

DESARROLLO Y VALIDACIÓN DE ALGORITMOS EN C PARA CÁLCULO DE POSICIÓN DE USUARIO EN EL SISTEMA GPS

LAROSA, Facundo, UTN Haedo, flarosa@frh.utn.edu.ar

Mignone, Martín, UTN Haedo, mmignone@frh.utn.edu.ar

CASTELUCCI VIDAL Iván, UTN Haedo, icv@frh.utn.edu.ar

GHIGNONE Ramiro, UTN Haedo, rghignone@frh.utn.edu.ar

GIAMPETRUZZI Julián, UTN Haedo, jgiampetruzzi@frh.utn.edu.ar

Resumen— En el presente trabajo se describe el algoritmo utilizado para calcular la posición de usuario a partir de datos de la constelación GPS implementado en lenguaje C. El algoritmo fue validado en tiempo real utilizando como datos de entrada un receptor GPS comercial el cual puede ser interrogado para proveer los datos de navegación y observables de los satélites en vista. Los errores promedio fueron consistentes con los de la especificación del sistema GPS. Este tipo de algoritmos se utilizan consistentemente para implementar receptores GPS definidos por software, lo que permite fabricar receptores flexibles y fácilmente integrables a otras plataformas de navegación.

Palabras clave— *GPS, algoritmo de posicionamiento, GNSS, geolocalización.*

1. Introducción

El Sistema de Posicionamiento Global (Global Positioning System, GPS por sus siglas en inglés) es un sistema de posicionamiento implementado por el Gobierno de los Estados Unidos de América (EUA) y mantenido por la Fuerza Aérea de los Estados Unidos (USAF, United States Air Force, por sus siglas en inglés). El propósito principal del sistema es proveer soporte a las fuerzas militares de los EUA y sus aliados, aunque también se destaca su importancia como aporte a la población civil [1]. En este sentido, se proveen dos tipos de servicio: uno de mayor precisión utilizado para fines militares (PPS, Precision Positioning System por sus siglas en inglés) y otro con menor precisión (SPS, Standard Positioning System, por sus siglas en inglés). Las especificaciones de este último sistema son abiertas y existe abundante bibliografía al respecto.

El fundamento para desarrollar bibliotecas de algoritmos propios es el de que sirvan de base para la eventual implementación de un receptor GPS definido por software. Los receptores de radio definidos por software (SDR, Software Defined Radio por sus siglas en inglés) poseen una arquitectura más flexible [2], lo cual permite entre otras cosas realizar mejoras progresivas en el diseño del mismo, agregar funcionalidades y facilitar la integración con módulos o plataformas a desarrollar a futuro.

2. Algoritmo de posicionamiento: marco teórico

La determinación de la posición del receptor a partir de los datos de navegación provistos por los satélites en los mensajes de navegación (efemérides) y observables (distancias a los satélites o pseudorangos, parámetros atmosféricos, etc.) consta de tres partes: cálculo de posición de los satélites, cálculo de la posición del usuario y aplicación de correcciones de pseudorango y posición.

2.1 Cálculo de posición de los satélites en vista

La USAF define las siguientes constantes para el sistema[1]:

Tabla 1. Constantes del sistema GPS

Símbolo	Descripción	Valor	Unidad
c	Velocidad de la luz en el vacío	2.99792458×10^8	m/s
μ	Parámetro gravitacional universal terrestre	3.986005×10^{14}	m^3/s^2
$\Omega_{\dot{e}}$	Velocidad de rotación de la Tierra	$7.2921151467 \times 10^{-5}$	rad/s
π	Constante pi	3.1415926535898	-

Fuente: Especificación sistema GPS (ver [1])

La constante π se utiliza extensivamente en los cálculos de posicionamiento y se define de forma exacta (con un número fijo de decimales). Adicionalmente, en muchos parámetros del sistema se utiliza como unidad para los ángulos el semicírculo (equivalente a π radianes o a 180 grados sexagesimales).

Los satélites de la constelación GPS envían periódicamente un mensaje de navegación que contiene diversos parámetros, los cuales permiten calcular su posición exacta a partir de la determinación de su ubicación dentro de su órbita. Estos parámetros, compuestos por efemérides y coeficientes de corrección son enviados periódicamente a los satélites por el segmento de control terreno del sistema GPS por la USAF. Cabe destacar que los satélites no proveen ningún tipo de procesamiento, sino que se limitan a enviar los parámetros cargados por el segmento de control.

Tabla 2. Efemérides del sistema GPS

Símbolo	Descripción	Unidad
t_{oe}	Tiempo de efemérides	s
$A^{1/2}$	Raíz cuadrada del semieje mayor	$km^{1/2}$
e	Excentricidad	-
Δn	Corrección del movimiento medio	semicírculo/s
M_0	Anomalía media (para el tiempo t_{oe})	semicírculo/s
ω	Argumento del perigeo	semicírculo
I_0	Inclinación (para el tiempo t_{oe})	semicírculo
I_{dot}	Variación de la inclinación en el tiempo	semicírculo/s
Ω	Longitud del nodo ascendente	semicírculo
Ω_{dot}	Variación de la longitud del nodo ascendente en el tiempo	semicírculo/s
C_{rc}	Coficiente cosenoidal para el radio de la órbita	m
C_{rs}	Coficiente senoidal para el radio de la órbita	m
C_{ic}	Coficiente cosenoidal para el ángulo de inclinación	rad
C_{is}	Coficiente senoidal para el ángulo de inclinación	rad
C_{uc}	Coficiente cosenoidal para el argumento de la latitud	rad
C_{us}	Coficiente senoidal para el argumento de la latitud	rad

Fuente: Especificación sistema GPS (ver [1])

Las efemérides desde el t_{oe} hasta Ω_{dot} se denominan efemérides keplerianas[3] (o también parámetros orbitales) y son parámetros de las soluciones de las leyes de Kepler. Los coeficientes senoidales y cosenoidales (C_{rc} , C_{rs} , C_{ic} , C_{is} , C_{uc} , C_{us}) son coeficientes empleados para la corrección de errores definidos por la especificación del sistema GPS[1].

Adicionalmente, en cada mensaje de navegación se proveen coeficientes para la corrección de errores en el reloj de cada satélite del sistema. Estos términos permiten "sincronizar" los relojes provenientes de diferentes satélites, debido a la deriva que pueda haber entre ellos a consecuencia, de diferencias constructivas, desgaste de sus componentes, etc.

Tabla 3. Coeficientes de corrección de reloj del sistema GPS

Símbolo	Descripción	Unidad
a_{f0}	Coeficiente de corrección de reloj de orden 0	s
a_{f1}	Coeficiente de corrección de reloj de orden 1	adimensional
a_{f2}	Coeficiente de corrección de reloj de orden 2	1/s
T_{GD}	Retardo de grupo diferencial	s
t_{oc}	Tiempo base para las correcciones de reloj	s

Fuente: Especificación sistema GPS (ver [1])

En el sistema GPS el tiempo (denominado tiempo GPS) es igual para todos los satélites y se mide en segundos a partir del inicio de la semana (hora 0 del día domingo), siendo su valor máximo 604.800, valor a partir del cual la cuenta se reinicia nuevamente. El parámetro t_{oe} nos indica el momento para el cual se emitieron las efemérides para un satélite en particular. Así, conociendo el tiempo actual t_{GPS} y el t_{oe} del mensaje de navegación del satélite podremos calcular un tiempo t tal que:

$$t = t_{GPS} - t_{oe} \quad (1)$$

Esta diferencia nos permitirá calcular en lo sucesivo cómo evolucionó el satélite desde la última emisión de sus efemérides. Para evitar valores incoherentes de t cerca de la transición entre semana y semana se agrega la corrección adicional:

$$t = \begin{cases} t + 604800 & \text{si } t < -302400 \\ t - 604800 & \text{si } t > +302400 \end{cases} \quad (2)$$

Adicionalmente, dado que cada satélite podría tener ligeramente desplazado su reloj interno, se aplica un polinomio de corrección de segundo orden[1].

$$\Delta t_{clk} = a_{f0} + a_{f1} \cdot (t - t_{oc}) + a_{f2} \cdot (t - t_{oc})^2 - T_{gd} \quad (3)$$

Donde a_{f0} , a_{f1} y a_{f2} son parámetros de corrección del reloj para un satélite determinado, t_{oc} es el tiempo base de comparación para la corrección y T_{gd} es el retardo de grupo diferencial. ΔT_{clk} es el factor que deberá adicionarse al t_{oe} para corregirlo.

Los satélites se mueven en órbitas elípticas cuasi circulares, cuyo factor de forma está definido por: e (excentricidad) y $A^{1/2}$ (raíz cuadrada del semieje mayor). El primero indica cuantitativamente cuanto se asemeja la elipse a un círculo (valiendo cero cuando adopta dicha forma) y el valor A indica la longitud del semieje mayor.

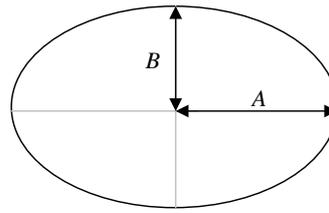


Figura 1. Elipse donde se indican sus semiejes mayor (A) y menor (B)
Fuente: Elaboración propia

Si se denota por B el semieje menor de la elipse entonces, se puede expresar e como:

$$e = \sqrt{1 - \left(\frac{B}{A}\right)^2} \quad (4)$$

Cuando las elipses describen órbitas, el punto más cercano del satélite al cuerpo que orbitan se denomina periapsis (y en el caso particular de satélites terrestres, perigeo) y el punto más lejano apoapsis (y en el caso particular de satélites terrestres, apogeo).

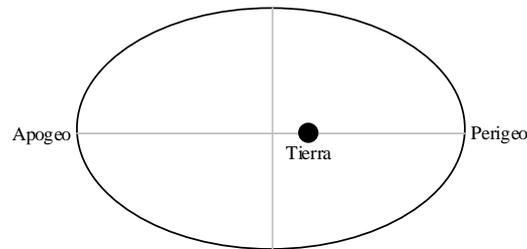


Figura 2. Diagrama esquemático en dos dimensiones de la órbita de un satélite del sistema GPS indicando los apsis. La excentricidad de la elipse ha sido exagerada para facilitar la comprensión del esquema.

Fuente: Elaboración propia

La anomalía media (M) es un ángulo (sin significado geométrico inmediato) que expresa la fracción del período que ha transcurrido desde que el satélite empezó su recorrido en el perigeo; está directamente relacionada con el movimiento medio (n) la cual define una “velocidad angular equivalente” como si el satélite se moviera en una trayectoria circular con velocidad de módulo constante. Así:

$$M = n \cdot t_{apogeo} \quad (5)$$

Donde t_{apogeo} es el tiempo transcurrido desde el momento que el satélite se encontraba en el perigeo. El movimiento medio (n) para un satélite puede calcularse como:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}} + \Delta n \quad (6)$$

Donde μ es una constante del sistema definida en la tabla I, A es el semieje mayor de la órbita y Δn es el factor de corrección del movimiento medio (ambas definidas en la tabla II).

A partir del movimiento medio se calcula la anomalía media actual (M) como:

$$M = M_0 + nt \quad (7)$$

Donde M_0 es la anomalía media para el instante de tiempo t_{oe} y es una de las efemérides definidas en la tabla 2.

La anomalía media no tiene una interpretación geométrica inmediata, por lo que en las leyes de Kepler se definen otros dos ángulos, denominados anomalía excéntrica (E) y anomalía verdadera (v).

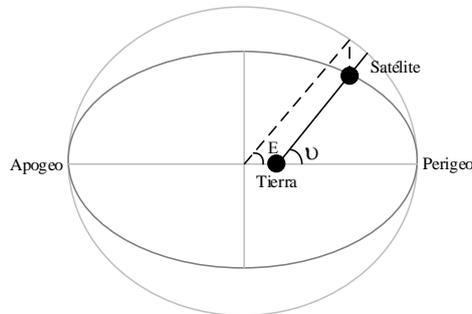


Figura 3. Diagrama en dos dimensiones donde se indica la posición dentro de la órbita del satélite en base a la anomalía excéntrica y verdadera

Fuente: Elaboración propia

La anomalía verdadera (v) es el ángulo comprendido entre la posición actual del satélite y el perigeo cuyo vértice es la Tierra, mientras que la anomalía excéntrica es el ángulo medido entre el perigeo y la proyección del satélite sobre una órbita circular que circunscribe a la elíptica tomando como vértice al centro de la órbita. La relación entre las anomalías se describe a continuación:

$$E = M + e \cdot \text{sen}(E) \quad (8)$$

$$\text{tg}(v) = \frac{\text{sen}(E)\sqrt{1-e^2}}{\cos(E)-e} \quad (9)$$

En base a la anomalía excéntrica (E) se aplica un factor de corrección relativista Δt_{rel} , el cual se adiciona al tiempo t y se define como:

$$\Delta t_{rel} = F \cdot e \cdot \sqrt{A} \cdot \text{sen}(E) \quad (10)$$

A partir de la figura 3 y conociendo la forma orbital y la anomalía verdadera puede ubicarse el lugar geométrico exacto del satélite dentro de su órbita. No obstante, es de interés referenciar todas las órbitas satelitales a un único sistema de coordenadas solidario a la Tierra.

Se suele utilizar el sistema de coordenadas ECEF (del inglés, Earth-Centered Earth-Fixed) el cual es una terna derecha que tiene como origen de coordenadas el centro de masa terrestre y su eje X apunta en la dirección del punto de latitud 0° y longitud 0° (intersección entre el meridiano de Greenwich y el ecuador terrestre).

En el siguiente desarrollo se busca referenciar el satélite desde su propio sistema de coordenadas (cuyo origen es el centro de la órbita y el eje X apunta en dirección al perigeo) al sistema de coordenadas ECEF.

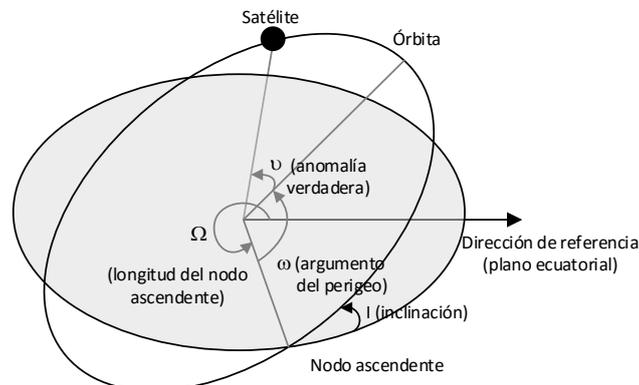


Figura 4. Relación entre la órbita del satélite y el sistema de referencia terrestre.
Fuente: Elaboración propia

La ubicación relativa de una órbita cualquiera respecto del sistema terrestre puede especificarse completamente por medio de tres ángulos independientes (conocidos en la teoría geométrica como ángulos de Euler)[4]. Estos ángulos para el sistema GPS reciben el nombre de: inclinación (I), argumento del perigeo (ω) y longitud del nodo ascendente (Ω).

Bastará con rotar convenientemente el sistema de coordenadas del satélite con estos ángulos calculados para hallar su posición.

Se define el primer ángulo que se utilizará en la rotación como ϕ (ángulo del satélite medido a partir del nodo ascendente) como:

$$\phi = \omega + v \quad (11)$$

El segundo ángulo es el de inclinación I , el cual se calcula como:

$$I = I_0 + I_{dot} \cdot t \quad (12)$$

Donde I_0 es el ángulo de inclinación para el instante de tiempo t_{oe} y el parámetro I_{dot} indica la velocidad de variación del ángulo I a partir del tiempo t_{oe} . Estos dos últimos parámetros están incluidos en la tabla 2.

Un valor utilizado en los cálculos es el radio orbital r , que indica la distancia desde el centro de coordenadas ECEF al satélite y se calcula como[6]:

$$r = A (1 - e \cdot \cos(E)) \quad (13)$$

Los valores I , r y ϕ se ven afectados por diversos fenómenos por lo que el sistema GPS incluye factores de corrección denominados "términos de corrección armónicos"[1] que se adicionan a I , r y ϕ , y se calculan de la siguiente manera:

$$\delta\phi = C_{uc} \cos(2\phi) + C_{us} \sin(2\phi) \quad (14)$$

$$\delta I = C_{ic} \cos(2\phi) + C_{is} \sin(2\phi) \quad (15)$$

$$\delta r = C_{rc} \cos(2\phi) + C_{rs} \sin(2\phi) \quad (16)$$

El último ángulo, Ω , se calcula como sigue:

$$\Omega = \Omega_0 + \Omega_{dot} \cdot t - \Omega_{e_{dot}} \cdot t_{GPS} \quad (17)$$

El término Ω_0 es la longitud del nodo ascendente para el tiempo t_{oe} , el segundo indica la variación del ángulo Ω en el intervalo de tiempo que transcurrió desde el tiempo t_{oe} y el tercero indica la variación de Ω por efecto de la rotación de la Tierra. Por último, aplicamos una transformación matricial de rotación^[5] que transforme la posición del satélite desde su marco de referencia al marco de referencia ECEF.

En el marco de referencia del satélite, sus coordenadas son:

$$(x, y, z) = (r \cos(v), r \sin(v), 0) \quad (18)$$

Para transformarlas al marco de referencia ECEF aplicamos la transformación:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\Omega) & -\sin(\Omega) & 0 \\ \sin(\Omega) & \cos(\Omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(I) & -\sin(I) \\ 0 & \sin(I) & \cos(I) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} r \cos(v) \\ r \sin(v) \\ 0 \end{pmatrix} \quad (19)$$

Luego de realizar el producto matricial, y con (11):

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = r \begin{pmatrix} \cos(\Omega) \cos(\phi) - \sin(\Omega) \sin(\phi) \cos(I) \\ \sin(\Omega) \cos(\phi) + \cos(\Omega) \sin(\phi) \cos(I) \\ \sin(I) \sin(\phi) \end{pmatrix} \quad (20)$$

En este punto hemos calculado la posición de un satélite a partir de sus efemérides. El procedimiento expuesto se repite para todos los satélites en vista. En la siguiente sección se explicará el cálculo de la posición del receptor a partir de los pseudorangs y las posiciones calculadas.

2.2 Cálculo de posición del receptor

Los pseudorangs son las distancias entre los satélites y el usuario (o receptor). Así para el n-ésimo satélite:

$$p_n = \sqrt{(x_u - x_n)^2 + (y_u - y_n)^2 + (z_u - z_n)^2} \quad (21)$$

Donde p_n es el pseudorango para el satélite n-ésimo, (x_u, y_u, z_u) son las coordenadas ECEF

del receptor y (x_n, y_n, z_n) son las coordenadas ECEF del satélite n-ésimo.

Puede verse que conocidas las posiciones y pseudorangos de tres satélites sería suficiente para despejar las tres incógnitas de la posición del usuario. Sin embargo, como los pseudorangos se calculan usualmente en base a mediciones de tiempo, se suma un error constante de sincronización (debido a la diferencia entre el reloj del receptor y el del sistema GPS) a cada pseudorango, de forma:

$$p_n = \sqrt{(x_u - x_n)^2 + (y_u - y_n)^2 + (z_u - z_n)^2} + b_u \quad (22)$$

Donde b_u es el error constante de tiempo expresado como longitud [6].

Dado que un sistema de ecuaciones conformado por ecuaciones de la forma de (22) no es lineal, resulta útil para resolverlas, linealizarlas tomando un diferencial total de la forma:

$$dp = \frac{\partial p}{\partial x_u} \delta x_u + \frac{\partial p}{\partial y_u} \delta y_u + \frac{\partial p}{\partial z_u} \delta z_u + \frac{\partial p}{\partial b_u} \delta b_u \quad (23)$$

Así para el satélite n-ésimo, podemos definir los coeficientes:

$$\alpha_{xn} = \frac{\partial p_n}{\partial x_u} = \frac{x_u - x_n}{\sqrt{(x_u - x_n)^2 + (y_u - y_n)^2 + (z_u - z_n)^2}} = \frac{x_u - x_n}{p_n - b_u} \quad (24)$$

De la misma forma:

$$\alpha_{yn} = \frac{\partial p_n}{\partial y_u} = \frac{y_u - y_n}{p_n - b_u} ; \alpha_{zn} = \frac{\partial p_n}{\partial z_u} = \frac{z_u - z_n}{p_n - b_u} \quad (25)$$

Podemos expresar lo obtenido anteriormente como un sistema compuesto por 'n' ecuaciones:

$$\begin{pmatrix} \delta p_1 \\ \delta p_2 \\ \vdots \\ \delta p_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \alpha_{x1} & \alpha_{y1} & \alpha_{z1} & 1 \\ \alpha_{x2} & \alpha_{y2} & \alpha_{z2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \alpha_{xn} & \alpha_{yn} & \alpha_{zn} & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta x_u \\ \delta y_u \\ \delta z_u \\ \delta b_u \end{pmatrix} \quad (26)$$

O de forma compacta como:

$$\delta \vec{p} = [\alpha] \delta \vec{u} \quad (27)$$

El objetivo que se plantea es iterar en base a una posición de usuario arbitraria e ir resolviendo hasta encontrar el valor de la posición de usuario que hace mínimo el error.

El procedimiento implementado en las librerías desarrolladas comprende elegir una posición inicial, calcular el pseudorango para cada satélite, obtener el vector diferencia de éstos, calcular la matriz α , obtener vector diferencia de posición, calcular la nueva posición y estimar el error cometido, como se muestra en las siguientes ecuaciones:

$$\vec{u} = (x_u, y_u, z_u, b_u) \quad (28)$$

$$p_{cn} = \sqrt{(x_u - x_n)^2 + (y_u - y_n)^2 + (z_u - z_n)^2} \quad (29)$$

$$\delta\vec{pr} = \vec{pr}_m - \vec{pr}_c \quad (30)$$

$$\delta\vec{u} = [[\alpha]]^+ \delta\vec{pr} \quad (31)$$

La ecuación (31) resulta de la ecuación (27) donde $[[\alpha]]^+$ es la matriz pseudoinversa de $[\alpha]$.

$$\vec{u} \leftarrow \vec{u} + \delta\vec{u} \quad (32)$$

$$\varepsilon = \sqrt{\delta x_u^2 + \delta y_u^2 + \delta z_u^2} \quad (33)$$

Si el error es mayor a cierto valor de tolerancia, es necesario repetir el proceso desde el paso 2. En caso contrario, se toma el último valor obtenido de u como un valor adecuado. Para nuestro caso, el proceso toma alrededor de 10 ciclos, con un error aceptado de 1 m.

2.3 Aplicación de modelos atmosféricos

La ionósfera es una capa atmosférica que provoca retardos y variaciones en las señales provenientes de los satélites [7]. El modelo utilizado (entre otros) para el sistema GPS es el propuesto por John A. Klobuchar [8], el cual mediante una técnica iterativa permite calcular el retraso de la señal GPS al atravesar la ionósfera. En este trabajo se omite el desarrollo del método, aunque se ha implementado en la librería desarrollada para corregir los errores introducidos [8].

3. Desarrollo de librería de cálculo

Se desarrolló una biblioteca de cabeceras y funciones en C que permite calcular la posición de un receptor a partir de las efemérides y pseudorangos de los satélites en vista.

Constantes.h (cabecera): Definiciones de constantes a usar según el estándar WGS-84 [9].

Angulos.h (cabecera): Macros para el pasaje entre grados sexagesimales, semicírculos y radianes.

Matrices.h (cabecera): Definición de una estructura llamada “Matriz” con el objetivo de facilitar las operaciones de cálculo matricial y los prototipos de las funciones.

Matrices.c: Todas las siguientes funciones, las cuales devuelven 0 si hubo error y 1 en otro caso.

int Matrices_Producto (Matriz* M1, Matriz* M2, Matriz* MR);

Multiplica dos matrices (M1 y M2) y almacena el resultado en una tercera (MR).

int Matrices_Transponer (Matriz* M1, Matriz* M2);

Transpone la matriz M1 y almacena el resultado en M2.

int Matrices_Sumar (Matriz* M1, Matriz* M2, Matriz* MR);

Realiza la suma de dos matrices (M1 y M2) y almacena el resultado en MR.

int Matrices_Escalar(Matriz* M1, double k, Matriz* M2);

Multiplica una matriz (M1) por un escalar (k) y almacena el resultado en M2.

int Matrices_Reducir(Matriz* M1, Matriz* M2);

Reduce una matriz (M1) hasta obtener una matriz identidad, almacenando el resultado en M2.

Posiciones.h: Define estructuras de posición en sistema cartesiano (ECEFPos) y en sistema de latitud/longitud/altura (LLHPos).

Posiciones.c: Funciones de pasaje entre el sistema ECEF y el sistema latitud/longitud/altura.

GPSLIB.h: Prototipos de las funciones principales para el cálculo de la posición del receptor incluidos en GPSLIB.c.

GPSLIB.c: Incluye las funciones:

void GPS_PosicionSatelite(int GPStime, double Pseudorango, Efem_float* Efem, ECEFpos* SatPos);

Calcula la posición de un satélite (SatPos) a partir del tiempo GPS (GPStime), el pseudorango y el juego de efemérides de ese satélite (Efem).

int GPS_PosicionUsuario(double* Pseudorangos, ECEFpos* SatPos, int Nsat, ECEFpos* UserPos);

Calcula la posición del usuario (UserPos) a partir de los pseudorangos, las posiciones de los satélites (SatPos) y la cantidad de satélites (Nsat).

double GPS_CorreccionAtmosferica(int GPStime, HUI_UBX* Ion, ECEFpos* SatPos, ECEFpos* UserPos);

Calcula las correcciones atmosféricas de un pseudorango a partir del tiempo GPS (GPStime), los parámetros ionosféricos (Ion), la posición del satélite (SatPos) y la posición del usuario (UserPos).

double GPS_CorreccionReloj(int GPStime, Efem_float* Efem);

Calcula las correcciones de reloj para un determinado satélite a partir de las efemérides (Efem).

void GPS_CorreccionRotacion(double Pseudorango, ECEFpos* SatPos);

Aplica correcciones al pseudorango debido a la rotación terrestre.

4. Validación de librería de cálculo

Para validar los algoritmos y bibliotecas implementados se realizó un experimento consistente en tomar las posiciones y pseudorangos a partir de un receptor GPS comercial modelo uBLOX 6 NEO-6M, adquirirlos a una PC y comprobar los valores de ubicación obtenidos con la posición del punto. Se utiliza una placa microcontrolada para convertir los datos del GPS uBlox a un formato apto para ser leídos por la computadora. Como referencia se utilizó un punto geodésico patrón, el cual ha sido verificado y validado por el entonces Instituto Geográfico Militar (actualmente, Instituto Geográfico Nacional). La posición está definida como: 34° 33' 19,986'' latitud Sur, 58° 30' 25.769'' longitud Oeste y altura 35.65m (equivalente en coordenadas ECEF a (2747040,7; -4484020,311; -3597389,777) metros.

En la tabla 4 se muestran cinco mediciones registradas a modo de ejemplo.

Tabla 4. Cálculo de posición de receptor a partir de efemérides y observables

N°	X [m]	Y [m]	Z [m]	Error [m]
1	2,747051E+06	-4,484048E+06	-3,597403E+06	32,36
2	2,747042E+06	-4,484037E+06	-3,597397E+06	18,23
3	2,747040E+06	-4,484033E+06	-3,597391E+06	12,77
4	2,747048E+06	-4,484045E+06	-3,597407E+06	30,98
5	2,747047E+06	-4,484045E+06	-3,597410E+06	24,84

Fuente: Elaboración propia

El error cuadrático medio promedio evidenciado es de 25,28m, siendo consistente con las especificaciones del sistema GPS que establece que el error medio de una posición utilizando el sistema estándar (SPS) debe ser menor a 30m[6].

4. Conclusiones

Se cumplieron los objetivos de:

- Comprender la mecánica de cálculo necesaria para hallar la posición de un receptor GPS en base estrictamente a los datos provistos por la constelación GPS y los observables (pseudorángos, etc.).
- Desarrollar una librería de cálculo en lenguaje C capaz de ser fácilmente implementada en una plataforma móvil (microcontrolada) para su aplicación en un receptor definido por software.

5. Reconocimientos

Los autores desean agradecer la invaluable asistencia del Ing. Edgardo Comas, Jefe del Departamento Electrónica Aplicada, Instituto de Investigaciones Científicas y Técnicas para la Defensa (CITEDEF) por su asistencia y aliento durante la realización de las tareas expuestas.

Asimismo, los autores agradecen el apoyo de la Universidad Tecnológica Nacional que a través del Proyecto de Investigación y Desarrollo (PID) N° 3636 ha financiado parte de este trabajo.

6. Referencias

- [1] UNITED STATES AIR FORCE (2008), *The GPS Standard Positioning System*
- [2] W. TUTLEBEE (2002), *Software defined radio*, West Sussex :John Wiley & Sons, p- 10-17
- [3] E. Kaplan, C. Hegarty, *Understanding GPS: Principles and Applications*, Norwood: Artech House, Chapter 2, Section 3.
- [4] Wolfram Math World, Euler Angles,
Disponible en: <http://mathworld.wolfram.com/EulerAngles.html>.
- [5] Wolfram Math World, Rotation Matrix,
Disponible en: <http://mathworld.wolfram.com/RotationMatrix.html>.
- [6] J. Bao Yen Tsui, *Fundamental of Global Positioning System Receivers: A software approach*, Hoboken: John Wiley & Sons, Chapter 2.
- [7] MAGDALENO, SERGIO (2012). *Jornada Técnica sobre el clima espacial II, “El impacto de la Ionósfera en la navegación por satélite”*, Madrid: GMV Disponible en: <http://www.proteccioncivil.org/catalogo/naturales/climaespacial/presentaciones/p44.pdf>.
- [8] KLOBUCHAR J. (1987) , *Ionospheric Time-Delay Algorithm for Single-Frequency GPS Users*, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. AES-23, Number 3, May 1987.
- [9] NATIONAL IMAGERY AND MAPPING AGENCY, DEPARTMENT OF DEFENSE (2000), *World Geodetic System 1984*, Third Edition