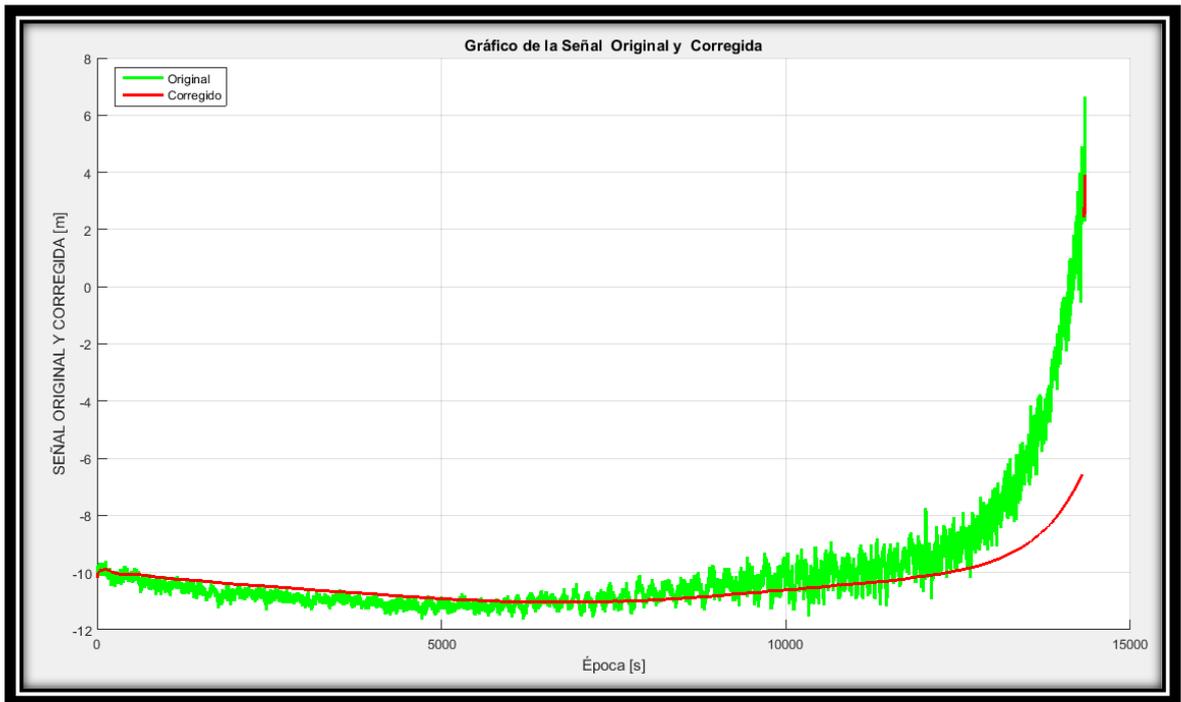
Satélite # 17



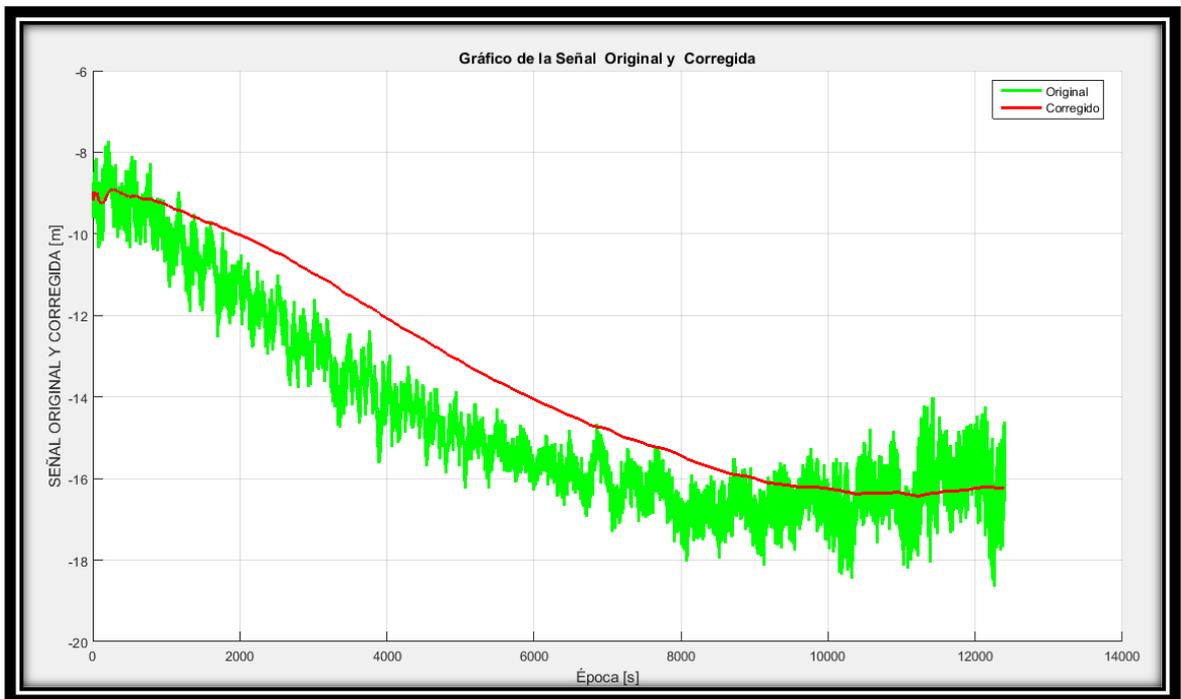
Satélite # 25



Satélite # 36



Satélite # 42



Anexo B: Líneas de código

Llamado de los Archivos Rinex de Observación y Navegación

```
clear all
close all
format long

%% Lectura de los Archivos RINEX

% Lectura de los RINEX de Observación

disp('Leyendo los RINEX de Observacion...');
RINEXo = 'E:\PROGRA_TESIS_MATLAB\backup\SEPT0291.14O'; % insertar el nombre del
archive rinex de obs.
Rcx_info = read_GPS_RINEX_1(RINEXo);

% Lectura de los RINEX de navegación y obtención de su Efemerides

disp('Leyendo los RINEX de Navegacion...');
RINEXn = 'E:\PROGRA_TESIS_MATLAB\backup\SEPT0291.14N'; % insertar el nombre del
archive rinex de obs.
rinexe(RINEXn, 'eph.dat');
eph_mtx = get_eph('eph.dat');

%% IONO Parámetros de Corrección para ION ALPHA & ION BETA
%Comprobacion de los valores alfa y beta correctos para cada archivo

alpha = [2.3283e-08 0.0000e+00 -1.1921e-07 1.1921e-07];
beta = [1.4336e+05 -1.9661e+05 0.0000e+00 1.9661e+05];

%% Insertar las coordenadas del Receptor

% Coordenadas de la Estación
TLSE_REC_COOR=[4627851.7870, 119640.0944, 4372993.6063];
```

```
Rec_stim_XYZ=TLSE_REC_COOR;
```

```
% Esta función calcula la LATITUD.LONGITUD Y ELEVACION. Desde las coordenadas  
ECEF de la estación
```

```
Rec_stim_LLA=xyz_2_lls(Rec_stim_XYZ);
```

```
function GPSt = ymd2WeekDOW(date)
```

```
regu_month_day=[0 31 59 90 120 151 181 212 243 273 304 334];
```

```
leap_month_day=[0 31 60 91 121 152 182 213 244 274 305 335];
```

```
jan61980 = 44244;
```

```
jan11901 = 15385;
```

```
sec_per_day = 86400;
```

```
if mod(date(1),4)==0
```

```
    yday = leap_month_day(date(2)) + date(3);
```

```
else
```

```
    yday = regu_month_day(date(2)) + date(3);
```

```
end
```

```
mjd = fix(((date(1) - 1901)/4))*1461 + fix(mod((date(1) - 1901),4))*365 + yday - 1 + jan11901;
```

```
fmjd = ((date(6)/60.0 + date(5))/60.0 + date(4))/24.0;
```

```
Week = fix((mjd - jan61980)/7);
```

```
sec_of_week = (mjd - jan61980) - Week*7 + fmjd)*sec_per_day;
```

```
DOW = floor(sec_of_week/86400);
```

```
GPSt=[Week DOW sec_of_week];
```

```
function doy=ymd2doy(cdate)
```

```
%
```

```
% Function ymd2doy
```

```
% =====
```

```
%
```

```
%     Calcula el día del año para un año, mes y día determinado%
```

```

% Sintaxis
% =====
%
%   doy=ymd2doy(cdate)
%
% Input
% =====
%
%   cdate -> 6x1 vector con año, mes, día, hora*, minutos* y sec*
%       ymd=[ year ; month ; day ; hour ; minute ; second]
%
%       (*) optional
%
%       ** 4 dígitos por año **
%
% Output
% =====
%
%   doy -> Día del año
%
% Created/Modified
% =====
%
%
% =====
% Copyright 2018 Rene
% =====

```

```

iyear=cdate(1,1);
imonth=cdate(2,1);
iday=cdate(3,1);

dmonth=[31;28;31;30;31;30;31;31;30;31;30;31];
if mod(iyear-1980,4)==0
    dmonth(2)=29;
end

```

```
doy=sum(dmonth(1:imonth-1))+iday);
```

```
function lla = xyz_2_lla(XYZ);
```

```
% fichero de transformación de coordenadas xyz vers lla
```

```
% fichero de transformacion de coordenadas xyz versus lla
```

```
lla=[0 0 0];
```

```
A = 6378137.0;
```

```
B = 6356752.3142;
```

```
EXC = 0.081819192908426;
```

```
EXC2 = 0.00669437999013;
```

```
RH = sqrt(XYZ(1)^2 + XYZ(2)^2);
```

```
if RH <= 1e-15
```

```
    lla(1) = pi/2;
```

```
    if XYZ(3) < 0.0
```

```
        lla(1) = - lla(1);
```

```
    end;
```

```
    lla(2) = 0;
```

```
    lla(3) = abs(XYZ(3)) - B;
```

```
end;
```

```
lla(2) = atan2(XYZ(2), XYZ(1));
```

```
lla(1) = atan2 (XYZ(3) , RH);
```

```
LATV = lla(1) + 1;
```

```
HAUTV = lla(3) + 1;
```

```
while abs(lla(1) - LATV) >= 1.0e-10 | abs(lla(3) -HAUTV) >= 0.01
```

```
    LATV = lla(1);
```

```
    HAUTV = lla(3);
```

```
    D = EXC * sin(LATV);
```

```
    N = A / sqrt(1 -D*D);
```

```
    lla(3) = RH / cos(LATV) - N;
```

```
    NP = N + lla(3);
```

```
    D = 1.0 - EXC2 * (N/NP);
```

```
    lla(1) = atan2(XYZ(3), RH * D);
```

```
end;
```

```
%
```

```
function [RTROP HZD HMF WZD
```

```
WMF]=UNB3M(LATRAD,HEIGHTM,DAYOYEAR,ELEVRAD)
```

```

%
%---|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0-
%=====
%
% Subroutine UNB3m
% =====
%
% This subroutine uses UNB3m model to calculate the slant
% neutral atmospheric delay for a given latitude, height,
% day of year (DOY) and elevation angle.
%
% How this function works:
% -----
%
% 1. A look-up table is used to calculate mean sea level (MSL)
% values for pressure, temperature, relative humidity (RH)
% and lapse rate parameters (for given latitude and DOY).
%
% 2. MSL water vapor pressure (WVP) is computed according to
% IERS Conventions 2003.
%
% 3. Pressure, temperature and WVP values are computed for
% station height.
%
% 4. Zenith hydrostatic and non-hydrostatic delays are
% computed using Saastamoinen formulas as modified by
% Davis et. al (1985).
%
% 5. Computation of Hydrostatic and Non-hydrostatic Niell
% mapping functions.
%
% 6. Total slant delay is determined using (4) and (5).
%
% General Comments:
% -----
%
% 1. This subroutine was adapted from subroutine UNB3,

```

```

% originally coded.
%
% 2. The internal variables for RH are called E0, EAVG and EAMP.
%
% References:
% -----
%
% Leandro R.F., Santos, M.C. and Langley R.B., (2006).
% UNB Neutral Atmosphere Models: Development and Performance.
% Proceedings of ION NTM 2006, pp. 564-573, Monterey, California,
% January, 2006.
%
% Davis, J.L., T.A. Herring, I.I. Shapiro, A.E.E. Rogers,
% and G. Elgered (1985). Geodesy by Radio Interferometry:
% Effects of Atmospheric Modeling Errors on Estimates of
% Baseline Length. Radio Science, Vol. 20, No. 6, pp. 1593-1607.
%
% IERS (2004). IERS Conventions (2003), eds. D.D. McCarthy and
% G. Petit, IERS Technical Note No. 32, International Earth Rotation
% and Reference Systems Service, Verlag des Bundesmattes für Kartographie
% und Geodasie, Frankfurt am Main.
%
%
% should be always used in code
% from now on.
%
%
% Input/Output
% -----
%
% PARAMETER I/O TYPE DESCRIPTION
% ----- --- ----
% LATRAD IN DOUBLE Station geodetic latitude (radians)
% HEIGHTM IN DOUBLE Station orthometric height (m)
% DAYOYEAR IN DOUBLE Day of year
% ELEVRAD IN DOUBLE Elevation angle (radians)
% HZD OUT DOUBLE Hydrostatic zenith delay (m)
% HMF OUT DOUBLE Hydrostatic Niell mapping function

```

```

%   WZD      OUT  DOUBLE  Non-hyd. zenith delay (m)
%   WMF      OUT  DOUBLE  Non-hyd. Niell mapping function
%   RTROP    OUT  DOUBLE  Total slant delay (m)
%
%=====
%
%
%=====
% Initialize UNB3m look-up table
%-----
AVG=[ 15.0 1013.25 299.65 75.00 6.30 2.77
      30.0 1017.25 294.15 80.00 6.05 3.15
      45.0 1015.75 283.15 76.00 5.58 2.57
      60.0 1011.75 272.15 77.50 5.39 1.81
      75.0 1013.00 263.65 82.50 4.53 1.55];
%   lat   P   T   RH   beta lambda
%
AMP=[ 15.0 0.00 0.00 0.00 0.00 0.00
      30.0 -3.75 7.00 0.00 0.25 0.33
      45.0 -2.25 11.00 -1.00 0.32 0.46
      60.0 -1.75 15.00 -2.50 0.81 0.74
      75.0 -0.50 14.50 2.50 0.62 0.30];
%   lat   P   T   RH   beta lambda
%=====
%
EXCEN2 = 6.6943799901413e-03;
MD   = 28.9644;
MW   = 18.0152;
K1   = 77.604;
K2   = 64.79;
K3   = 3.776e5;
R    = 8314.34;
C1   = 2.2768e-03;
K2PRIM = K2 - K1*(MW/MD);
RD   = R / MD;
DTR = 1.745329251994329e-02;
DOY2RAD=(0.31415926535897935601e01)*2/365.25;

```

```
%---|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0-
```

```
%=====
```

```
% Initialize NMF tablas
```

```
%-----
```

```
ABC_AVG=[ 15.0 1.2769934e-3 2.9153695e-3 62.610505e-3  
          30.0 1.2683230e-3 2.9152299e-3 62.837393e-3  
          45.0 1.2465397e-3 2.9288445e-3 63.721774e-3  
          60.0 1.2196049e-3 2.9022565e-3 63.824265e-3  
          75.0 1.2045996e-3 2.9024912e-3 64.258455e-3];
```

```
ABC_AMP=[ 15.0 0.0      0.0      0.0  
          30.0 1.2709626e-5 2.1414979e-5 9.0128400e-5  
          45.0 2.6523662e-5 3.0160779e-5 4.3497037e-5  
          60.0 3.4000452e-5 7.2562722e-5 84.795348e-5  
          75.0 4.1202191e-5 11.723375e-5 170.37206e-5];
```

```
A_HT = 2.53e-5;
```

```
B_HT= 5.49e-3;
```

```
C_HT = 1.14e-3;
```

```
HT_TOPCON = 1 + A_HT/(1 + B_HT/(1 + C_HT));
```

```
ABC_W2P0=[ 15.0 5.8021897e-4 1.4275268e-3 4.3472961e-2  
           30.0 5.6794847e-4 1.5138625e-3 4.6729510e-2  
           45.0 5.8118019e-4 1.4572752e-3 4.3908931e-2  
           60.0 5.9727542e-4 1.5007428e-3 4.4626982e-2  
           75.0 6.1641693e-4 1.7599082e-3 5.4736038e-2];
```

```
%=====
```

```
%
```

```
%
```

```
%=====
```

```
% Transform latitude from radians to decimal degrees
```

```
%-----
```

```
LATDEG = LATRAD * 180.0 / pi;
```

```
%=====
```

```
%
```

```

%
%=====
% Deal with southern hemisphere and yearly variation
%-----
TD_O_Y = DAYOYEAR;
if LATDEG<0
    TD_O_Y = TD_O_Y + 182.625;
end
COSPHS = cos((TD_O_Y - 28) * DOY2RAD );
%=====
%
%
%=====
% Initialize pointers to lookup table
%-----
LAT = abs( LATDEG );

if LAT>=75
    P1 = 5;
    P2 = 5;
    M = 0;
elseif LAT<=15
    P1 = 1;
    P2 = 1;
    M = 0;
else
    P1 = fix((LAT - 15)/15) + 1;
    P2 = P1 + 1;
    M = (LAT - AVG(P1,1) ) / ( AVG(P2,1) - AVG(P1,1) );
end
%=====
%
%
%=====
% Calcule los valores medios del trompo superficial por interpolación
%-----
PAVG = M * ( AVG(P2,2) - AVG(P1,2) ) + AVG(P1,2);

```

```

TAVG = M * ( AVG(P2,3) - AVG(P1,3) ) + AVG(P1,3);
EAVG = M * ( AVG(P2,4) - AVG(P1,4) ) + AVG(P1,4);
BETA AVG = M * ( AVG(P2,5) - AVG(P1,5) ) + AVG(P1,5);
LAMBDA AVG = M * ( AVG(P2,6) - AVG(P1,6) ) + AVG(P1,6);
%=====
%
%
%=====
% Calcular la variación de los valores de tropo de superficie promedio
%-----
PAMP = M * ( AMP(P2,2) - AMP(P1,2) ) + AMP(P1,2);
TAMP = M * ( AMP(P2,3) - AMP(P1,3) ) + AMP(P1,3);
EAMP = M * ( AMP(P2,4) - AMP(P1,4) ) + AMP(P1,4);
BETA AMP = M * ( AMP(P2,5) - AMP(P1,5) ) + AMP(P1,5);
LAMBDA AMP = M * ( AMP(P2,6) - AMP(P1,6) ) + AMP(P1,6);
%=====
%
%
%=====
% Compute surface tropo values
%-----
P0 = PAVG - PAMP * COSPHS;
T0 = TAVG - TAMP * COSPHS;
E0 = EAVG - EAMP * COSPHS;
BETA = BETA AVG - BETA AMP * COSPHS;
BETA = BETA / 1000;
LAMBDA = LAMBDA AVG - LAMBDA AMP * COSPHS;
%=====
%
%
%=====
% Transformar from relative humidity to WVP (IERS Conventions 2003)
%-----
ES = 0.01 * exp(1.2378847e-5 * (T0 ^ 2) - 1.9121316e-2 * ...
    T0 + 3.393711047e1 - 6.3431645e3 * (T0 ^ -1));
FW = 1.00062 + 3.14e-6 * P0 + 5.6e-7 * ((T0 - 273.15) ^ 2);
E0 = (E0 / 1.00e2) * ES * FW;

```

```

%=====
%
%
%=====
% Calcular el valor de potencia para la presión y el vapor de agua o ruido troposférico %-----
-----
EP = 9.80665 / 287.054 / BETA;
%=====
%
%
%=====
% Escala los valores de la superficie a la altura requerida
%-----
T = T0 - BETA * HEIGHTM;
P = P0 * ( T / T0 ) ^ EP;
E = E0 * ( T / T0 ) ^ ( EP * (LAMBDA+1) );
%=====
%
%
%=====
% Calcule la aceleración en el centro de masa
% de una columna vertical de la atmósfera
%-----
GEOLAT = atan((1.0-EXCEN2)*tan(LATRAD));
DGREF = 1.0 - 2.66e-03*cos(2.0*GEOLAT) - 2.8e-07*HEIGHTM;
GM = 9.784 * DGREF;
DEN = ( LAMBDA + 1.0 ) * GM;
%=====
%
%
%=====
% Calcule la temperature del vapor de agua
%-----
TM = T * (1 - BETA * RD / DEN);
%=====
%
%
```

```

%=====
% Calcular el retraso hidrostático del cenit zenith
%-----
HZD = C1 / DGREF * P;
%=====
%
%
%=====
% Calcular el retardo humedo
%-----
WZD = 1.0e-6 * ( K2PRIM + K3/TM) * RD * E/DEN;
%=====
%
%
%=====
% Calcule el promedio NMF(H) coefficient values by interpolation
%-----
A_AVG = M * ( ABC_AVG(P2,2) - ABC_AVG(P1,2) ) + ABC_AVG(P1,2);
B_AVG = M * ( ABC_AVG(P2,3) - ABC_AVG(P1,3) ) + ABC_AVG(P1,3);
C_AVG = M * ( ABC_AVG(P2,4) - ABC_AVG(P1,4) ) + ABC_AVG(P1,4);
%=====
%
%
%=====
% Calcular la variacion del promedio NMF(H) coefficient values
%-----
A_AMP = M * ( ABC_AMP(P2,2) - ABC_AMP(P1,2) ) + ABC_AMP(P1,2);
B_AMP = M * ( ABC_AMP(P2,3) - ABC_AMP(P1,3) ) + ABC_AMP(P1,3);
C_AMP = M * ( ABC_AMP(P2,4) - ABC_AMP(P1,4) ) + ABC_AMP(P1,4);
%=====
%
%
%=====
% Calcular NMF(H) el valor de coeficientes
%-----
A = A_AVG - A_AMP * COSPHS;
B = B_AVG - B_AMP * COSPHS;

```

C = C_AVG - C_AMP * COSPHS;

%=====

%

%

%=====

% Calcular el seno del ángulo de elevación

%-----

SINE = sin(ELEVRAD);

%=====

%

%

%=====

% Calcular NMF(H) value

%-----

ALPHA = B/(SINE + C);

GAMMA = A/(SINE + ALPHA);

TOPCON = (1 + A/(1 + B/(1 + C)));

HMF = TOPCON / (SINE + GAMMA);

%=====

%

%

%=====

% Calcular y aplicar la corrección de altura

%-----

ALPHA = B_HT/(SINE + C_HT);

GAMMA = A_HT/(SINE + ALPHA);

HT_CORR_COEF = 1/SINE - HT_TOPCON/(SINE + GAMMA);

HT_CORR = HT_CORR_COEF * HEIGHTM / 1000;

HMF = HMF + HT_CORR;

%=====

%

%

%=====

% Calcular el promedio NMF(W) coefficient values by interpolation

%-----

A = M * (ABC_W2P0(P2,2) - ABC_W2P0(P1,2)) + ABC_W2P0(P1,2);

B = M * (ABC_W2P0(P2,3) - ABC_W2P0(P1,3)) + ABC_W2P0(P1,3);

$C = M * (ABC_W2P0(P2,4) - ABC_W2P0(P1,4)) + ABC_W2P0(P1,4);$

%=====

%

%

%=====

% Calcular NMF(W) value

%-----

$ALPHA = B / (SINE + C);$

$GAMMA = A / (SINE + ALPHA);$

$TOPCON = (1 + A / (1 + B / (1 + C)));$

$WMF = TOPCON / (SINE + GAMMA);$

%=====

%

%=====

% Compute total slant delay

%-----

$RTROP = HZD * HMF + WZD * WMF;$

%=====

%

%=====

End;

% of function

%=====