

INTEGRACIJA SISTEMA INERCIJALNE NAVIGACIJE I GPS-a

Rade Stančić, Vojna akademija, Beograd

Sadržaj - U radu je dat opis centralizovane i kaskadne šeme integracije "strapdown" INS ("Inertial Navigation System") i GPS-a ("Global position System"). Na osnovu predložene šeme integracije formiran je simulacioni model za 2D slučaj u Simulinku – MATLAB. Uporedna ocena tačnosti rada INS i integrisanog INS/GPS navigacijskog sistema, data je u obliku dijagrama, kao rezultat simulacije.

Ključne reči - Integrisani navigacijski sistem, Strap-down INS, GPS, Model grešaka INS.

1. Uvod

U današnje vreme aktivno se razvijaju tehnologije zajedničkog korišćenja inercijalnog i satelitskog sistema navigacije. Mogućnost integracije dva navigacijska sistema između kojih ne postoji velika sličnost, uslovljena je različitim karakterom grešaka koje su prisutne u jednom, odnosno drugom sistemu navigacije. Greške u sistemu satelitske navigacije uslovljene su prisustvom smetnji u kanalu predaje informacije na liniji satelit-korisnik, izmenom geometrijskog rasporeda satelita, uticajem atmosfere, zaklonjenošću GPS antene, višeputnim prostiranjem GPS signala i šumom GPS prijemnika, dok greške u sistemu inercijalne navigacije imaju karakter sporopromenljivih oscilacija i rastu u vremenu, ali nisu pod uticajem spoljašnjih faktora.

Analizom osnovnih prednosti i nedostataka INS i GPS sistema navigacije, dolazi se do zaključka da se pri njihovom zajedničkom korišćenju od INS zahteva kratkovremena tačnost određivanja navigacionih parametara, u intervalima između dva GPS merenja, dok se od GPS-a zahteva visoka tačnost određivanja navigacionih parametara za sve vreme trajanja navigacije.

Pored toga GPS omogućuje kalibraciju inercijalnih senzora na početku i u toku navigacije. Neprekidno prisustvo navigacione informacije na izlazu INS obezbeđuje brzu reakviziciju GPS signala u trenucima gubitka veze GPS prijemnika sa satelitom.

Pravilnom kombinacijom ova dva navigacijska sistema moguće je iskoristiti njihove prednosti, uz istovremeno umanjenje prisutnih nedostataka, što dovodi do povećanja pouzdanosti i tačnosti rada čitavog navigacijskog kompleksa.

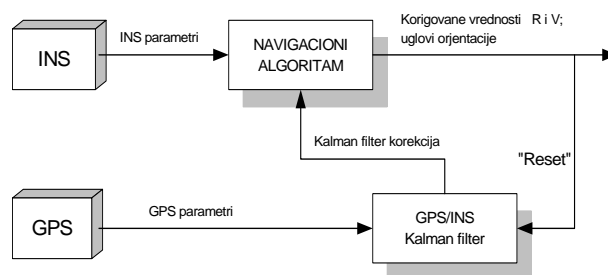
2. Metode integracije INS i GPS

Široko korišćeni način integracije INS i GPS je Kalmanov filter. Kalmanov filter vrši procenu trenutnog stanja linearnog sistema u kojem je prisutan šum. Jedan od ključnih atributa Kalmanovog filtra je dobijanje osnovne informacije korišćenjem indirektnog merenja (uključujući

prisustvo šuma) i procena vrednosti promenljivih koje se kontrolišu.

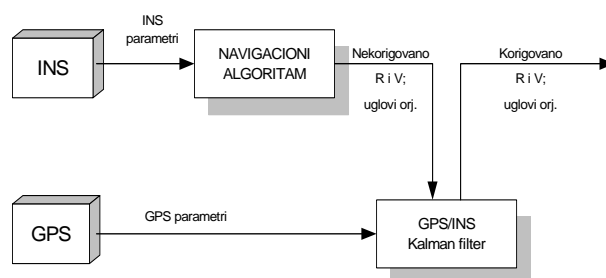
U praksi su prisutna dva metoda integracije INS/GPS: Centralizovana (zatvorena) i kaskadna (otvorena) šema integracije INS/GPS.

Centralizovana šema, slika 1, podrazumeva formiranje zajedničkog navigacionog algoritma za INS i GPS, sa opštim modelom grešaka. Ne postoje univerzalni algoritmi za različite klase tačnosti INS, te je stoga potrebno vršiti izmene algoritma za svaki konkretan slučaj.



Sl. 1. – Centralizovana šema integracije INS/GPS.

Pri kaskadnoj šemi integracije INS/GPS, slika 2, obezbeđuje se korekcija navigacione informacije na izlazu sistema inercijalne navigacije, na osnovu navigacionih parametara dobijenih od GPS-a, bez izmene navigacionog algoritma.



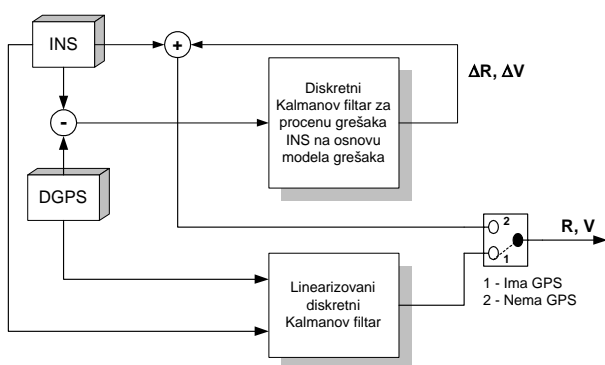
Sl. 2. – Kaskadna šema integracije INS/GPS.

Bez obzira na prednosti metoda, sa slike 2, u pogledu praktične realizacije, data šema nije pogodna za korišćenje u uslovima primene inercijalnih senzora niske klase tačnosti, kod kojih je prisutna nestabilnost karakteristika i kod kojih tačnost može da se razlikuje čak i za senzore u okviru jedne serije.

Novije metode integracije INS/GPS, podrazumevaju korišćenje inercijalnih senzora niske klase tačnosti i diferencijalnog GPS (engl. "Differential GPS - DGPS"), sa korekcijom navigacionih algoritama INS na osnovu podataka od DGPS. Pri normalnom radu GPS prijemnika,

DGPS postaje osnovni izvor navigacione informacije. U datom slučaju greška integrisanog INS/GPS ograničena je tačnošću DGPS rešenja. Pri tome vrši se neprekidna izmena parametara modela grešaka INS na osnovu razlike pokazivanja DGPS i INS. Kada DGPS informacija odstupa (efekat zaklanjanja satelita, elektronsko ometanje i sl.) navigacioni sistem radi u režimu “predikcije” u kojem se na izlazu navigacijskog sistema dobija navigaciona informacija od INS korigovana pomoću modela grešaka INS.

U cilju eliminacije većih slučajnih odstupanja izmerene informacije primenjuje se adaptivni metod korekcije matrice kovarijansi šuma merenja u Kalmanovom filtru. Moguća šema opisane integracije INS/GPS data je na slici 3.



Sl. 3. –Integrirani INS/GPS.

Za rešenje integracije sa slike 3 korišćena su dva Kalmanova filtra, od kojih se jedan koristi za procenu grešaka “strapdown” INS na osnovu definisanog modela grešaka INS, a drugi za procenu navigacijskih parametara, pozicije (R) i brzine (V), u trenucima prisustva DGPS informacije. Za vreme odsustva DGPS informacije (vreme između dva DGPS merenja, zaklonjenost satelita, elektronsko ometanje) navigacijski parametri R i V, dobijaju se kao korigovane vrednosti izlaza “strapdown” INS za veličinu procenjenih vrednosti grešaka INS. Kalmanov filter koji se koristi za procenu navigacijskih parametara u trenucima prisustva DGPS informacije je linearizovani Kalmanov filter (engl. “Linear Kalman Filter” - LKF), sa trajektorijom koja se dobija na izlazu “strapdown” INS, kao referentnom. Kao diskretna merenja koriste se pozicija i brzina koji se dobijaju kao rešenja DGPS bazirana na merenju faze nosećeg signala.

Jednačine linearizovanog Kalmanovog filtra, čiji vektor stanja ima pet promenljivih, mogu se napisati u obliku:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}_k^- &= \Phi_{k-1} \cdot \hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+ \\ \mathbf{P}_k^- &= \Phi_{k-1} \cdot \mathbf{P}_{k-1}^+ \cdot \Phi_{k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1} \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k^- \cdot \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \cdot \mathbf{P}_k^- \cdot \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}_k^+ &= \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k \cdot (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \cdot \mathbf{x}_k^* - \mathbf{H}_k \cdot \hat{\mathbf{x}}_k^-) \\ \mathbf{P}_k^+ &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}_k) \cdot \mathbf{P}_k^-\end{aligned}$$

Zadatak određivanja grešaka INS rešava se korišćenjem spoljašnjeg, u odnosu na INS, izvora informacija (u datom

slučaju DGPS). Razlika pokazivanja INS i DGPS proporcionalna je razlici njihovih grešaka. Uvodeći ovu razliku kao izmerenu veličinu, moguće je izvršiti procenu grešaka INS u određivanju navigacionih parametara.

Ako se uzme u obzir činjenica da se na osnovu prethodnih ispitivanja senzora, mogu izvršiti prethodne korekcije izlaza senzora, uprošćeni model grešaka “strapdown” INS, za 2-D slučaj, može se napisati u obliku:

$$\Delta \dot{R}_x^n, \Delta \dot{R}_y^n = \Delta V_x^n, \Delta V_y^n \quad (1)$$

$$\Delta \dot{V}_{x,y}^n = \mp g \Phi_{y,x} + B_{x,y}^b \cos \psi \pm B_{y,x}^b \sin \psi \quad (2)$$

$$\dot{\Phi}_{y,x} = \pm \frac{\Delta V_{x,y}^n}{R_E} \mp \omega_{x,y}^{b[dr]} \sin \psi + \omega_{y,x}^{b[dr]} \cos \psi \quad (3)$$

$$\dot{\omega}_{x,y}^{b[dr]} = -\beta_{x,y} \omega_{x,y}^{b[dr]} + A_{x,y}^b \sqrt{2\beta_{x,y}^b} W(t) \quad (4)$$

$$\dot{B}_{x,y} = 0 \quad (5)$$

Model grešaka INS u opštem slučaju sadrži dve komponente. Prva koja ne zavisi od parametara kretanja objekta, može se nazvati Shuler-ovom komponentom i druga koja predstavlja nestacionarnu komponentu, a zavisi od ubrzanja objekta, i ona modeluje odstupanje akcelometara i grešku netačnog postavljanja navigacijskog sistema po azimutu.

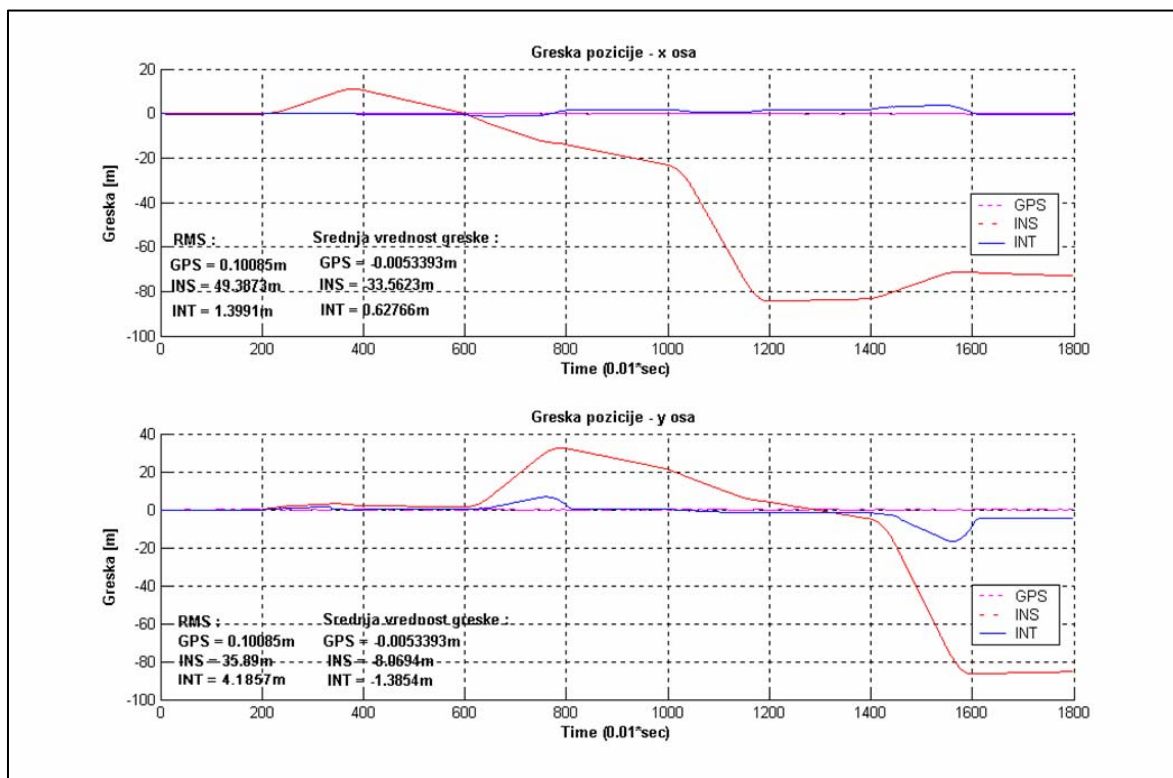
3. Rezultati simulacije

Dijagram predstavljen na slici 4, dobijen je na izlazu simulacionog modela integrisanog INS/GPS u uslovima postojanja grešaka konstantnog odstupanja akcelometara po x i y osi. Pri tome se GPS informacija pojavljivala na izlazu GPS prijemnika sa frekvencijom 1Hz. U vremenskim intervalima od 3.2 sekunde, periodično posle svakih 6.4 sekundi, potpuno je odsustvovala GPS informacija. Rad navigacionog sistema u režimu predikcije vršen je na osnovu modela grešaka “strapdown” INS koji je dat jednačinama (1) do (5).

Tabela 1. Uporedna ocena tačnosti “strapdown” INS i integrisanog INS/GPS sistema navigacije.

Greška senzora	f _{GPS} [Hz]	INS RMS-1σ [m]		INS/GPS RMS-1σ [m]	
		x ⁿ osa	y ⁿ osa	x ⁿ osa	y ⁿ osa
acc _x =1m/sec ²	1	34.27	18.82	1.96	4.65
acc _x =1m/sec ²	5	34.27	18.82	1.6	2.89
acc _y =1m/sec ²	1	18.34	32.96	1.62	1.78
acc _y =1m/sec ²	5	18.34	32.96	1.70	1.11
ω _z =0.01rad/sec	1	49.38	35.89	6.07	15.13
ω _z =0.01rad/sec	5	49.38	35.89	5.08	11.73

U tabeli 1 predstavljen su vrednosti RMS za različite vrednosti konstantnog odstupanja akcelometara i konstantnog odstupanja brzinskog žiroskopa po z osi, dobijene na izlazu simulacionog modela. Pri radu integrisanog navigacijskog sistema navigaciona informacija na izlazu GPS-a pojavljivala se sa frekvencijom od 1Hz ili 5 Hz, u intervalima od po 6.4 sekundi, periodično, posle svakih 3.2 sekunde.



Sl. 4 - Srednja vrednost greške pozicije pri postojanju greške konstantnog odstupanja akcelerometra po y osi.

4. Zaključak

Realizovani algoritam integracije INS/GPS, baziran na kaskadnoj šemi integracije "strapdown" INS i DGPS, proširen je u odnosu na standardnu šemu, uvođenjem adaptivnog metoda korekcije matrice kovarijansi šuma merenja u Kalmanovom filtru, pomoću kojeg se vrši procena grešaka "strapdown" INS. Procenjene vrednosti grešaka INS, u skladu sa definisanim modelom grešaka, korriguju se u trenucima postojanja DGPS navigacione informacije, a koriste u intervalima odsustva DGPS informacije. Navedena metodika korekcije procenjenih grešaka "strapdown" INS, važi samo u slučaju kada su greške koje se korriguju, opservabilne.

Na osnovu rezultata dobijenih na osnovu simulacije mogu se izvesti sledeći zaključci:

- Tačnost rada integrisanog INS/GPS zavisi od frekvencije dobijanja navigacione informacije od strane DGPS.
- Ukoliko u integrisanom INS/GPS navigacijskom sistemu postoji greška u početnom postavljanju navigacionog sistema po azimutu, ona ima veći uticaj na rad navigacijskog sistema, u odnosu na greške konstantnog odstupanja akcelerometara koji su postavljeni u horizontalnoj ravni.

U uslovima odsustva navigacione informacije od DGPS, na tačnost integrisanog INS/GPS značajno utiče dužina intervala u kojem odsustvuje informacija.

Literatura

- [1] O. S. Salychev: "Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions", The Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 2004.
- [2] J. A. Farrel, M. Barth: "The Global Positioning System & Inertial Navigation", McGraw-Hill, 1999.
- [3] Raul Dorobantu, "Field Evaluation of a Low-Cost Strapdown IMU by means GPS", Technische Universität München, Germany, 1997.
- [4] Rade Stančić, "Integracija sistema inercijalne navigacije i globalne orijentacije sa ciljem povećanja tačnosti i smanjenja osetljivosti na smetnje", magistarski rad, 2002.
- [5] R. Stančić, S. Graovac, "Software support for a development of an integrated ins/gps system", International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 2005.

Abstract - In this work presented are descriptions of schemes, centralism and cascade integration "strapdown" Inertial Navigation System (INS) and Global Position System (GPS). With respect to choosed the integration scheme, made a simulation diagram for 2D cases, in Simulink – MATLAB. Compare INS and integrated INS/GPS are given in form diagrams, as result simulation.

INTEGRATION INERTIAL NAVIGATION SYSTEM AND GPS

Rade Stančić