

INTEGRACIÓN GPS/INS: CONCEPTOS Y EXPERIMENTOS

Alejandro Ramírez González

Departamento de Teoría de la Señal y Comunicaciones
Universidad Politécnica de Cataluña
e-mail: aramirez@gps.tsc.upc.es

Juan Fernández Rubio

Departamento de Teoría de la Señal y Comunicaciones
Universidad Politécnica de Cataluña
e-mail: juan@gps.tsc.upc.es

Abstract—Continuous and reliable position information are important requirements for navigation applications. In the last years, the Inertial Navigation Systems (INSs) in conjunction with Global Positioning System (GPS) have improved the navigation accuracy. This combination takes advantage of complementary nature of both systems: long-term and short-term accuracies, low and high rates sampling, etc. Thus, the integrated system have better navigation performance and robustness. A loosely coupled integration approach using a GPS receiver and a low-cost INS strapdown system is presented, focused on the inertial navigation principles.

I. INTRODUCCIÓN

La precisión en la navegación con el sistema de posicionamiento global (GPS) ha progresado ampliamente, encontrándose en el rango de metros a centímetros, dependiendo del tipo de observaciones y métodos para su procesamiento utilizados. El entorno operacional del sistema de navegación juega un papel importante en la calidad de las medidas obtenidas, debido a que se necesita mantener en línea de vista los satélites que tiene enganchados el receptor GPS, y bajo condiciones adversas, existen dificultades en el seguimiento de los satélites, introduciendo errores de medida que pueden sesgar los parámetros estimados, comprometiendo la integridad del sistema.

Por su parte, las unidades de medidas inerciales (IMUs) son instrumentos completamente autónomos que registran las aceleraciones y velocidades de rotación de un cuerpo relativos a un frame de referencia inercial. A partir de las velocidades de rotación se obtienen los cambios de orientación que permitirán transformar las medidas de los acelerómetros al frame de navegación deseado e integrarlas para obtener la velocidad y la posición. Pero las imprecisiones de los sensores, principalmente sesgos y derivas, causan una degradación del posicionamiento inercial. Por lo tanto, es necesario proporcionar actualizaciones regulares para limitar el error a un nivel aceptable.

Dada la naturaleza complementaria del GPS y de las IMUs, su integración representa la mejor opción para incrementar la disponibilidad y precisión de la solución de navegación, que dependerá de la arquitectura utilizada para la integración, siendo los principales: *loosely coupled*, *tightly coupled* y *ultra-tightly coupled* (o *deep*).

En este documento se explicarán las bases de la integración GPS/INS, centrándose principalmente en los principios de la navegación inercial.

II. FUNDAMENTOS DE GPS

El sistema GPS ofrece un servicio de posicionamiento preciso (PPS) para usuarios autorizados, pero también proporciona el servicio de posicionamiento estándar (SPS) menos preciso para usuarios civiles. Teóricamente, este último posee precisiones de 13 metros horizontales y 22 metros verticales con un 95% de confiabilidad.

El principio funcional del GPS se basa en medir el tiempo empleado por la señal transmitida por los satélites en llegar al receptor del usuario, y este intervalo de tiempo es multiplicado por la velocidad de la luz para obtener la distancia satélite-receptor. Para ello, se puede utilizar cualquiera de los tres tipos de observables GPS: pseudodistancia, fase de portadora y Doppler. En el primero, el tiempo de propagación de la señal se mide correlando la secuencia PRN generada localmente en el receptor con la recibida del satélite. Se denomina pseudodistancia por los errores presentes en la medida.

La fase de portadora es un método más preciso de obtener la pseudodistancia, con errores más pequeños que el método anterior. Este observable es la diferencia de la fase de portadora que le llega al receptor con la generada internamente, existiendo un número ambiguo de ciclos que hay que resolver para poder utilizar este método.

Las medidas Doppler representan la velocidad de cambio de la frecuencia observada de la señal de los satélites, producto del movimiento relativo satélite-receptor. Se utiliza generalmente para derivar la velocidad del receptor.

Matemáticamente, los tres observables se representan como

$$p_r^s = \rho_r^s + c(\delta t^s - \delta t_r) + I_r^s + T_r^s + M_r^s + \epsilon_p \quad (1)$$

$$\phi_r^s = \rho_r^s + c(\delta t^s - \delta t_r) + \lambda N_r^s - I_r^s + T_r^s + M_r^s + \epsilon_\phi \quad (2)$$

$$\dot{\phi}_r^s = \dot{\rho}_r^s + c(\delta \dot{t}^s - \delta \dot{t}_r) - \dot{I}_r^s + \dot{T}_r^s + \dot{M}_r^s + \dot{\epsilon}_\phi \quad (3)$$

donde ρ_r^s es la distancia geométrica real, δt^s y δt_r son los offsets de los relojes del satélite y del receptor respectivamente, c es la velocidad de la luz, λ es la longitud de onda y N_r^s es el número entero de ciclos (ambigüedad). El resto

de términos son los errores que afectan a las medidas y se explican brevemente a continuación.

A. Errores

Las principales fuentes de error que afectan a los observables son: a) los errores orbitales, provocados por la variación lenta de la posición de los satélites; b) retardo ionosférico (I_r^s), provocado por los electrones libres en la atmosfera originando que el código se retrase mientras que la fase se adelante en la misma cantidad de tiempo; c) retardo troposférico (T_r^s), provocado por gases secos y vapor de agua en la atmosfera; d) ruido del receptor (ϵ); y e) multicamino (M_r^s). Para paliar estos errores, se han desarrollado distintos métodos, siendo el más utilizado el GPS diferencial (DGPS). Sin embargo, el principal inconveniente de GPS es la pérdida de línea de vista satélite-receptor, sobre todo en zonas urbanas (cañón urbano), razón por la que es necesario aumentarlo con otros sistemas de apoyo. Para más detalles sobre GPS, recomendamos revisar [1] y [2].

III. NAVEGACIÓN INERCIAL

La navegación inercial se basa en el posicionamiento relativo a partir de la integración de las aceleraciones registradas por los acelerómetros, utilizando las velocidades angulares de los giróscopos para determinar la dirección del recorrido. Al conjunto de sensores inerciales se le conoce como IMU que, junto con las ecuaciones de mecanización, conforman un sistema de navegación inercial (INS). Generalmente los sistemas inerciales se clasifican en:

- 1) *Gimbal*. Aquellos que mantienen los ejes de los sensores coincidiendo con un frame de interés, que puede ser un frame inercial (*space-stabilized system*), o un frame local (*local-level system*). La ventaja de este tipo de sistemas es que no necesitan la transformación de coordenadas, resultando relativamente sencillo el cálculo de la solución de navegación.
- 2) *Strapdown*. Los sensores son solidarios con el vehículo, midiendo las velocidades angulares y las fuerzas específicas a lo largo de los ejes del frame del mismo. Para obtener la solución de navegación se necesita calcular la *attitude* del vehículo para transformar las fuerzas específicas al frame de navegación deseado.

Debido a los errores en los sensores, sobre todo si se utiliza un sistema *strapdown*, las medidas de los sensores deben ser compensadas. En el caso de los giróscopos para corregir la deriva de las medidas angulares respecto al espacio inercial, utilizando

$$\omega_{ib}^b = \tilde{\omega}_{ib}^b - \mathbf{d}_{ib}^b \quad (4)$$

siendo $\tilde{\omega}_{ib}^b$ la salida de los giróscopos y \mathbf{d}_{ib}^b su deriva.

Corregidas las velocidades angulares, se utilizan para calcular la matriz de transformación entre los frames del vehículo y el de navegación (\mathbf{R}_b^n), necesaria para transformar las medidas de los acelerómetros (\mathbf{f}^b). Estas últimas también deberán corregirse para eliminar el sesgo de los acelerómetros (\mathbf{b}^b)

$$\mathbf{f}^b = \tilde{\mathbf{f}}^b - \mathbf{b}^b \quad (5)$$

Aquí, \mathbf{f}^b además de la aceleración del vehículo, contiene: 1) $\mathbf{G}(\mathbf{r})$, la aceleración gravitacional provocada por el campo gravitacional terrestre y está en función de la posición; 2) $\Omega_{ie}\Omega_{ie}\mathbf{r}$, la aceleración centrífuga, provocada por la rotación terrestre; y 3) $\Omega_{ie}\mathbf{v}$, la aceleración Coriolis, también provocada por la rotación terrestre. Como sólo interesa la aceleración del vehículo, el resto de aceleraciones deben eliminarse. Una vez obtenidas las aceleraciones lineales, se integran para obtener la velocidad y la posición en el frame de interés. La figura 1 representa el procedimiento general para obtener la solución inercial, y matemáticamente se representa por medio de las ecuaciones en (6)

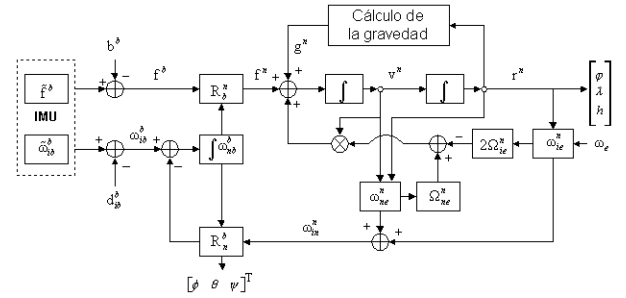


Fig. 1. Diagrama General de la solución inercial

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}}^n \\ \dot{\mathbf{v}}^n \\ \dot{\mathbf{R}}_b^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{M}\mathbf{v}^n \\ \mathbf{R}_b^n \mathbf{f}^b + (\Omega_{ne}^n - 2\Omega_{ie}^n)\mathbf{v}^n + \mathbf{g}^n \\ \mathbf{R}_b^n \Omega_{nb}^b \end{bmatrix} \quad (6)$$

donde $\mathbf{r}^n = [\phi \ \lambda \ h]^T$ es el vector posición, $\mathbf{v}^n = [v_N \ v_E \ v_D]^T$ es el vector velocidad y \mathbf{g}^n representa el vector de gravedad local. La matriz \mathbf{M} para el caso de escoger el frame de navegación local, está definida por (7) y la ecuación (8) define Ω_{nb}^b .

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \frac{1}{R_\phi + h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(R_\lambda + h)\cos(\phi)} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\Omega_{nb}^b = \Omega_{ib}^b - \mathbf{R}_b^n(\Omega_{ie}^n + \Omega_{ne}^n) \quad (8)$$

siendo R_ϕ y R_λ los radios terrestres en la latitud y longitud dadas. Para más detalles recomendamos revisar [3], [4] y [5].

A. Fuentes de error

De las principales fuentes de error que degradan la solución inercial, analizaremos sólo los sesgos y las derivas de los sensores. Dichas variaciones se pueden modelar por procesos Gauss-Markov o como ruido blanco, escogiendo la segunda opción para modelar los errores de los sensores.

$$\dot{\mathbf{d}} = \mathbf{0} \quad (9)$$

$$\dot{\mathbf{b}} = \mathbf{0} \quad (10)$$

IV. INTEGRACIÓN GPS/INS

Las estrategias de integración generalmente se clasifican en tres categorías: *loosely coupled*, *tightly coupled* y *ultra-tightly coupled* [4]. En la primera, el receptor GPS posee su propio filtro de Kalman para calcular la solución de navegación que se combinará con la solución inercial para formar los errores residuales que alimentarán al filtro de navegación Kalman. Esta estrategia permite el máximo aprovechamiento del hardware y software existente que se ensambla en un sistema en cascada sin mayores desarrollos. Además, dentro de esta categoría existen dos arquitecturas: *feedforward* y *feedback*. La primera está destinada a sistemas que involucran IMUs de alta calidad y para aplicaciones de corta duración por que el filtro de navegación procesa la información del receptor GPS y del INS, pero no existe ningún mecanismo de corrección para paliar los errores en los sensores. Esta arquitectura se observa en la figura 2 eliminando las líneas punteadas saliendo del filtro de navegación. En la configuración *feedback*, el filtro de navegación además de proporcionar las correcciones a la solución de navegación, permite limitar los errores en los sensores (sesgos, derivas, no-ortogonalidad) y en las ecuaciones de navegación. Esta configuración es importante para aquellos sistemas con IMUs de precisión media-baja, donde la propagación de errores es relativamente alta. Con mayor razón si se pretende utilizar el sistema en aplicaciones reales o cercanas a tiempo real, donde la estimación y compensación de los errores es determinante.

En la configuración *tightly coupled*, los filtros Kalman del receptor GPS y el de navegación son combinados en uno solo, por lo que el vector de estados incluye los estados de la solución inercial (posición, velocidad, attitude, deriva de los giros, sesgo de los acelerómetros) y del receptor GPS (sobre todo sesgo y deriva del reloj). Esta arquitectura utiliza de forma más eficiente las medidas disponibles y la información apriori para determinar y corregir los errores del sistema de una forma altamente integrada, obteniendo una mejor prestación que la integración *loosely coupled*. Además de proporcionar estimados de navegación precisos durante periodos de alta dinámica vehicular.

La última configuración se lleva a cabo a nivel de hardware y es implementado, por el momento, únicamente por los fabricantes del equipo. Las otras dos estrategias aparecen aproximadamente en cantidades iguales en la literatura, aunque aparentemente la integración *tightly* parece tener preferencia. Sin embargo, es necesario tener un grado alto de sincronismo entre sus elementos, lo que no es necesario en la arquitectura *loosely*.

V. APROXIMACIÓN DE ESTIMACIÓN

A. Filtro de Kalman

Generalmente se utiliza un filtro de Kalman como filtro de navegación, debido a la facilidad para integrar sensores con anchos de banda distintos. Para un análisis más detallado acerca del filtro de Kalman se recomienda revisar [3], [5] y [6].

De acuerdo a la teoría de sistemas lineales, la dinámica de un sistema lineal puede representarse por un modelo de espacio de estado, donde un conjunto de ecuaciones diferenciales de primer orden expresan las desviaciones de una trayectoria de referencia. En su forma discreta, el sistema se representa como

$$\mathbf{x}_k = \Phi_{k,k-1} \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1} \quad (11)$$

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H} \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (12)$$

donde \mathbf{x}_k es el vector de estados que se desean estimar, Φ es la matriz de transición de estados, \mathbf{z}_k son las observaciones, en este caso la diferencia entre la solución de navegación GPS y la solución predicha por el INS por que estamos utilizando un filtro complementario. \mathbf{H} permite relacionar las observaciones con los estados deseados, \mathbf{w} y \mathbf{v} , son el ruido de proceso y de observación respectivamente. Φ se ha aproximado por series de Taylor,

$$\Phi = e^{\mathbf{F}\Delta t} = \mathbf{I} + \mathbf{F}\Delta t + \frac{1}{2}\mathbf{F}^2\Delta t^2 + \dots \quad (13)$$

donde \mathbf{F} se obtiene a partir de la ecuación (6), aumentándola para considerar los sesgos y derivas de los sensores inerciales y del reloj del receptor. Δt es el intervalo de muestreo utilizado.

Debido a que el filtro de Kalman tiene la propiedad de convergencia secuencial, los estados fuertemente observados convergen primero, mientras que los estados débilmente observados (como los sesgos de los sensores) toman tiempo para converger. Durante este periodo, la estimación de errores se atenúa lentamente, y la estimación da resultados pobres. Por lo que los valores iniciales deben determinarse cuidadosamente.

VI. RESULTADOS

Se utilizó una arquitectura *loosely coupled* con una configuración *feedback*, empleando un INS strapdown MicroStrain 3DM-G y un receptor GPS Novatel OEM4. Se escogió el frame local como el frame de navegación, analizando el comportamiento del sistema en dos entornos. La figura 3 corresponde a las aceleraciones y velocidades angulares para un vehículo terrestre, mientras que la figura 4 representa el comportamiento inercial en una embarcación de recreo, observándose una mayor dinámica. Este último escenario nos permitió estudiar la dinámica de los sensores inerciales para caracterizar mejor sus prestaciones.

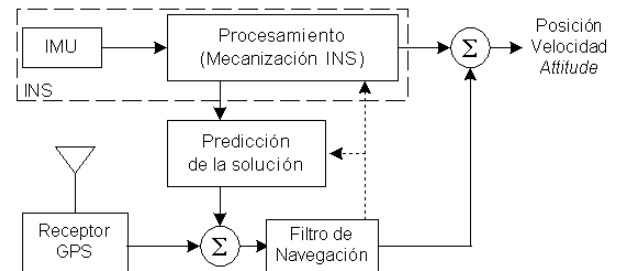


Fig. 2. Arquitectura loosely coupled con feedback

Como es más recomendable la representación gráfica de la solución integrada, presentamos directamente los resultados proyectados en un plano digital, aprovechando que la cartografía digital cada vez es más completa. La figura 5 muestra el resultado para el vehículo terrestre y la figura 6 corresponde al recorrido náutico.

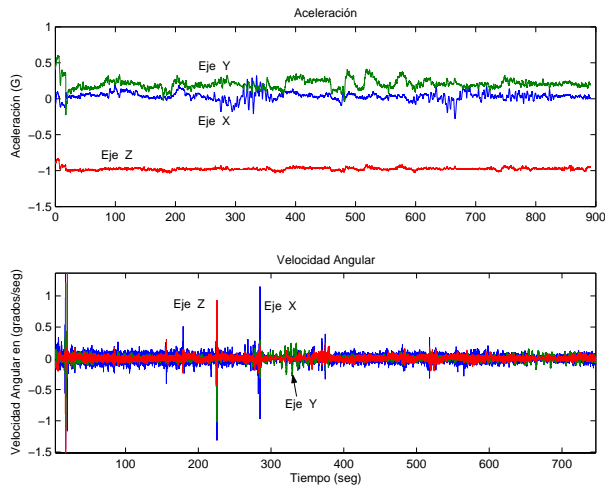


Fig. 3. Aceleración y velocidad angular en un vehículo terrestre

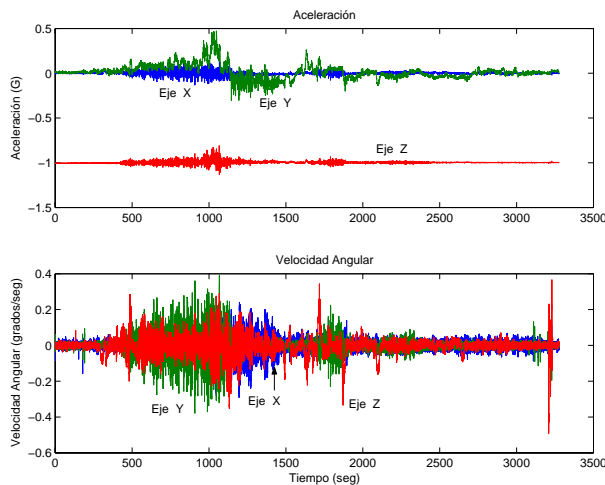


Fig. 4. Aceleración y velocidad angular en una embarcación

VII. CONCLUSIONES

Se ha explicado la necesidad de aumentar al sistema GPS para minimizar los efectos de pérdida de línea de vista de la señal de los satélites y mejorar la calidad del posicionamiento en entornos problemáticos. Por ello se ha enfatizado en los principios de la navegación inercial por que ésta es una de las más utilizadas actualmente como apoyo del sistema GPS.

Los resultados obtenidos con la configuración loosely coupled presentada, dan una muestra de las mejoras en prestación y fiabilidad en el posicionamiento, sobre todo en entornos problemáticos.

AGRADECIMIENTOS

Este trabajo fue subvencionado por los gobiernos Mexicano y Español bajo las becas CONACYT y TIC2001-2356-C02-01.



Fig. 5. Trayectoria terrestre

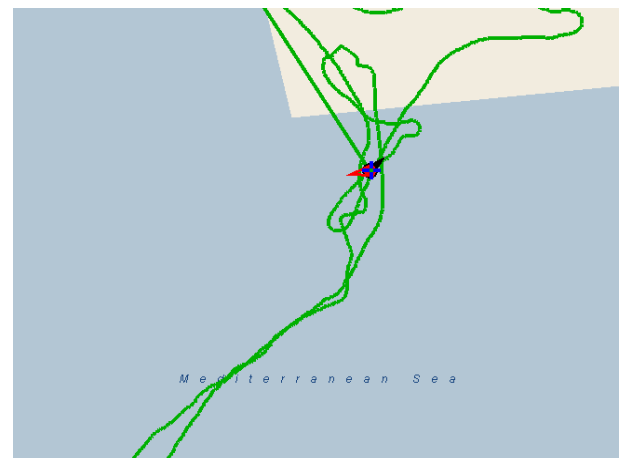


Fig. 6. Trayectoria marítima

REFERENCES

- [1] B.W. Parkinson and J.J. Spilker, Eds., *Global Positioning System: Theory and Applications*, vol. I, II, vol. 163–164 of *Progress in Astronautics and Aeronautics*, American Institute of Aeronautics, Inc., Washington DC, 1996.
- [2] E.D. Kaplan, *Understanding GPS. Principles and Applications*, Artech House Publishers, 1996.
- [3] Jay A. Farrell and Matthew Barth, *The Global Positioning System and Inertial Navigation*, McGraw-Hill, 1998.
- [4] R.L. Greenspan, *Global Positioning System: Theory and Applications*, vol. II, chapter GPS and Inertial Integration, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.
- [5] P. Maybeck, *Stochastic Models, Estimation and Control, Volume I and II*, Mathematics in Science and Engineering, 1994.
- [6] Robert Grover Brown and Patrick Y.C. Hwang, *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*, John Wiley & Sons, Inc., 1997, ISBN: 0-471-12839-2.