

Programul:	Resurse Umane
Tipul proiectului:	Proiecte de cercetare pentru stimularea constituirii de tinere echipe de cercetare independente
Cod proiect:	PN-II-RU-TE-2014-4-2732

SINTEZA LUCRĂRII,

cuprinzând activitatea desfășurată și rezultatele obținute comparativ cu obiectivele proiectului de cercetare

**SISTEME INTEGRATE DE NAVIGATIE INS/GPS DE INALTA PRECIZIE SI
COST REDUS, BAZATE PE ALGORITMI INTELIGENTI DE FUZIUNE A DATELOR**

Continut:

- 1. SINTEZA LUCRĂRII, cuprinzând activitatea desfășurată și rezultatele obținute comparativ cu obiectivele proiectului de cercetare pentru Etapa I (unica) / 2015**
- 2. SINTEZA LUCRĂRII, cuprinzând activitatea desfășurată și rezultatele obținute comparativ cu obiectivele proiectului de cercetare pentru Etapa a II-a (unica) / 2016**
- 3. SINTEZA LUCRĂRII, cuprinzând activitatea desfășurată și rezultatele obținute comparativ cu obiectivele proiectului de cercetare pentru Etapa a III-a (unica) / 2017**

Programul:	Resurse Umane
Tipul proiectului:	Proiecte de cercetare pentru stimularea constituirii de tinere echipe de cercetare independente
Cod proiect:	PN-II-RU-TE-2014-4-2732

SINTEZA LUCRĂRII,

cuprinzând activitatea desfășurată și rezultatele obținute comparativ cu obiectivele proiectului de cercetare

pentru
- Etapa I (unica) / 2015 -

Titlul proiectului

SISTEME INTEGRATE DE NAVIGATIE INS/GPS DE INALTA PRECIZIE SI COST REDUS, BAZATE PE ALGORITMI INTELIGENTI DE FUZIUNE A DATELOR

Etapa I (unica)/2015, *Documentare cu privire la GPS si navigatorii inertiali strap-down si la modele de eroare asociate acestora, la arhitecturi sinergice INS/GPS, la metodele de fuziune a datelor din aceste sisteme - concepte, principii, implementari, metode de modelare si analiza existente*, s-a derulat pe parcursul a 3 luni calendaristice (octombrie - decembrie), perioada in care s-au realizat toate cele 4 activitati si s-au indeplinit toate cele 3 obiective prevazute:

O1. Cunoasterea conceptelor, principiilor si implementarilor existente in domeniul sistemelor de navigatie satelitara si inertiala, erorile ce le afecteaza si modelele de eroare asociate acestora.

A 1.1. Concepte ale modelarii si analizei sistemului GPS, navigatorilor inertiali strap-down si ale erorilor asociate acestora

O2. Cunoasterea conceptelor, principiilor si implementarilor existente in domeniul sistemelor integrate de navigatie INS/GPS din punctul de vedere al arhitecturilor de integrare, al algoritmilor de fuziune a datelor si al analizei performantelor acestora.

A 2.1. Modele conceptuale ale arhitecturilor sistemelor integrate de navigatie INS/GPS

A 2.2. Modele conceptuale ale algoritmilor de fuziune a datelor in sistemele integrate de navigatie INS/GPS

O3. Diseminarea rezultatelor in mediul stiintific si academic prin publicare de lucrari stiintifice in reviste si la conferinte internationale de prestigiu, mentinerea la zi a unei pagini web, perfectionare de cursuri la forma de invatamant master.

A 3.1. Initiere pagina web si diseminare prin publicare

Pe langa realizarea activitatilor stiintifice, membrii echipei de cercetare au urmarit si realizarea activităților administrative și de management prevăzute (elaborarea de rapoarte, distribuire sarcini și urmărirea termenilor de realizare etc.), care au concurat la finalizarea în bune condiții a acestei etape. În cele 3 luni s-au efectuat 5 deplasări ale membrilor echipei, dintre care: 1 deplasare externă de documentare la *University of Quebec, Research Laboratory in Active Controls, Avionics and Aeroservoelasticity (LARCASE), Canada* și 4 deplasări interne de lucru (2 membri ai echipei sunt doctoranzi la Universitatea Politehnică din București). Echipa de cercetare s-a reunit în complet în trei sedințe pentru a analiza activitățile desfășurate până în acel moment și rezultatele obținute, precum și pentru a stabili programul acțiunilor următoare ale fiecărui membru. Fondurile alocate în această etapă au fost utilizate integral.

În cele ce urmează se vor prezenta sintetic activitatea desfășurată și rezultatele obținute în fiecare din cele patru activități prevăzute pentru a fi realizate în această etapă.

Activitatea 1.1. Concepte ale modelării și analizei sistemului GPS, navigatorilor inertiali strap-down și ale erorilor asociate acestora

Această activitate a fost prevăzută pentru a duce la îndeplinire primul obiectiv al etapei și a vizat, în principal, un studiu bibliografic pentru stabilirea principalelor modalități de modelare și analiză a sistemului satelitar GPS, a navigatorilor inertiali strap-down și erorilor asociate acestora. În studiul bibliografic au fost consultate cărți, articole de revistă și de conferință, standarde și diverse site-uri de specialitate. Conform *Planului de realizare a proiectului*, pentru această etapă a fost prevăzută o mobilitate externă de documentare, care s-a desfășurat în perioada 14.11.2015-28.11.2015 la *University of Quebec, Research Laboratory in Active Controls, Avionics and Aeroservoelasticity (LARCASE), Canada*, mobilitate ce a permis accesul la infrastructura de cercetare și la resursele bibliotecii universității canadiene și a oferit membrilor echipei de cercetare posibilitatea de a se consulta cu specialiști în domeniu.

În prima parte a activității a fost realizat un studiu detaliat al sistemului GPS, în ceea ce privește structura acestuia, principiul de funcționare, caracteristicile și modalitățile de generare pentru semnalele emise de sateliți, tipurile de receptori din

sistem, modalitățile de decriptare a semnalelor primite de către receptori, principalele erori ale sistemului și posibilitățile de eliminare sau atenuare a acestora.

Sistemul de navigație satelitară NAVSTAR GPS a fost dezvoltat și întreținut de către Departamentul american de apărare, devenind operational în anul 1993. **Sistemul este compus din patru mari părți:** *Segmentul spațial* - constituit inițial din 24 de sateliți repartizați pe șase orbite; *Segmentul utilizatorilor* - constituit din totalitatea receptorilor utilizatorilor; *Segmentul de control* - constituit din stații de monitorizare a funcționării corecte a sateliților și a semnalelor; *Segmentul de detecție și raportare a exploziilor nucleare* (NUDET=Nuclear DETection).

Segmentul spațial: Orbitele sateliților sunt la altitudinea de 20200 Km, sunt circulare (excentricitatea $\ll 0.03$) și au înclinarea de 55° . Alegerea înclinării de 55° s-a făcut din două motive: 1) utilizarea pentru lansarea sateliților a navei spațiale, care poate lansa mult mai ușor sateliți pentru o înclinare $i=55^\circ$; 2) două orbite învecinate (separate de 60° longitudine) se intersectează sub un unghi drept dacă înclinarea celor două orbite este de 55° - aceasta oferă o geometrie bună utilizatorilor. Perioada de revoluție a unui satelit este de 12 ore siderale, adică 11h 58 min. Această perioadă implică un sincronism cu mișcarea de rotație a Pământului care cauzează rezonanțe în orbitele sateliților. Neomogenitățile de masă ale Pământului influențează satelitul de fiecare dată în același punct pe orbită. Aceste rezonanțe implică abateri inacceptabile ale orbitei satelitelui. Acestea sunt corectate o dată pe an și operația durează cam trei zile, timp în care satelitul este indisponibil pentru efectuarea navigației. Pentru ca utilizatorul să poată face corecțiile ionosferice, sunt emise două frecvențe purtătoare. Purtătoarele sunt coerente, ambele derivând din frecvența de bază de 10.23 MHz. Prima purtătoare este $L_1=10.23\text{MHz}\times 154=1575.42\text{MHz}$. Această purtătoare este modulată bifazic cu ambele coduri și informația. Purtătoarea a doua este $L_2=10.23\text{MHz}\times 120=1227.6\text{MHz}$. Aceasta este modulată bifazic cu informația și codul *P*. Numai utilizatorii care au acces la codul *P* au acces și la purtătoarea L_2 și pot face corecția întâzierilor ionosferice. Este unul din motivele pentru care navigația utilizând codul *P* este mai precisă. Sateliții sunt controlați de stațiile de la sol prin intermediul unor semnale codate și criptate, emise în banda 5. Frecvența de legătură de la sol la sateliți este de 1783.74 MHz, iar legătura inversă se face pe frecvența de 2227.5 MHz. Aceste semnale nu sunt coerente cu semnalele de navigație și au fost proiectate să fie rezistente la bruiaj. Sateliții din ultima generație sunt echipați cu patru ceasuri atomice, două cu rubidiu și două cu cesiu, obținându-se astfel o deplasare relativă a timpului de $2\cdot 10^{-3}$ adică o secundă la 158000 de ani.

Segmentul utilizatorilor: În cazul general, receptoarele GPS trebuie să recepționeze, să urmărească și să proceseze semnalele de la cel puțin 4 sateliți. De obicei, receptoarele GPS sunt împărțite în două mari părți: partea de radiofrecvență și partea de procesare a informațiilor. Partea de radiofrecvență include antenele, amplificatoarele de radiofrecvență, corelatoarele, buclele de urmărire a purtătoarelor și codurilor, demodolatoarele. Partea de procesare cuprinde procesorul receptorului care controlează funcționarea receptorului și procesorul de navigație care face toate corecțiile necesare (pe baza datelor din mesajul de navigație) și determină poziția. Clasificarea receptoarelor GPS se face după numărul de canale utilizate și după domeniul de utilizare. Acest din urmă criteriu este deosebit de important, fiind reflectat și în prețul de cost. Receptoarele cu dinamică mică sunt în general cu un singur canal, de tip secvențial sau multiplexate, și au un preț de cost relativ mic. Receptoarele cu dinamică mare (pentru rachete sau avioane de vânătoare) sunt de tip multicanal și sunt mult mai scumpe, raportul de preț cu primele putând ajunge la valoarea 600. Aceasta deoarece, în cazul receptoarelor cu dinamică foarte mare, buclele de calare în fază a purtătoarelor și mai ales a codurilor trebuie să aibă o bandă de urmărire foarte mare. Receptoarele multicanal sunt utilizate atunci când dinamica vehiculului pe care este montat receptorul este mare. Cele mai multe receptoare cu dinamică foarte mare au patru canale. Ele urmăresc simultan și continuu toți patru sateliții de care au nevoie pentru determinarea poziției și a erorii de timp. Când un satelit iese din raza de vizibilitate sau nu mai oferă o geometrie bună pentru un coeficient de diluare geometrică a preciziei bun, receptorul trebuie să achiziționeze un alt satelit. Aceasta înseamnă încetarea calculării poziției. De aceea, receptoarele sofisticate au cinci canale identice, unul fiind utilizat pentru sincronizarea în avans pe codurile unui satelit care urmează a fi utilizat. Un receptor secvențial urmărește fiecare satelit pentru aproximativ o secundă, timpul tranzitoriu în receptorul secvențial trebuie să fie foarte scurt. Un astfel de receptor nu poate fi utilizat în cazul unei dinamici mari a vehiculului purtător. Un receptor multiplex trece printr-un ciclu întreg, adică recepționează patru sau cinci sateliți pe durata unui bit de informație (20 ms). Receptoarele multiplex sunt cele mai răspândite la ora actuală, ele beneficiind de o serie de avantaje, cum ar fi: i) buclele de urmărire a codurilor și purtătoarelor urmăresc semnalele fiecărui satelit în mod continuu prin software; ii) variabilele de stare ale fiecărui satelit sunt stocate într-un program și sunt utilizate în intervalul următor de urmărire; iii) la începutul fiecărei perioade, fazele și frecvențele fiecărui cod și purtătoare, calculate pe timpul întreruperii, sunt încărcate în bucle, astfel încât să se poată relua urmărirea reală a acestora într-un timp mai mic de 400 μ s; iv) distribuția intervalelor de urmărire a sateliților este continuu modificată astfel încât să nu se producă niciodată o tranziție a unui bit de informație în timpul în care semnalele de la satelit sunt în curs de urmărire; v) cum toate semnalele de la sateliți sunt recepționate prin același semnal de recepție, receptoarele multiplex sunt mai puțin sensibile la modificarea canalelor; vi) receptoarele multiplex necesită cu 25% mai multă putere de procesare decât un receptor multicanal.

Segmentul de control: Segmentul de control este compus din trei părți: stația master de control, stațiile de monitorizare și antenele pentru legături spațiale. Stația master de control este centrul de operații pentru întregul sistem. Aici sunt prelucrate toate datele de la stațiile de monitorizare și se elaborează corecțiile orbitelor sateliților. Mesajul de navigație pe care fiecare satelit îl transmite utilizatorilor este elaborat de către stația master de control. De asemenea, stația master de control menține timpul GPS în domeniul $\text{UTC}\pm 180\text{ns}$, deviațiile față de UTC fiind incluse în mesajul de navigație. Stațiile de monitorizare, în număr de cinci, au rolul de a urmări sateliții, de a verifica dacă toate semnalele îndeplinesc condițiile impuse și de a măsura distanțele până la sateliți. Sunt prevăzute cu receptoare care au o precizie foarte bună și antene care pot recepționa semnalele de la toți sateliții aflați la mai mult de 5° deasupra orizontului și care au o sensibilitate foarte mică față de semnalele reflectate de obiecte din vecinătate. Fiecare stație de monitorizare trimite la fiecare șase secunde datele culese despre fiecare satelit în vizibilitate către stația master de control. Datele includ: i) măsurătorile de pseudodistanță realizate cu purtătoarea L_1 ; ii) diferențele de pseudodistanță, măsurate cu purtătoarele L_1 și L_2 ; iii) variațiile de pseudodistanțe determinate pe L_1 (deviațiile Doppler); iv) indicatori de bună funcționare a stației de monitorizare; v) indicatori de bună funcționare a sateliților; vi) date meteorologice din vecinătatea stației de monitorizare. În blocul corector, pentru fiecare măsurătoare, se face o multitudine de corecții: i) întâziera ionosferică; ii) efecte ale relativității generale și speciale, incluzând dilatarea timpului, deplasarea gravitațională spre albastru,

aberațiile gravitaționale; iii) offset-urile centrelor de fază ale antenelor sateliților și stațiilor de monitorizare; iv) rotația Pământului; v) mici corecții de timp.

Principial, sistemul GPS utilizează metoda determinării distanțelor de la sateliți (a căror poziție este cunoscută) la vehicul. Aceste distanțe sunt determinate prin măsurarea timpului de propagare a undelor electromagnetice de la sateliți la vehicul. Modul în care se face această determinare este esența funcționării cu precizie a sistemului. În momentul determinării distanței dintre un utilizator și un satelit se știe că utilizatorul se afla undeva pe sfera cu centrul în punctul în care se află satelitul și cu raza egală cu distanța determinată. Această suprafață, pe care se află și vehiculul a cărei poziție trebuie determinată, se numește suprafață de poziție. Intersecția a doua astfel de suprafețe (a doua fiind determinată prin măsurarea distanței de la vehicul la un alt satelit) este un cerc. S-a restrâns astfel mulțimea punctelor posibile de la o sferă la un cerc. Prin determinarea

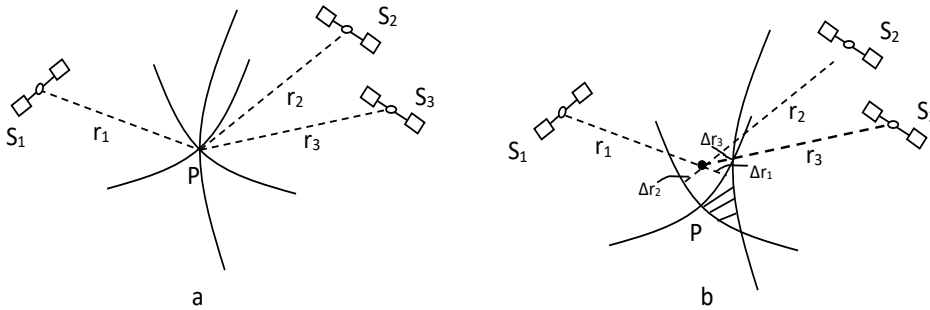


Fig. 1 Determinarea poziției prin măsurarea distanțelor

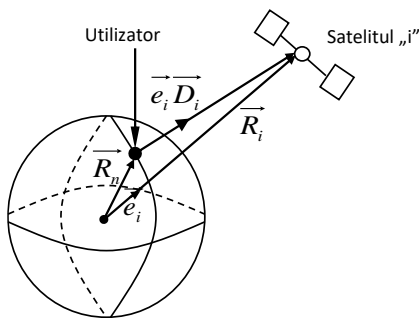


Fig. 2 Calculul poziției utilizatorului

distanței de la un vehicul la un al treilea satelit și prin intersecția celor trei suprafețe distincte de poziție se obține poziția căutată (Fig. 1 a). Dacă măsurarea fiecărei dintre cele trei distanțe este afectată de erori, atunci cele trei suprafețe de poziție nu se mai intersectează într-un punct, ci delimitează un volum în spațiu (Fig. 1 b). Așa cum se observă și în figură, există mari șanse ca volumul delimitat să nici nu conțină punctul în care vehiculul se

află în realitate. Pentru determinarea distanței de la vehicul la satelit se utilizează metoda pasivă, adică satelitul emite un semnal, iar receptorul de pe vehicul îl recepționează cu o întârziere $\Delta t = t_r - t_e = d/c$, în care d este distanța, iar c este viteza luminii, t_e este momentul în care semnalul este emis, iar t_r este momentul în care semnalul este recepționat. Se poate determina foarte ușor t_r , dar pentru cunoașterea lui t_e există doar o posibilitate, aceea ca emisia să se facă la momente bine definite de timp, iar timpul receptorului de pe vehicul să fie foarte bine sincronizat cu timpul emițătorului de pe satelit. Această sincronizare trebuie să fie foarte bună, deoarece numai eroarea produsă de o sincronizare de $1 \mu s$ este de $300 m$, fără a mai considera și alte erori care intervin. Multe dintre acestea se pot

corecta prin diverse procedee. Sistemul NAVSTAR lucrează, în general, în coordonate geocentrice, pe baza datelor stabilite de Sistemul Geodezic Mondial WGS-84 (World Geodetic System), care a adoptat pentru suprafața Pământului forma de elipsoid. Calcularea poziției utilizatorului se efectuează pe baza geometriei expuse în Fig. 2, vectorul de poziție al utilizatorului fiind $\vec{R}_u = \vec{R}_i - \vec{D}_i$. Acest vector este necunoscuta care trebuie determinată, \vec{R}_i este vectorul de poziție al satelitului „i” (considerat cunoscut), iar \vec{D}_i este vectorul de distanță între utilizator și satelitul „i”. În formă matriceală, sistemul de ecuații care permite estimarea poziției utilizatorului atunci când se utilizează 4 sateliți și sistemul este afectat de erori este de forma $A^T \cdot A \cdot X = A^T (B \cdot S - \rho)$, având soluția $X = (A^T \cdot A)^{-1} \cdot A^T (B \cdot S - \rho)$. Matricele A și B au ca elemente, în principal, proiecțiile vectorilor de poziție ale sateliților, relativ la poziția utilizatorului, iar ρ_i este distanța la satelitul „i” determinată cu ajutorul echipamentului utilizatorului

$$A = \begin{pmatrix} e_{1x} & e_{1y} & e_{1z} & -1 \\ e_{2x} & e_{2y} & e_{2z} & -1 \\ e_{3x} & e_{3y} & e_{3z} & -1 \\ e_{4x} & e_{4y} & e_{4z} & -1 \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} e_{1x} & e_{1y} & e_{1z} & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & e_{2x} & e_{2y} & e_{2z} & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & e_{3x} & e_{3y} & e_{3z} & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & e_{4x} & e_{4y} & e_{4z} & -1 \end{pmatrix}, \quad \rho = \begin{pmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \rho_3 \\ \rho_4 \end{pmatrix},$$

$$S = (x_1 \ y_1 \ z_1 \ B_1 \ x_2 \ y_2 \ z_2 \ B_2 \ x_3 \ y_3 \ z_3 \ B_3 \ x_4 \ y_4 \ z_4 \ B_4)^T.$$

Coordonatele satelitului „i” sunt x_i, y_i, z_i , proiecțiile vectorului unitar \vec{e}_i au lungimile e_{ix}, e_{iy}, e_{iz} , iar în ecuație sunt considerate necunoscute elementele legate de utilizator x_u, y_u, z_u și B_u . Ecuația de poziționare este de fapt neliniară, fiind nevoie de cunoașterea aproximativă a poziției inițiale astfel încât să se poată evalua cosinuzii directori ai vectorilor de poziție. Cu poziția calculată aproximativ se pot determina mai precis cosinuzii directori, ducând la o determinare mai precisă a poziției. Procesul continuă iterativ până la atingerea preciziei dorite. Datorită distanței foarte mari până la sateliți, cosinuzii directori variază foarte încet (doar $0.5^\circ / \text{min}$ în cazul utilizatorilor imobili) și sunt necesare doar câteva iterații până când se atinge precizia dorită.

IMPRĂȘTIEREA SPECTRULUI IN NAVSTAR/GPS: Documentarea desfășurată de către echipa de cercetare a reliefat faptul că imprăștierea spectrului prin intermediul modulației cu ajutorul codurilor pseudoaleatoare se pretează foarte bine atunci când trebuie determinat cu precizie timpul de sosire a undelor electromagnetice emise de sateliți, așa cum se întâmplă în cazul sistemului GPS. Aceasta deoarece buclele de urmărire a codurilor din receptoare pot menține sincronismul și, deci, au o eroare de determinare a timpului care este o fracțiune din lungimea unui bit. Erorile cresc atunci când tranzițiile biților codului nu sunt distincte, deoarece funcția de corelație are, în acest caz, o formă rotunjită. Zgomotele puternice pe canalul de recepție au, de asemenea, rolul de a înrăutăți sincronizarea. La recepție, pentru recuperarea informației, este nevoie de aceeași funcție de împrăștiere, adică $g_{1e}(t) \equiv g_{1r}(t)$. Această idealitate trebuie să fie perfectă, atât din punct de vedere al amplitudinii, cât mai ales al timpului. Dar în domeniul timp, aceasta înseamnă că cele două coduri pseudoaleatoare trebuie sincronizate perfect. În fapt,

codul generat local trebuie sincronizat cu cel emis de satelit. Receptorul rezolvă două probleme. Prima este sincronizarea inițială sau achiziția codului. Aceasta presupune o corectare, în cazul general, în timp și în frecvență. A doua problemă este menținerea sincronizării sau urmărirea codului achiziționat. Pentru a realiza *sincronizarea inițială* se presupune că la recepție se cunoaște forma și frecvența semnalului. În cazul general, sincronizarea inițială presupune căutarea atât în domeniul frecvenței, cât și în domeniul timpului. Deoarece sistemul NAVSTAR/GPS funcționează pe frecvențe constante, deci cunoscute, se realizează doar căutare în domeniul timpului. Sincronizarea inițială în domeniul timpului se bazează pe forma funcției de autocorelație a semnalelor pseudoaleatoare. Când codul recepționat și cel generat local sunt sincronizate, amplitudinea funcției de corelație este maximă. Căutarea se face prin deplasare pas cu pas a codului generat local, până când cele două coduri coincid. Numărul maxim de pași este n - lungimea codului. Deoarece diferența de timp dintre cele două coduri nu este o mărime discretizată, ci continuă, căutarea este și ea continuă. Semnalul se consideră sincronizat atunci

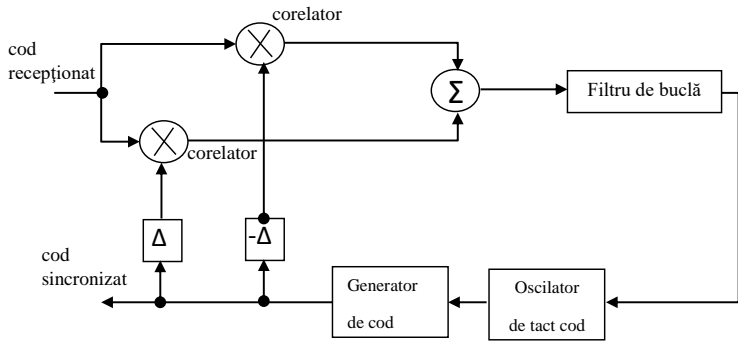


Fig. 3 Bucla de calare prin întârziere

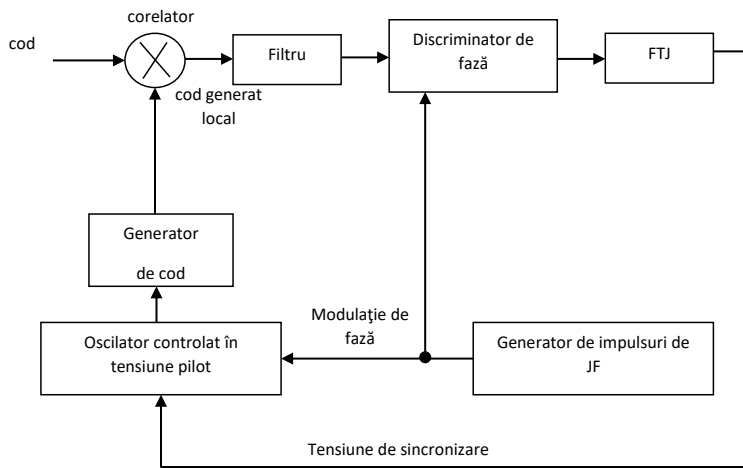


Fig. 4 Metoda τ - jitter

cu $\pm\Delta$ (Fig. 3). În urma celor două corelări rezultă două funcții de autocorelație decalate cu $\pm\Delta$ față de origine. *Metoda τ - jitter* constă în modularea în întârziere a codului generat local. Aceasta înseamnă modificarea întârzierii τ în ritmul unui semnal de modulare, de obicei în impulsuri, care induce mici oscilații ale codului generat local, în jurul poziției sale de echilibru. Semnalului obținut după corelare este în fază cu semnalul modulator, atunci când întârzierea codului generat local este negativă (codul este în avans) față de codul recepționat. Când întârzierea codului generat local este pozitivă (codul este în urmă) față de codul recepționat, atunci semnalul obținut după corelare este în antifază cu semnalul modulator. Atunci când cele două coduri

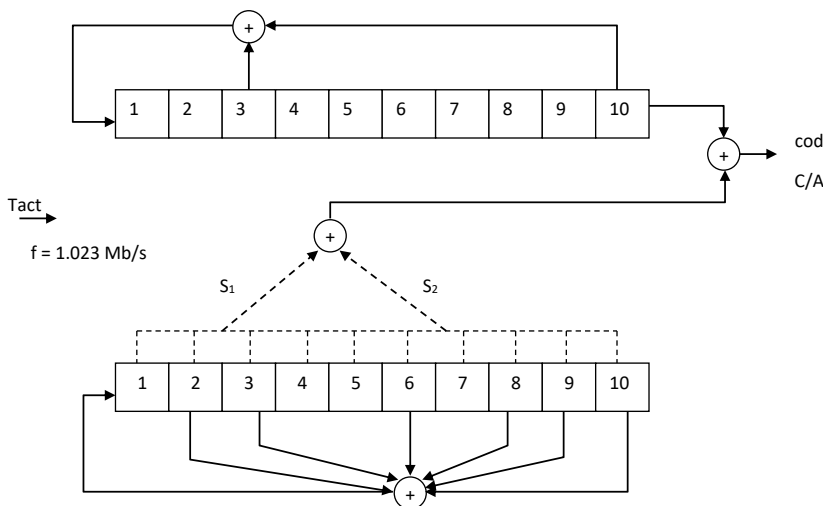


Fig. 5 Generarea codului C/A

când amplitudinea semnalului de corelație depășește o anumită valoare, care în general este de 0.707 din valoarea sa maximă. Receptoarele GPS trebuie să lucreze cu 3 sau 4 sateliți, deci trebuie să depisteze și să achiziționeze 3 sau 4 coduri. Deoarece există peste 24 de sateliți, dacă nu se dispune de nici o informație legată de poziția și timpul utilizatorului, atunci receptorul trebuie să încerce fiecare cod, unul câte unul. În cazul cel mai defavorabil, trebuie încercate toate codurile. În cazul codului scurt al GPS rezultă un timp total de căutare de 81.36 ms, ceea ce nu înseamnă foarte mult. În realitate căutarea durează mult mai mult din cauza prezenței zgomotului la recepție și din cauză că pasul de căutare trebuie ales mai mic. Prezența zgomotului face ca, în timpul căutării, să se treacă în mod repetat peste maximele funcției de corelație și să se parcurgă mai multe cicluri. În cazul codului lung al GPS, în condiții standard, sincronizarea inițială ar dura aproximativ 570 de zile ceea ce este inacceptabil. Acesta este motivul pentru care sistemul utilizează două coduri. Metoda de reducere a timpului de sincronizare se numește sincronizare cu preambul de sincronizare. Receptorul utilizatorului se sincronizează prima dată pe codul scurt și are acces la informațiile oferite de acesta, printre care și zona în care se găsește codul lung. În acel moment sincronizarea pe codul lung este imediată. Există mai multe metode de *menținere a sincronizării*, dar două sunt utilizate pe scară largă în receptoarele GPS: a) *Bucla de calare prin întârziere*; b) *Metoda τ - jitter*. În cazul *buclei de calare prin întârziere* se utilizează două corelatoare cu faze decalate față de faza codului care trebuie urmărit. Decalarea se face prin întârzierea codului generat local

sunt sincronizate semnalul obținut după corelare este un semnal continuu. Detecția diferenței între coduri se face, deci, cu un detector de fază. Schema unui circuit de menținere a sincronizării codurilor prin metoda τ - jitter este prezentată în Fig. 4.

În NAVSTAR/GPS sunt utilizate două coduri. Unul este codul P , denumit astfel de la "precizie" sau "protejat". Aceasta înseamnă că P este codul care oferă cea mai mare precizie, dar totodată este și protejat de utilizări neautorizate. Lungimea codului total este de aproximativ 267 de zile, dar este împărțiat în secvențe de șapte zile, fiecare secvență fiind atribuită unui satelit. Din cauza lungimii sale mari, este practic imposibilă utilizarea lui dacă nu se cunoaște variația lui în timp, deoarece sincronizarea ar dura mai mult. Codul este modulată suplimentar pentru criptare. Celălalt

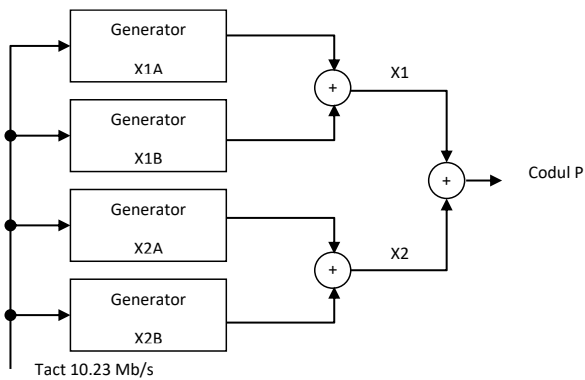


Fig. 6 Generarea codului P

$X1A = x^{12} + x^{11} + x^8 + x^6 + 1$, $X2B = x^{12} + x^9 + x^8 + x^4 + x^3 + x^2 + 1$, $X2A = x^{12} + x^{11} + x^{10} + x^9 + x^8 + x^7 + x^5 + x^4 + x^3 + x^1 + 1$
 $X1B = x^{12} + x^{11} + x^{10} + x^9 + x^8 + x^5 + x^2 + x^1 + 1$. Cele două coduri au lungime maximă egală cu $2^{12} - 1 = 4095$ biți. Secvențele generate de cele patru registre de deplasare sunt trunchiate. Când X1A a parcurs 3750 cicluri complete, ceea ce înseamnă $3750 \cdot 4092 = 15345000$ biți, codurile X1A și X1B sunt resetate. Codul X1B parcurge 3749 cicluri a câte 4093 biți, ceea ce înseamnă 15344657 biți. Deoarece până la resetare nu mai are timp să parcurgă un ciclu întreg, acest cod este menținut staționar timp de $15345000 - 15344657 = 343$ biți. Cei 15345000 biți sunt parcurși cu viteza de 10.23 Mb/s, adică în exact 1.5 secunde. Codul X2 este generat în același mod, cu diferența că, după cele 1.5 secunde, ambele registre X2 sunt ținute staționar timp de 37 biți, astfel încât secvența generată se repetă după 15345037 biți. Sumarea modulo doi a codurilor X1 și X2 face ca rezultatul (codul P) să se repete după $15345000 \cdot 15345037 = 235469592765000$ biți, ceea ce, cu viteza de 10.23 Mb/s, înseamnă un timp de 23017555.5 secunde $= 383625.928$ minute $= 6393.7654$ ore $= 266.407$ zile. Pentru fiecare satelit se utilizează o secvență de numai 7 zile din întregul cod, ceea ce înseamnă utilizarea a $24 \cdot 7 / 266.407 = 63.06\%$ din întregul cod, restul codului rămânând de rezervă. Codul P este criptat astfel încât doar cei care dețin cheia pot utiliza acest cod.

În ceea ce privește **erorile sistemului**, cea mai importantă sursă de eroare este **incertitudinea în cunoașterea poziției sateliților**. Orbitale sateliților deviază de la forma circulară (în cazul NAVSTAR excentricitatea orbitei este $\varepsilon < 0.03$) din cauza mai multor factori: neregularități ale forței de atracție a Pământului; presiunea radiației solare; influența gravitațională a altor corpuri cerești, în special a Lunii etc. Pentru minimizarea acestor erori există stații de monitorizare care determină cât mai precis pozițiile sateliților, abaterile fiind transmise utilizatorilor de fiecare satelit în parte în mesajul de navigație. Rămân totuși erori necompensate deoarece determinările pozițiilor reale ale sateliților de către stațiile de monitorizare sunt afectate de erori. Apoi aceste iregularități, determinate la un moment de timp, nu sunt valabile un timp foarte îndelungat, din cauza modificărilor rapide ale nenumăraților parametrii orbitali. În al treilea rând, există o anumită cantitate de date care poate fi transmisă pe mesajul de navigație, astfel încât reînnoirea datelor referitoare la pozițiile sateliților nu se poate face chiar ori de câte ori este nevoie. Stațiile

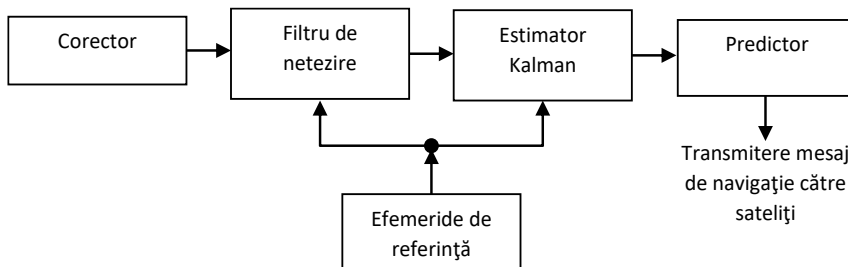


Fig. 7 Procesul de determinare a corecțiilor efemeridelor și ceasurilor sateliților

de monitorizare sunt controlate de ceasuri atomice cu cesiu și urmăresc simultan toți sateliții aflați în raza de vizibilitate directă. Sunt determinate distanțele până la sateliți și vitezele de modificare ale acestor distanțe. Datele sunt filtrate prin algoritmi speciali și pozițiile determinate sunt comparate cu poziția proprie a stației. Pentru prelucrearea datelor se utilizează un estimator Kalman, cu schema bloc din Fig. 7. Filtrul de netezire prelucrează datele culese la fiecare șase secunde și adunate timp de 15 minute, pentru fiecare pereche satelit-stație de monitorizare. Nu sunt luate în considerare datele care depășesc de mai mult de trei ori deviația standard a datelor rămase. Pseudodistanțele și diferențele de pseudodistanțe sunt aproximare, prin metoda celor mai mici pătrate, cu polinoame cu ajutorul acestora fiind evaluate măsurătorile de distanțe și diferențe de distanțe. Estimatorul Kalman prelucrează funcțiile obținute prin interpolare pentru a produce estimatele stărilor următoare: i) poziția și viteza satelitului; șase elemente orbitale; ii) trei constante ale presiunii solare; iii) eroarea de ceas și offset-ul de frecvență al satelitului; iv) eroarea de ceas și offset-ul de frecvență pentru trei stații de monitorizare; v) stările abaterilor troposferice reziduale pentru toate stațiile de monitorizare; vi) trei stări reziduale ale abaterilor polare. Stările celor șase elemente orbitale sunt perturbate de la efemeridele de referință, la momentul t_0 .

O altă sursă majoră de erori o constituie **instabilitățile ceasurilor sateliților și receptoarelor utilizatorilor**. În cazul utilizatorilor, instabilitățile ceasului sunt considerate necunoscute și rezultă din soluția de navigație dacă se utilizează patru sateliți pentru poziționare. Sateliții sunt echipați cu ceasuri atomice, iar eventualele mici abateri sunt monitorizate din stațiile de monitorizare și corectate prin intermediul corecturii radio de la stația master la sateliți. O sursă importantă de erori o constituie întârzierea cauzată de calea de propagare a undelor electromagnetice de la sateliți la receptorul utilizatorului. Aceste erori sunt cauzate de **întârzierea undelor în ionosferă și de întârzierea acestora în troposferă**.

INFLUENȚA TROPOSFEREI: Troposfera este cel mai apropiat strat de aer de suprafața Pământului și este urmat de tropopauza. Din cauza moleculelor de gaz din aer și în special cel al vaporilor de apă prezenți în troposferă, coeficientul de radiație al undelor n este mai mare decât 1 . Atunci viteza de propagare se modifică și devine $v = c/n < c$. Viteza mai mică de propagare se traduce printr-un timp mai lung de propagare prin troposferă. O formulă empirică de aproximare a refractivității a

cod este denumit C/A (Clear/Aquisition), denumirea indicând cele două funcțiuni ale sale: este accesibil tuturor utilizatorilor și este utilizat pentru achiziția codului P, ca preambul de sincronizare. Lungimea sa este de 1023 biți și are o viteză de 1023 Mbit/s, ceea ce înseamnă că are o perioadă de recepție de 1 ms. **Generarea codului C/A** este făcută cu un generator cu două registre de deplasare cu câte 10 celule fiecare, utilizându-se o schemă de generator multiplu de cod Gold (Fig. 5). Cele două generatoare elementare utilizate au polinoamele caracteristice $f_1 = x^{10} + x^3 + 1$ și $f_2 = x^{10} + x^9 + x^8 + x^6 + x^3 + x^2 + 1$. Pentru a obține un cod parțial sunt utilizate două variante decalate ale codului cu polinomul caracteristic. Acesta, împreună cu primul generator dă codul C/A. Prin permutarea legăturilor S_1 și S_2 se pot realiza 45 de coduri, în sateliți fiind utilizate numai dintre ele. **Codul P** este tot o secvență de cod pseudoaleator Gold, obținută cu schema din Fig. 6. Polinoamele caracteristice ale celor patru generatoare elementare sunt:

fost propusă de Kerr, $N = (n-1) \cdot 10^6 = (77.6/T)[p + (4810 \cdot e/T)]$, în care N este refractivitatea, n este coeficientul de refracție, T temperatura în Kelvin, p presiunea totală a aerului, iar e este presiunea parțială a vaporilor de apă, ambele presiuni în mbar. Deoarece toți parametrii din formula lui Kerr variază cu altitudinea rezultă că N variază în funcție de altitudine. Această variație este aproximativ liniară de la nivelul mării până la 1÷2Km, apoi scade exponențial până la tropopauză (unde temperatura este constantă), N fiind de aproximativ 100 (față de 300 la suprafața Pământului), apoi urmează o nouă descreștere exponențială în stratosferă. O aproximare a refractivității în troposferă în funcție de altitudinea h este dată de $N = N_s \cdot \exp(-q \cdot h)$. Aici N_s este refractivitatea la suprafața Pământului și are valoarea de aproximativ 290, iar q este un coeficient care, în cazul atmosferei standard, are valoarea $0.136 \cdot 10^{-3} / \text{m}$. Când $h < 8$ Km refractivitatea poate fi dezvoltată în serie și poate fi scrisă ca $N \approx N_s - [h/(4a)] \cdot 10^6 = N_s - 0.039 \cdot h$, unde a este raza medie a Pământului în m. În cazul incidentei verticale, întârzierea cauzată de troposferă la peste 9000 m este mai mică de 2.5 ns, adică va apare o eroare mai mică de 0.75 m în determinarea distanței între satelit și utilizator. În concluzie, întârzierea totală în ionosferă, la incidență verticală, are două componente, $\Delta t = \Delta t_1 + \Delta t_2$;

$\Delta t_1 = \frac{1}{c} \int_0^{9000} N_s \cdot \exp(-q \cdot h) dh$ și $\Delta t_2 = 2.5$ ns. Efectuând calculele rezultă: $\Delta t_1 = 5$ ms. Pentru utilizatorii care se află la o altitudine

$H < 9000$ m, Δt_1 se calculează cu relația $\Delta t_1 = \frac{1}{c} \int_H^{9000} N_s \cdot \exp(-q \cdot h) dh < 5$ ms. În cazul semnalului cu incidență oblică Δt trebuie

înmulțit cu un factor de oblicitate $f_{obl} = h_{ref} / \left[a \sqrt{\sin^2 E + (h_{ref}/a)^2} + 2(h_{ref}/a) \sin E \right]$, unde $h_{ref} = 9000$ m, a este raza medie a Pământului, E este unghiul de elevație al satelitului; dacă $E = 90^\circ$ (incidență verticală), $f_{obl} = 1$.

INFLUENȚA IONOSFEREI: Ionosfera este un strat al atmosferei care, sub influența radiației solare, este compusă din ioni și electroni. Undele electromagnetice incidente în acest strat provoacă mișcarea particulelor încărcate electric în ritmul câmpului. Această mișcare a particulelor cauzează emisii secundare de câmp electromagnetic având aceleași caracteristici cu cel incident. În acest fel are loc o reflexie și o refracție a undelor incidente. Din cauza comportamentului undelor, ionosfera se asimilează cu un dielectric având indicii de refracție $n = [1 + (f_p/f)^2]^{1/2}$, în care f_p este frecvența plasmei, iar f este frecvența semnalului incident. Aceasta din urmă este o frecvență de tăiere, reprezentând frecvența maximă până la care particulele încărcate electric mai pot urmări variațiile câmpului incident. Peste această frecvență, efectul undelor electromagnetice asupra ionosferei scade. Frecvența plasmei depinde de concentrația de purtători de sarcină (electroni și ioni), aceasta depinzând, în principal, de activitatea solară. Valoarea ei variază între 1 și 20 MHz. Deoarece GPS utilizează frecvențe purtătoare de aproximativ zece ori mai mari decât frecvența plasmei, rezultă că expresia lui n poate fi dezvoltată în serie, oprindu-se doar primul termen al dezvoltării, $n \approx 1 + 0.5(f_p/f)^2$. Timpul în care unda parcurge un drum oarecare l cu viteza c este atunci

$t_1 = \int_l (1/c) dl$, iar același drum este parcurs cu viteza $v = c/n$ în timpul $t_2 = \int_l (n/c) dl$. Rezultă astfel o întârziere

$\Delta t = t_2 - t_1 = \int_l (n-1) dl / c$, adică $\Delta t = \int_l 0.5(f_p/f)^2 dl / c = k / f^2$. Dacă se utilizează două frecvențe purtătoare pentru a efectua

legătura între un satelit și un utilizator, atunci, dacă frecvențele nu diferă foarte mult, cele două unde vor urma același drum, iar în relația anterioară va apărea aceeași constantă k (care depinde numai de drum). Cele două întârzieri vor fi diferite numai din cauza frecvențelor purtătoare utilizate, $\Delta t_1 = k / f_1^2$, $\Delta t_2 = k / f_2^2$, diferența între cele două întârzieri fiind

$\Delta t_{21} = \Delta t_2 - \Delta t_1 = k[(1/f_2^2) - (1/f_1^2)]$. Prin recepționarea celor două semnale cu frecvențe diferite, semnale care sunt coerente,

se poate determina în receptorul utilizatorului Δt_{21} . Cum f_1 și f_2 sunt cunoscute, rezultă că se poate determina

$k = \Delta t_{21} \cdot f_1^2 \cdot f_2^2 / (f_1^2 - f_2^2)$ și întârzierile pe fiecare dintre cele două frecvențe, $\Delta t_1 = f_2^2 \cdot \Delta t_{21} / (f_1^2 - f_2^2)$,

$\Delta t_2 = f_1^2 \cdot \Delta t_{21} / (f_1^2 - f_2^2)$. Oricum nu toate receptoarele au acces la cele două frecvențe purtătoare codate, astfel că utilizatorii

trebuie să se mulțumească doar cu aproximări matematice ale întârzierilor ionosferice.

DILUAREA GEOMETRICĂ A PRECIZIEI: Toate erorile prezentate anterior afectează măsurarea distanței de la sateliți la utilizator. Deoarece nu se poate determina exact distanța reală, ceea ce se determină a fost numit în literatura de specialitate pseudo-distanță și a fost notată cu ρ . Erorile care afectează sistemul afectează extrem de puțin cosinuzii directori, astfel încât matricile A și B pot fi considerate constante. Prin urmare, prin diferențierea soluției de poziționare X , se obține:

$$\delta X = (A^T A)^{-1} A^T \delta(BS - \rho). \quad (1)$$

Considerând că determinarea poziției nu este afectată de erori sistematice, $M(\delta x) = 0$, iar matricea de covarianță a erorii va fi:

$$\text{cov}(\delta X) = M(\delta X \cdot \delta X^T) = (A^T A)^{-1} \cdot M[\delta(BS - \rho) \cdot \delta(BS - \rho)^T] \cdot [(A^T A)^{-1} A^T]^T = (A^T A)^{-1} A^T \text{cov}[\delta(BS - \rho)] A \cdot (A^T \cdot A)^{-1}. \quad (2)$$

Dacă se presupune că măsurătorile de distanță la sateliți sunt afectate de erori independente, dar cu aceeași varianță σ_0^2 , atunci:

$$\text{cov}[\delta(BS - \rho)] = \sigma_0^2 \cdot I, \quad (3)$$

în care I este matricea unitate de ordinul n . Înlocuind (3) în (2) rezultă:

$$\text{cov}(\delta X) = (A^T \cdot A)^{-1} \cdot \sigma_0^2; \quad (4)$$

$$A^T \cdot A = \begin{pmatrix} e_{1x} & e_{1y} & e_{1z} & -1 \\ e_{2x} & e_{2y} & e_{2z} & -1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ e_{nx} & e_{ny} & e_{nz} & -1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} e_{1x} & e_{2x} & \dots & e_{nx} \\ e_{1y} & e_{2y} & \dots & e_{ny} \\ e_{1z} & e_{2z} & \dots & e_{nz} \\ -1 & -1 & \dots & -1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2 & e_{1x} \cdot e_{2x} + e_{1y} \cdot e_{2y} + e_{1z} \cdot e_{2z} + 1 & \dots & e_{1x} \cdot e_{nx} + e_{1y} \cdot e_{ny} + e_{1z} \cdot e_{nz} + 1 \\ e_{1x} \cdot e_{2x} + e_{1y} \cdot e_{2y} + e_{1z} \cdot e_{2z} + 1 & 2 & \dots & e_{2x} \cdot e_{nx} + e_{2y} \cdot e_{ny} + e_{2z} \cdot e_{nz} + 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ e_{1x} \cdot e_{nx} + e_{1y} \cdot e_{ny} + e_{1z} \cdot e_{nz} + 1 & e_{2x} \cdot e_{nx} + e_{2y} \cdot e_{ny} + e_{2z} \cdot e_{nz} + 1 & \dots & 2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2 & a_{12} & \dots & a_{1n} \\ a_{12} & 2 & \dots & a_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{1n} & a_{2n} & \dots & 2 \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Se observă că este o matrice simetrică, în consecință și inversa ei va fi o matrice simetrică, adică ecuația (4) se poate scrie:

$$\text{cov}(\delta X) = \begin{pmatrix} \sigma_{xx}^2 & \sigma_{xy}^2 & \sigma_{xz}^2 & \sigma_{xt}^2 \\ \sigma_{xy}^2 & \sigma_{yy}^2 & \sigma_{yz}^2 & \sigma_{yt}^2 \\ \sigma_{xz}^2 & \sigma_{yz}^2 & \sigma_{zz}^2 & \sigma_{zt}^2 \\ \sigma_{xt}^2 & \sigma_{yt}^2 & \sigma_{zt}^2 & \sigma_{tt}^2 \end{pmatrix} \cdot \sigma_0^2. \quad (6)$$

Valorile diagonale ale matricei $\text{cov}(\delta X)$ sunt varianțele erorilor de estimare a poziției de-a lungul celor trei axe spațiale și erorile cauzate de nesincronismul ceasului utilizatorului. Elementele de pe diagonala matricei din partea dreaptă depind numai de geometria sistemului și influențează precizia de determinare a poziției, caracterizată de variația σ_0^2 . Rădăcina pătrată a sumei acestor elemente se numește factor de diluare geometrică a preciziei și este cunoscută în literatura de specialitate sub numele de GDOP (Geometrical Dilution of Precision). Matematic acesta se scrie ca:

$$GDOP = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2 + \sigma_{tt}^2}. \quad (7)$$

Acest factor multiplică erorile de determinare a distanței de sateliți, afectând precizia de determinare atât a poziției, cât și a timpului. Se pot defini factori de diluare geometrică a preciziei în cazul poziției și timpului separat;

$$PDOP = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2}, \quad PDOP = \sigma_{tt} \quad (8)$$

iar diluarea geometrică a preciziei de determinare a poziției poate fi împărțită în planul vertical (VDOP) și orizontal (HDOP):

$$VDOP = \sigma_{zz}, \quad HDOP = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2}. \quad (9)$$

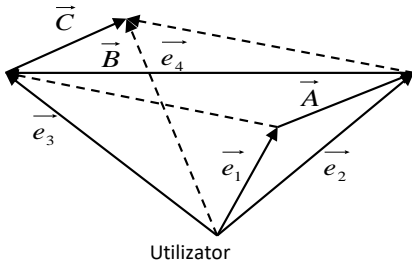


Fig. 8 Tetraedru format de pozițiile a patru sateliți și utilizator

De asemenea, în matricea din relația (6), termenii de forma σ_{ij} cu $i \neq j$, reprezintă coeficienții de corelație între erorile de determinare a distanței pe direcțiile i și j . De

cele mai multe ori se consideră că apariția unei erori pe o direcție nu implică o eroare pe altă direcție, deoarece algoritmi de navigație pe care îi utilizează procesoarele de navigație selectează sateliți îndepărtați unul de altul și întârzierile de propagare sunt independente. Eroarea de ceas a receptorului utilizatorului nu este distribuită, ca distanță echivalentă, pe direcțiile către sateliți, ci apare ca necunoscută în matricea $X(B_u)$. Coeficientul de diluare geometrică a preciziei variază în funcție de geometria sistemului, adică de poziția sateliților relativ la poziția utilizatorului. Pentru simplificare se va considera cazul a patru sateliți. Vectorii unitari ai direcțiilor de la utilizator și cei patru sateliți formează un tetraedru (Fig. 8). Valoarea minimă a coeficientului de diluare geometrică a preciziei este 1.5811 și se obține când valorile unghiurilor dintre direcțiile de la utilizator la cei patru sateliți sunt egale între ele și cu 109.47° . Aceasta se obține pentru o matrice A optimă de forma:

$$A = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & -1 \\ -\frac{1}{3} & \frac{2\sqrt{2}}{3} & 0 & -1 \\ -\frac{1}{3} & -\frac{\sqrt{2}}{3} & \frac{\sqrt{6}}{3} & -1 \\ -\frac{1}{3} & -\frac{\sqrt{2}}{3} & -\frac{\sqrt{6}}{3} & -1 \end{pmatrix}. \quad (10)$$

Algoritmul de selectare a sateliților poate fi sintetizat în:

1. Se selectează satelitul cu cel mai mare unghi de elevație. Acesta se consideră a fi satelitul 1, în direcția sa fiind aleasă axa Ox ;
2. Se selectează al doilea satelit ca fiind cel care se află pe o direcție care face cu direcția la primul unghi cel mai apropiat de valoarea de 109° ;
3. Se consideră axa Oy astfel orientată încât Oz să fie direcționată în semisfera superioară (spre bolta cerească);
4. Se observă că în (10) este suficientă determinarea direcției optime doar pentru un singur satelit, deoarece sateliții 3 și 4 sunt plasați simetric față de planul xOy .

Determinantul matricii A din poate fi scris și sub forma $\det A = (e_{4y}e_{3z} - e_{3y}e_{4z})(1 - e_{2x}) + e_{2y}(1 - e_{3x})(e_{4z} - e_{3z}) = 6V$, cu V - volumul tetraedrului. Pentru a determina direcțiile la sateliții 3 și 4 trebuie calculați cosinșii directori e_{4y} și e_{4z} . Se consideră funcția $P = (e_{4y}e_{3z} - e_{3y}e_{4z})(1 - e_{2x}) + e_{2y}(1 - e_{3x})(e_{4z} - e_{3z}) + m(e_{4x}^2 + e_{4y}^2 + e_{4z}^2 - 1)$, pentru care se calculează extremul local, $\frac{\partial P}{\partial e_{4y}} = e_{3z}(1 - e_{2x}) + 2me_{4y} = 0$, $\frac{\partial P}{\partial e_{4z}} = -e_{3y}(1 - e_{2x}) + e_{2y}(1 - e_{3x}) + 2me_{4z} = 0$, de unde $(e_{3z}e_{4z} + e_{3y}e_{4y})(1 - e_{2x}) - e_{2y}e_{4y}(1 - e_{3x}) = 0$. Rezulta

astfel soluțiile $e_{4y} = \pm e_{3z} \sqrt{\frac{(1 - e_{2x})(1 + e_{3x})}{2(1 - e_{2x}e_{3x} - e_{2y}e_{3y})}}$ și $e_{4z} = \pm \frac{e_{2y}(1 - e_{3x}) - e_{3y}(1 - e_{2x})}{1 - e_{2x}} \sqrt{\frac{(1 - e_{2x})(1 + e_{3x})}{2(1 - e_{2x}e_{3x} - e_{2y}e_{3y})}}$. În ambele soluții se consideră același semn (ori amândouă plus, ori amândouă minus), ceea ce implică:

$$V_{\max} = \frac{1 - e_{3x}}{6} \left(\sqrt{2(1 - e_{2x})(1 + e_{3x})(1 - e_{2x}e_{3x} - e_{2y}e_{3y})} + |e_{2y} e_{3z}| \right). \quad (11)$$

Rezultă că al treilea satelit trebuie ales astfel încât valoarea relației (11) să fie maximă.

5. Se alege al patrulea satelit astfel încât să se obțină o valoare cât mai mare pentru $\det A$.

MESAJUL DE NAVIGAȚIE: Pentru ca sistemul să atingă precizia proiectată, utilizatorul trebuie să efectueze o serie de corecții care elimină multe din perturbații. Valorile corecțiilor sunt transmise pe mesajul de navigație. Mesajul de navigație la fiecare satelit este reînnoit la fiecare opt ore. Acesta este sumat modulo doi pe codurile C/A și P , care apoi modulează cu modulație bifazică în cuadratură, cele două purtătoare. Mesajul de navigație constituie informația transmisă de semnal și are o bandă de 100 Hz, viteza de transmitere a informației fiind de numai 50 biți/secundă. Mesajul total are o lungime totală de 25 de cadre cu 1500 biți fiecare. Fiecare cadru este divizat în cinci subcadre de câte 300 biți (10 cuvinte de câte 30 biți). Fiecare subcadru este transferat în 6 secunde, fiecare cadru în 30 secunde și întregul mesaj în 12.5 minute.

Cuvântul de telemetrie și cel de transfer sunt plasate la începutul fiecărui subcadru, făcând parte din informația care se repetă la fiecare șase secunde. Fiecare dintre ele are o lungime de 30 de biți. Cuvântul de telemetrie este compus dintr-un preambul de sincronizare de opt biți, un mesaj de 14 biți despre starea satelitelor și mesajul propriu-zis, doi biți nealocați și 6 biți de paritate. Cuvântul de transfer este compus din contorul timpului săptămânii pe 17 biți, care dă numărul perioadelor codului

X1 de la începutul săptămânii în curs, un bit pentru controlul sincronizării, un alt bit de control, trei biți pentru identificarea subcadrelui, doi biți nealocați și șase biți de paritate. Timpul săptămânii este utilizat de receptor la tranziția de pe codul C/A pe codul P, de unde și numele cuvântului de transfer. Cei mai puțin semnificativi 19 biți din cei 29 ai contorului săptămânii reprezintă numărul de perioade ale codului X1 care vor fi trecut de la începutul săptămânii și până la începutul subcadrelui următor. Cei mai semnificativi 10 biți ai acestui cuvânt reprezintă numărul săptămânii de la 5 ianuarie 1980.

Blocul de date I ocupă ultimii 240 biți ai primului subcadru și se repetă la fiecare 30 secunde. Conține corecțiile ceasului satelitului și vechimea datelor. Corecțiile ceasului sunt necesare deoarece intervin dilatarea relativistă a timpului și deformări ale orbitei din cauza neuniformității distribuției masei Pământului. Acestea din urmă au amplitudini echivalente de până la 70 ns pentru o orbită cu o excentricitate de 0.03. Toate acestea trebuie corectate, deoarece specificația pentru eroarea echivalentă a ceasului este de 1ns (0.3 m). Această specificație poate fi îndeplinită dacă receptorul utilizează un model de corecție pe un polinom de gradul doi,

$$\begin{cases} \Delta t_{sv} = t_{sv} - t \\ \Delta t_{sv} = af_0 + af_1(t - t_{0c}) + af_2(t - t_{0c})^2 + \Delta t_r \end{cases} \quad (12)$$

unde t_{sv} este timpul satelitului în momentul transmiterii mesajului, t este timpul GPS, Δt_r este corecția relativistă, t_{0c} este un timp de referință dat de blocul de date (de exemplu timpul de la ultima tranziție de sâmbătă spre duminică GMT), iar af_0 , af_1 și af_2 sunt coeficienți furnizați de **blocul de date I**. Blocul de date I conține și diferența între timpul de referință t_{0c} și timpul ultimei reînnoiri a datelor din mesajul de navigație, astfel încât utilizatorul să poată ține cont de vechimea datelor primite. Intervalul normal de reînnoire este de 4 ore, dar există și cazuri în care acesta se prelungește mult. Pentru receptoarele ambelor purtătoare L_1 și L_2 este transmisă și diferența întârzierii de grup între cele două purtătoare.

Blocul de date II este transmis la fiecare 30 secunde în subcadrele 2 și 3. Parametrii transmiși reprezintă orbita satelitului și vechimea acestor date. Parametrii descriu poziția centrului de fază al satelitului în sistemul WGS-84. Parametrii care se transmit în blocul de date au fost selectați astfel încât să se descrie cât mai bine forțele externe care influențează parametrii orbitali. Cea mai mare influență o are deviația Pământului de la forma sferică, influență reliefată de armonica a doua a gravitației terestre. Pe locul doi ca magnitudine se situează influențele gravitaționale ale Soarelui și Lunii. Acestea depind de poziția satelitului. Sunt practic constante pe timp scurt, dar au amplitudini mari când satelitul se apropie de Soare sau Lună.

Mesajele speciale și corecțiile ionosferice. Subcadrul 4 este rezervat mesajelor speciale transmise utilizatorilor speciali de către administratorul sistemului - Departamentul Apărării al Statelor Unite. De asemenea, în subcadrul 4 se transmit coeficienți pentru elaborarea unui model de corecție a întârzierilor ionosferice, pentru utilizatorii care nu au acces la codul P și, deci, la purtătoarea L_2 și nu pot să facă aceste corecții. Pentru a putea utiliza acest model de corecție utilizatorul trebuie să-și calculeze latitudinea geomagnetică φ_M (deoarece ionosfera este o funcție de această latitudine) și unghiul de elevație al satelitului E . Utilizând acest model se reduc erorile cauzate de întârzierile ionosferice cu aproximativ 55% ÷ 60%.

Blocul de date III este transmis în subcadrul 5, dar nu se repetă la fiecare 30 secunde. Întreaga informație este împărțită în 25 de subcadre, astfel că durează 12.5 minute până când este recepționată. În blocul de date III se transmit efemeridele celorlalți sateliți, precum și parametrii de corecție a ceasurilor, identificările sateliților și stările de bună funcționare ale lor. Efemeridele și parametrii de corecție a ceasurilor sunt versiuni trunchiate ale mesajelor transmise de fiecare satelit în parte în blocurile de date I și II. Aceste date ajută utilizatorul să achiziționeze și semnalele altor sateliți după ce și-a sincronizat codurile după primul. Preciziile pozițiilor sateliților descresc în timp și sunt de aproximativ 3200 m după o săptămână și 24000 m după 5 săptămâni. În mod normal, informațiile din blocul de date III sunt reînnoite la fiecare 6 zile.

A doua parte a activității a fost alocată studiului sistemelor de navigație inertiale strap-down, tendințelor tehnologice din cadrul acestei categorii de navigatori și principalelor surse de erori ce le afectează.

O abordare alternativă la navigația satelitară este aceea de a folosi principiul „estimării drumului” (*dead reckoning*), prin care poziția actuală poate fi calculată din poziția inițială, direcția și viteza măsurate. Principiul „estimării drumului” se realizează prin folosirea ultimei poziții cunoscute, a momentului de timp în care a fost obținută, a vitezei medii, a unghiului de cap și a valorii curente a timpului. Viteza se determină în raport cu unghiul de cap pentru a putea determina componentele acesteia în direcțiile Nord și Est. Fiecare componentă a vitezei este înmulțită cu timpul care s-a scurs de la ultima poziție obținută pentru a determina variația de poziție în cele două direcții, variație care adunată cu poziția anterioară conduce la obținerea poziției curente. Un proces echivalent se poate efectua folosind senzori inerțiali (girometre și accelerometre) pentru a sesiza mișcarea de rotație și mișcarea de translație în raport cu sistemul inerțial. Acest lucru este cunoscut sub numele de *navigație inerțială*. Funcționarea sistemelor de navigație inerțială depinde de legile clasice ale mecanicii care au fost formulate de Newton și se bazează pe măsurarea la bordul vehiculului a accelerației acestuia față de sistemul de referință inerțial. Având în vedere că accelerația este măsurabilă, pentru calculul vitezei și poziției se fac integrări matematice succesive ale accelerației în raport cu timpul. Accelerația se poate determina cu ajutorul accelerometrului; un sistem de navigație inerțială conține de obicei trei accelerometre, fiecare dintre ele fiind capabil să determine accelerația într-o singură direcție. Accelerometrele sunt montate pe trei axe reciproc perpendiculare. Pentru a urmări direcțiile pe care sunt orientate accelerometrele în raport cu axele triedrului inerțial trebuie contorizată mișcarea de rotație a corpului în raport cu sistemul inerțial. Aceasta mișcare de rotație poate fi sesizată utilizând senzori giroscopici și se utilizează pentru a determina orientarea accelerometrelor în timp.

Prin urmare, navigația inerțială este procesul prin care se utilizează giroscopice și accelerometre pentru determinarea poziției vehiculului în care sunt instalate. Prin combinarea măsurătorilor date de giroscop și accelerometru este posibilă determinarea mișcării de translație a vehiculului în sistemul de referință inerțial și calcularea poziției sale în cadrul acestuia. Spre deosebire de alte sisteme de navigație, sistemele inertiale de navigație (INS) sunt în întregime de sine stătătoare în cadrul vehiculului, în sensul că acestea nu sunt dependente de semnalele transmise sau recepționate de către vehicul, către sau de la o sursă externă. Cu toate acestea INS se bazează pe cunoașterea exactă a poziției vehiculului la începutul aplicației de navigație.

La ora actuală, INS au devenit echipamente standard în dotarea avioanelor militare și civile, a rachetelor balistice, a navelor cosmice, a submarinelor și a vehiculelor terestre de uz militar. Alegerea sistemului care va echipa un anumit vehicul depinde de tipul acestuia, de misiunea pe care urmează să o îndeplinească, de durata de exploatare, de cost și de alte criterii. Datorită

evolutivei senzorilor și a tehnologiei calculatoarelor, se observă o tendință de înlocuire a INS cu platforma cu sisteme strap-down. În general, dacă se impun precizii mari, pentru vehicule cu misiuni de durată (nave cosmice, stații orbitale și submarine) se utilizează INS cu platforma, sisteme "o milă pe zi". Dacă se acceptă erori de ordinul 1 milă nautică/h se alege un sistem de tip strap-down, utilizându-se girolasere în locul giroscopelor conventionale. Aceste sisteme sunt utilizate la bordul aeronavelor militare și civile, atât pentru aeronavele noi, cât și pentru actualizarea echipamentelor de navigație ale celor existente (menționându-se câteva exemple: F/A-18, F-12, Tornado, Mirage 2000, P-3, C-130, I-22 Iryda, MIG 21, T-45C, Boeing 747 și 767, Airbus 320 și 321, McDonnell Douglas DC-10). Rachetele cu rază scurtă de acțiune sunt în general echipate cu sisteme strap-down și giroscopie convenționale.

Cel mai simplu model de navigator inertial este cel unidimensional. Un exemplu simplu, din viața de zi cu zi, de navigație unidimensională, este determinarea poziției unui vehicul care se deplasează rectiliniu între două localități pe un plan perfect orizontal. Astfel, se poate determina viteza instantanee a vehiculului și distanța pe care a parcurs-o din punctul de plecare cunoscut prin utilizarea măsurătorilor accelerației de-a lungul traiectoriei. Dacă se fixează un accelerometru în vehicul, acesta va furniza informații despre accelerația vehiculului. Integrarea în timp a accelerației determină valoarea estimativă a vitezei instantanee, dată fiind viteza inițială. A doua integrare va determina distanța parcursă în raport cu punctele de plecare. Accelerometrul împreună cu un computer sau un alt dispozitiv capabil să integreze numeric, constituie un sistem de navigație inertială simplu - unidimensional. În general, un sistem de navigație trebuie să furnizeze, pe langă distanța parcursă, indicații despre poziția vehiculului în raport cu sistemul de referință. De exemplu, poate fi necesară determinarea locației unui vehicul în coordonatele x și y într-un triedru de referință cartezian. Având din nou exemplul cu un vehicul în mișcare, este necesar să se stabilească poziția vehiculului în raport cu axele sistemului de referință Ox și Oy . Cunoscându-se accelerația vehiculului și unghiul pe care îl face direcția de deplasare cu axa x a triedrului de referință, se pot determina componentele accelerației pe axele x și y ale referentialului și apoi, prin dubla integrare numerică, componentele vectorului de poziție al vehiculului pe axele acestui referential. În același timp, după prima integrare numerică a componentelor accelerației se obțin și componentele vitezei vehiculului pe axele x și y . În acest caz unghiul direcției de deplasare definește poziția unghiulară a vehiculului în raport cu sistemul de referință. Lucrurile se complică puțin în situația în care deplasarea nu mai este rectilinie și este necesar să se detecteze în mod continuu mișcarea de translație a vehiculului în două direcții și schimbarea direcției în care se desfășoară această mișcare. Sunt necesare astfel două accelerometre pentru determinarea mișcării de translație de-a lungul traiectoriei și perpendiculară traiectoriei și un giroscop care să măsoare mișcarea de rotație. În funcție de tipul său giroscopul poate fi folosit pentru a furniza fie o măsură directă a poziției unghiulare a vehiculului, fie viteza de rotație a acestuia. În acest ultim caz unghiul de orientare a vehiculului poate fi calculat prin integrarea vitezei de rotație cu condiția să se cunoască valoarea inițială a unghiului. Măsurătorile instantanee ale accelerației pot fi astfel determinate în sistemul de referință și apoi integrate în timp pentru a determina viteza și poziția vehiculului în raport cu sistemul. Deci, se poate construi un sistem de navigație bidimensional folosind un giroscop, două accelerometre și un computer. În practică senzorii inerțiali se pot monta fie pe o platformă stabilizată în spațiu, deci izolată de rotația vehiculului, fie direct pe vehicul pentru a forma un sistem „strap-down”. Măsurătorile sunt prelucrate de computer pentru a furniza estimări continue ale poziției, vitezei, direcției de deplasare sau atitudinii vehiculului.

Folosirea conceptului dead reckoning face ca navigația inerțială să fie dependentă de cunoașterea poziției, vitezei și atitudinii inițiale. Din cele expuse anterior este foarte clar că succesul aplicației de navigație este datorat în mare parte senzorilor utilizați și montării lor corecte la bordul vehiculului. De cele mai multe ori, aplicațiile de navigație necesită determinarea poziției vehiculului în raport cu un referential tridimensional. Prin urmare, dacă sunt utilizați senzori ce detectează monoaxial, sunt necesari trei senzori de rotație, pentru monitorizarea atitudinii spațiale a vehiculului, și trei senzori de accelerație, pentru monitorizarea mișcării tridimensionale de translație a vehiculului. Cele două triade sunt montate pe două triedre rectangulare drepte (Fig. 9), care în general coincid. Odată determinată atitudinea spațială a vehiculului se pot calcula, prin transformări de coordonate, componentele accelerației vehiculului pe axele triedrului inertial, operație urmată de cele două integrări numerice pentru determinarea componentelor vectorului de poziție.

Senzorii utilizați în general în navigația inertială sunt:

1) *accelerometre*, care percep mișcarea de translație a vehiculului măsurând o "forță specifică", ce este rezultanta forțelor inerțiale și gravitaționale raportată la unitatea de masă. Din punct de vedere al principiului de funcționare accelerometrele (miniaturizate sau clasice) pot fi rectilinii, pendulare, cu coarda vibranta, cu curenți turbionari, cu fibra optică, cu tunelarea electronilor, piezorezistive, capacitive. În majoritatea INS de performanță se utilizează accelerometre cu o singură axă de intrare, dar miniaturizarea și producerea sistemelor stare solidă a marit și mărește în continuare numărul aplicațiilor în care sunt utilizate accelerometre cu două sau chiar trei axe de intrare;

2) *giroscopie*, care sesizează mișcarea de rotație a vehiculului. Măsurările se efectuează utilizând giroscopie convenționale cu un grad sau două de libertate, ori giroscopie neconvenționale, miniaturizate sau nu, cum ar fi: giroscopie cu flotor, girometre acordate dinamic, girometre cu suspensie electrostatică, girolasere, girometre cu fibra optică, girometre MEMS bazate pe forța Coriolis.

Traductoarele giroscopice oferă informații noi la orice schimbare a poziției unghiulare relative dintre triedrul legat de vehicul și triedrul inertial, în schimb ce accelerometrele oferă centralizat informații privind componentele sumei vectorilor accelerație gravitațională și accelerație totală a vehiculului față de sistemul de referință inertial; accelerometrele nu fac distincție între accelerația totală a vehiculului și cea gravitațională. Prin urmare, în computerul de navigație trebuie să existe un software rezident care să realizeze corecția accelerației măsurate cu accelerația gravitațională. Deci, metoda inertială de navigație implică efectuarea următoarelor etape (Fig. 10): a) alegerea sau materializarea la bordul vehiculului a unui triedru de referință în care sunt efectuate măsurătorile (determinarea atitudinii); b) măsurarea accelerațiilor; c) estimarea accelerației vehiculului, ținând cont de faptul că accelerațiile măsurate în etapa anterioară includ și componente ale accelerației gravitaționale; d) integrări succesive pentru a se obține viteza și apoi poziția vehiculului, cunoscând valorile inițiale ale vitezei și coordonatelor; e) transformarea coordonatelor pe baza datelor obținute de la giroscopie, în scopul afișării acestora într-o formă convenabilă pentru pilot.

Un sistem de navigație ideal trebuie să îndeplinească mai multe condiții, dintre care se menționează: 1) autonomia - toată

aparatura de navigatie se afla la bord si sistemul nu au nevoie de informatii din mediul exterior; 2) pasivitatea - nu radiaza în exteriorul vehiculului; 3) insensibilitatea la perturbatii naturale si artificiale - functionarea si precizia sa nu depind de fenomene naturale sau artificiale; 4) zona nelimitata de utilizare - sistemul poate fi folosit în orice punct de pe suprafata Pamântului, în cosmos sau sub apa, indiferent de conditiile exterioare; 5) setul de parametrii de navigatie furnizat este complet, în acelasi timp, datele fiind obtinute continuu si instantaneu. *Singurul sistem de navigatie care îndeplineste toate aceste conditii este sistemul de navigatie inertiala. Datorita acestora, navigatia inertiala are un domeniu larg de utilizare în diferite aplicatii militare si civile.*

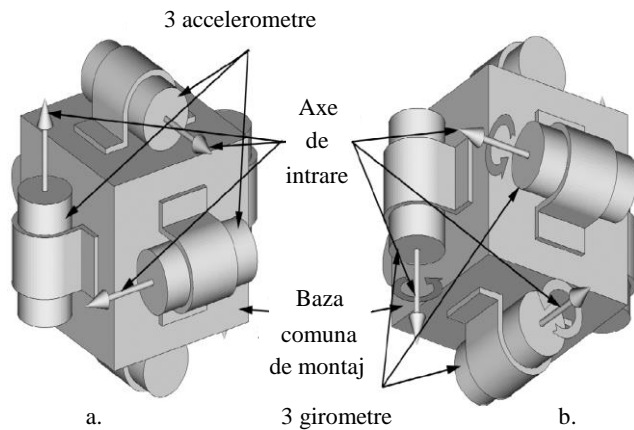


Fig. 9 Montarea senzorilor inertiali intr-o structura strap-down

De-a lungul timpului au fost proiectate mai multe sisteme inertiale de navigatie cu caracteristici de performanta foarte bune pentru navigatie pe distante lungi. Se întâlnesc doua tipuri principale de sisteme de navigatie inertiala, care se deosebesc din punct de vedere constructiv si al algoritmilor de calcul utilizati: I) *sisteme cu platforma stabilizata*: sisteme cu articulatie cardanica sau sisteme flotante, unde ansamblul senzorilor inertiali (ISA) este izolat de rotatiile vehiculului, asa cum se vede în Fig. 11 și in Fig. 12; II) *sisteme fara platforma* („cu componente legate” sau „strap-down”): in acest caz ansamblul senzorilor inertiali nu este izolat de rotatii, dar este „aproape rigid” și este montat pe structura vehiculului (Fig. 13).

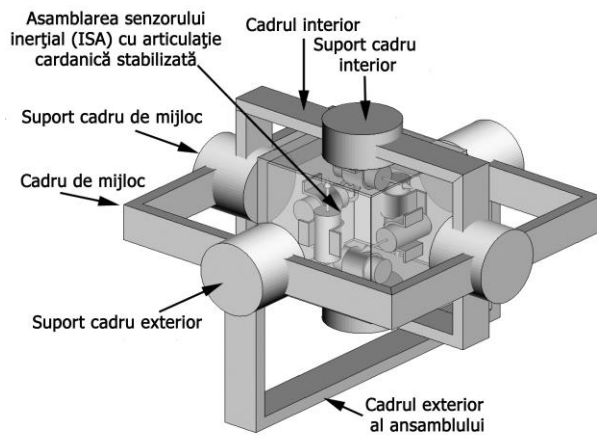


Fig. 11 INS cu articulatie cardanica

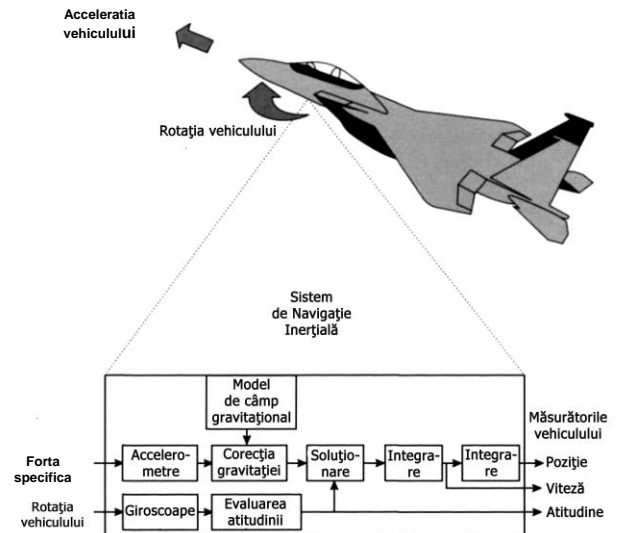


Fig. 10 Componentele functionale ale INS

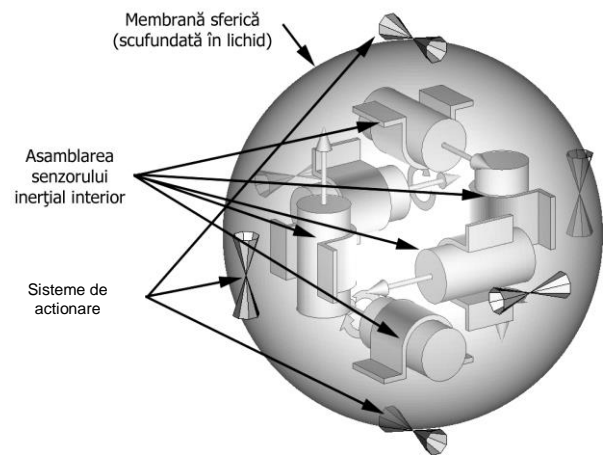


Fig. 12 INS flotant

Platforma este amplasata pe vehicul prin intermediul unei suspensii cardanice si îndeplineste urmatoarele functii: i) izoleaza cinematic accelerometrele si giroscopaele fata de miscarile vehiculului; ii) orienteaza axele de intrare ale accelerometrelor pentru a modela un triedru de referinta; iii) determina atitudinea vehiculului. Functie de triedrul ales, INS sunt cu *platforma inertiala* (fixa) sau cu *platforma mobila*, aceasta din urma modelând un triedru neinertial, care poate fi cel orizontal local, cu o axa orientata spre nord si una spre est (*platforma stabilizata orizontala*) sau dupa directii oarecare (*platforma libera în azimut*). Semnalele giroscopaelor sunt utilizate pentru stabilizarea platformei, acestea având rol de senzori de zero. Prin dubla integrare a marimilor de iesire ale accelerometrelor se determina viteza si pozitia vehiculului în triedrul de referinta modelat.

In sistemele de tip strap-down (SDINS) masuratorile se efectueaza într-un triedru de referinta legat de vehicul, iar calculatorul de navigatie memoreaza un alt triedru de referinta utilizând semnalele giroscopaelor si un algoritm de transformare al coordonatelor între cele doua triedre. Spre deosebire de giroscopaele din sistemele cu platforma, în sistemele de tip strap-down nu opereaza ca senzori de semnal zero, ci trebuie sa masoare rotatiile vehiculului, valorile masurate variind între 0.01°/h si 400°/s, functie de evolutiile aeronavei. La ora actuala, 90% din SDINS utilizeaza girolasere, fiind singurele care îndeplinesc cerintele impuse de standardele oficiale. Pe locul doi al preferintelor producatorilor se afla giroscopaele cu fibra optica. Utilizarea giroscopaelor neconventionale asigura cresterea preciziei si a fiabilitatii sistemelor de navigatie inertiala, la preturi scazute.

Din punct de vedere matematic, cele doua tipuri de sisteme de navigatie inertiala sunt echivalente, cu precizarea ca pentru strap-down rolul suspensiei cardanice este preluat de calculator, de aceea, sistemul inertial strap-down este uneori denumit "*INS cu platforma analitica*".

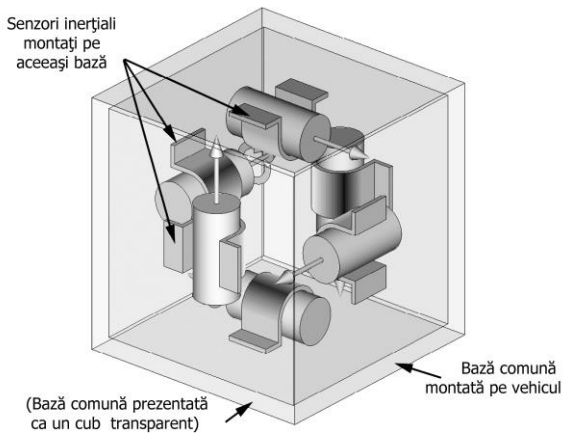


Fig. 13 INS strap-down

viteza și poziția. Aceste sisteme necesită realizarea mai multor calcule comparativ cu cele realizate de sistemele cu platforma, dar elimină platforma stabilizată (care are un gabarit destul de mare). Spre deosebire de cele două variante ale sistemelor cu platforma stabilizată, accelerometrele și giroscopurile sunt expuse la viteze de rotație mari, care ridică foarte mult nivelul erorilor senzorilor dependente de vitezele unghiulare. În Fig. 14 sunt prezentați principalii pași de procesare a semnalelor pentru

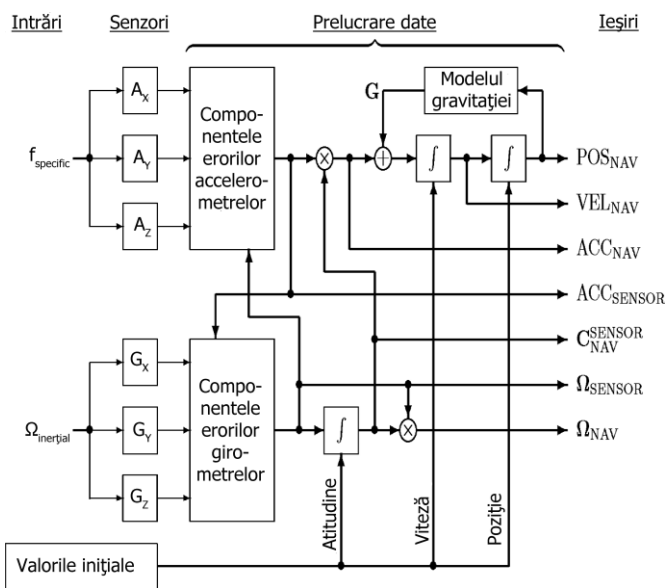


Fig. 14 Procesarea semnalelor de navigație în SDINS

vehiculului în coordonate de navigație, VEL_{NAV} este viteza estimată a vehiculului în coordonate de navigație, ACC_{NAV} este accelerația estimată a vehiculului în coordonate de navigație care poate fi folosită pentru controlul traiectoriei (ghidare), ACC_{SENSOR} este accelerația estimată a vehiculului în coordonatele IMU, care poate fi folosită pentru stabilizarea și controlul direcției, C_{NAV}^{SENSOR} este matricea de transformare 3×3 de la coordonatele IMU la coordonatele de navigație, reprezentând atitudinea senzorilor în referențialul de navigație, Ω_{SENSOR} este viteza unghiulară estimată a vehiculului în coordonatele IMU, care poate fi utilizată pentru stabilizarea și controlul atitudinii vehiculului și Ω_{NAV} este viteza unghiulară a vehiculului în coordonate de navigație, care poate fi utilizată la controlul atitudinii vehiculului.

Procesarea semnalelor de navigație include integrarea numerică dublă (reprezentată prin simbolurile de integrare) a accelerației pentru obținerea poziției și calculul accelerației gravitaționale ca funcție de poziție. De asemenea, vitezele unghiulare necesită integrarea pentru a se deduce atitudinea IMU senzorului. Valorile inițiale ale tuturor integralelor (poziție, viteză și atitudine) trebuie să fie cunoscute înainte de a începe integrarea. Vectorul de poziție POS_{NAV} este soluția esențială de navigație. Celelalte ieșiri nu sunt necesare pentru toate aplicațiile, dar majoritatea termenilor (exceptând NAV) sunt rezultatele care sunt implicit determinate din algoritm, fără a fi necesare calcule suplimentare. Vectorul viteză VEL_{NAV} , de exemplu, caracterizează viteza și capul, care sunt folosite pentru corectarea cursului vehiculului pentru a fi condus spre locația dorită. Marea majoritate a celorlalte rezultate prezentate sunt necesare în implementarea sistemelor de control ale vehiculelor fara pilot, pentru urmarea traiectoriei dorite și/sau să aducă vehiculul la o poziție finală dorită.

În realitate calculele sunt mult mai complexe decât cele prezentate schematic în Fig. 14. Suplimentar acestor pași simplificați sunt rulate subrutine software sau adăugați pași suplimentari de procesare a semnalelor, în funcție de varianta de navigator dezvoltată și în funcție de problema de navigație de rezolvat. Practic, pașii de procesare a semnalelor care nu sunt prezentați în Fig. 14 pot include:

- 1) Modul în care este implementată inițializarea integralelor pentru poziție, viteză și atitudine; poziția inițială și viteza pot fi intrări de la o sursă (de exemplu, GNSS), iar atitudinea poate fi dedusă, de exemplu, prin intermediul girocompasului sau a unui sistem magnetometric cuplat cu unul accelerometric;
- 2) Modul în care sunt integrate vitezele unghiulare pentru a obține atitudinea; deoarece operațiile de rotație nu sunt comutative, integrarea vitezelor unghiulare nu este atât de simplă ca integrarea accelerațiilor: există algoritmii numerici

moderni de integrare numerică, utilizați în literatura de specialitate pentru integrarea ecuațiilor Poisson de atitudine, și determinarea atitudinii vehiculului plecând de la informațiile furnizate de către senzorii girometrici, algoritmi care sunt corelați cu reducerea erorilor care apar din trunchieri, din mișcările de conicitate care afectează senzorii inerțiali și din nerespectarea condiției de comutare cerută de metodele de rezolvare a ecuațiilor Poisson (literatura furnizează informații referitoare la metodele Wilcox, Edwards, Center Howard și Savage cu două cadente de calcul, atât pentru integrarea ecuației Poisson matriceale, cât și pentru cea quaternionică); de asemenea, fiecare pas de integrare numerică a ecuațiilor Poisson de atitudine este urmată de lansarea în execuție a unui algoritm de ortonormalizare pentru matricea sau quaternionul de rotație obținut în urma integrării numerice;

3) pentru cazul în care referențialul de navigație este fix în raport cu Pământul: Calculul rotației referențialului de navigație datorate vitezei Pământului ca funcție a poziției și însumarea sa, înainte de integrare, cu vitezele de rotație detectate de senzori.

4) pentru cazul în care referențialul de navigație este cel orizontal local: calculul vitezei de rotație a referențialului de navigație datorate vitezei orizontale a vehiculului și însumarea sa, înainte de integrare, cu vitezele de rotație detectate de senzori.

5) Calibrarea senzorilor pentru compensarea erorilor; dacă erorile sunt suficient de stabile corecția trebuie făcută o singură dată, în caz contrar fiind necesară implementarea unei integrări GNSS/INS.

Sistemele strap-down prezintă anumite avantaje care le-au impus în fața sistemelor cu platformă: costuri mai mici; structura mai simplă, gabarit și masă mai reduse, nemaexistând platforma și sistemul de stabilizare; fiabilitate mai mare, componentele electronice având fiabilitatea superioară componentelor mecanice, fiind totodată mai ușor de testat; oferă mai multe facilități pentru a se realiza redundanța sistemului de măsură; atitudinea este disponibilă direct ca mărime de ieșire a calculatorului; precizie mai mare; instalarea senzorilor este mai ușoară; cost mai scăzut, deoarece există posibilitatea de construcție modulară; nu necesită calificare înaltă pentru întreținere.

Există și unele dezavantaje ale sistemelor strap-down: alinierea se realizează mai dificil; erorile accelerometrelor se cumulează; calculatorul utilizat este mult mai complex.

Erorile de determinare a poziției cu astfel de sisteme inerțiale de navigație rezultă din imperfecțiunea cunoașterii condițiilor inițiale, din erorile datorate calculului numeric din sistemul inertial, din erorile accelerometrelor și girometrelor și din compensarea necorespunzătoare a efectelor gravitației asupra componentelor de accelerație cinematică a vehiculului. Dintre toate acestea un rol determinant în degradarea rapidă a calitatilor navigatorului îl joacă erorile senzorilor incluși în unitatea de detecție inertială. Indiferent care este cauza erorilor unui senzor inerțial (imperfecțiuni mecanice interne, erorile electronice, sau alte surse de eroare), rezultatul este parazitarea semnalului util, obținut la ieșirea senzorului, semnal care este apoi furnizat navigatorului. Perturbarea senzorilor girometrici este reflectată în valorile măsurate ale componentelor vitezei unghiulare, în timp ce perturbarea senzorilor accelerometrici este reflectată în valorile măsurate ale componentelor accelerației. Pentru ambele instrumente cele mai mari erori sunt date de instabilitatea bias-ului (bias-ul pentru girometre se măsoară în grade/oră, în timp ce pentru accelerometre acesta este dat în μg) și stabilitatea factorului de scală (este dat în părți pe milion (ppm) din mărimea de măsurat). Cu cât sunt mai mici erorile senzorilor inerțiali, cu atât este mai precisă soluția de navigație oferită și mai scump navigatorul. Alegerea senzorilor trebuie făcută în concordanță cu cerințele de performanță impuse de către aplicația de navigație de realizat. Cerințele privind stabilitatea factorului de scală și a bias-ului impuse de diverse aplicații curente pentru senzorii girometrici pot fi organizate ca în Fig. 15. Senzorii realizați în conceptul „stare-solidă” (total într-un singur cip), cum sunt, de exemplu, girometrele MEMS, prin avantajele lor legate de nivelul redus al costurilor, dimensiunilor și greutateii au condus la o proliferare a aplicațiilor în care pot fi utilizați în diferite sisteme; pe lângă nenumăratele aplicații militare convenționale, sunt foarte multe aplicații noi care apar datorită miniaturizării și reducerii prețurilor, inerente la astfel de senzori, în special în zona de sfârșit a spectrului de performanță - zona performanțelor joase. Conform tendințelor, se estimează că sistemele inerțiale ce utilizează senzori construiți în tehnologiile MEMS și IFOG vor dobândi supremația pe piață, înlocuind treptat sistemele curente ce includ senzori mecanici sau cu laser (RLG). Se pare că există însă o rezervă de aplicații în care senzorii RLG vor rămâne cei mai buni o perioadă destul de mare, aplicații care necesită senzori cu o mare stabilitate a factorului de scală.

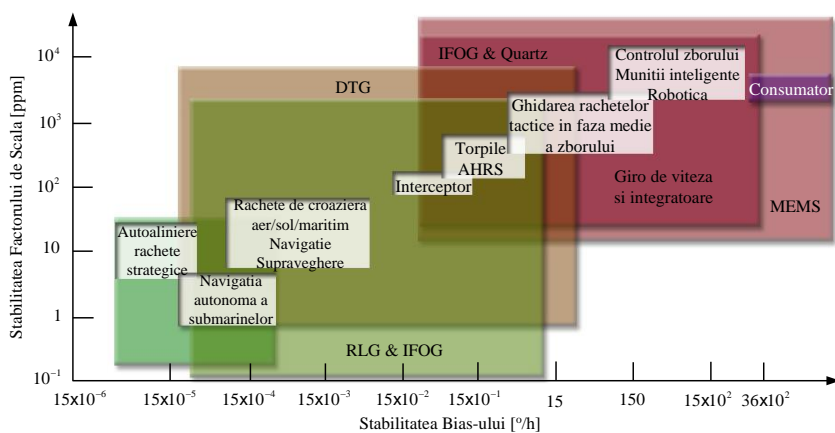


Fig. 15 Aplicații curente ale tehnologiilor din domeniul girometrelor

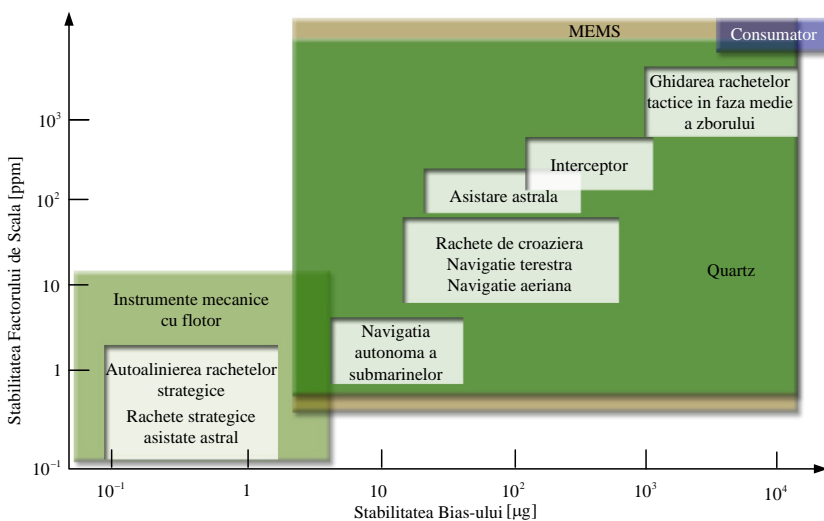


Fig. 16 Aplicații curente ale tehnologiilor din domeniul accelerometrelor

În ceea ce privește tehnologiile din domeniul accelerometriei, Fig. 16 trece în

revistă aplicațiile curente ale acestora. Figura realizează în același timp o evidențiere a performanțelor impuse senzilor de către diversele tipuri de aplicații prin punctarea valorilor de prag pentru stabilitatea factorului de scală și stabilitatea bias-ului. De remarcat este faptul că marea majoritate a sistemelor inerțiale utilizate în aplicațiile de precizie curente folosesc senzori electromecanici, care sunt în continuare foarte ieftini și foarte preciși; cu excepția rezonatorilor de cuarț, utilizați pe scară largă în aplicațiile comerciale și tactice de joasă precizie, nu le concurează nici o altă tehnologie. Accelerometrele fabricate în tehnologie MEMS au o apariție timidă pe piață, fiind utilizați deocamdată doar în aplicațiile comerciale ordinare. Se preconizează însă că acestea vor domina pe termen scurt toată gama aplicațiilor de joasă precizie, intrând puternic chiar și pe piața militară, similar cu cazul girometrelor. În ceea ce privește aplicațiile de precizie ridicată, în viitorul apropiat acestea vor utiliza cel mai probabil accelerometre mecanice și rezonante pe bază de cuarț sau siliciu (aceste două tehnologii dovedesc, de asemenea, un mare potențial în ceea ce privește îmbunătățirea performanțelor).

Erorile generate de unitatea de detecție inertială (IMU) sunt împartite în două mari categorii, deterministe și stochastice, neexistând senzor imun la toate. În funcție de nivelul acestor erori IMU au fost clasificate pentru a fi utilizate în navigator inertiali cu diferite clase de precizie. Dintre erorile deterministe comune se pot aminti bias-ul, eroarea factorului de scală, neortogonalitatea, sensibilitatea girometrelor la accelerații și neliniaritatea factorului de scală. Uzual aceste erori sunt minimizate prin calibrare înainte de desfășurarea efectivă a aplicației de navigație, dar există nenumărate metode care pot realiza estimarea și compensarea acestora online. Dintre erorile stochastice se pot menționa: mersul aleator al unghiului (angle random walk - ARW), mersul aleator al vitezei (velocity random walk - VRW), instabilitatea bias-ului (bias instability), zgomotul de cuantificare (quantization noise) și panta derivatei de viteză sau accelerație (drift rate ramp). Aceste erori sunt descrise prin modele aleatoare de tipul constantă aleatoare, random walk sau Gauss-Markov de ordinul I. Mai mulți cercetători au sugerat estimarea erorilor cu ajutorul spațiului stărilor și asistării navigatorului inertial. Din păcate, din cauza numărului mare de posibile surse de eroare, observabilitatea nu poate fi garantată. Considerarea unui număr mare de stări poate conduce la instabilitatea sistemului și la diminuarea potențialului acestuia de a lucra în timp real. Stările sunt foarte rar direct observabile din cauza dinamicii limitate a vehiculului, pierderilor actualizărilor semnalului GPS și a seturilor limitate de date. Prin urmare, s-a recurs la elaborarea de modele simplificate de eroare ale senzorilor inertiali în funcție de aplicația în care sunt folosiți, dar și de procedura de calibrare adoptată. Pentru estimarea erorilor navigatorilor inertiali cu ajutorul asistării navigatorului INS de către alți navigatori s-a recurs la elaborarea de modele de eroare ale INS folosind teoria micilor perturbații și plecând de la ecuațiile de poziție, viteză și atitudine ale navigatorului. Evident că și aceste modele pot fi mai mult sau mai puțin stufoase în funcție de posibilitățile de observabilitate ale diferitelor erori, dar și de cantitatea de date furnizate de către sistemul asistiv.

Având în vedere realizarea totală a activității A 1.1, punctele atinse în cadrul acesteia, acțiunile întreprinse și rezultatele obținute, considerăm că Obiectivul 1 al acestei etape a proiectului a fost îndeplinit în totalitate.

Activitatea 2.1. Modele conceptuale ale arhitecturilor sistemelor integrate de navigație INS/GPS

și

Activitatea 2.2. Modele conceptuale ale algoritmilor de fuziune a datelor în sistemele integrate de navigație INS/GPS

Cele două activități, strâns legate între ele, au fost prevăzute pentru a duce la îndeplinire al doilea obiectiv al etapei *Cunoașterea conceptelor, principiilor și implementărilor existente în domeniul sistemelor integrate de navigație INS/GPS din punctul de vedere al arhitecturilor de integrare, al algoritmilor de fuziune a datelor și al analizei performanțelor acestora.* Acestea au vizat, în principal, un studiu bibliografic legat de asistarea GPS de către navigatorii inertiali strap-down, atât din punct de vedere al modelării matematice a fuziunii și al arhitecturilor generale de asistare, cât și din punct de vedere al aplicațiilor de navigație dezvoltate cu acest tip de sisteme și al rezultatelor experimentale obținute cu diverse arhitecturi. Ca și în cazul activității anterioare, în studiul bibliografic au fost consultate cărți, articole de revistă și de conferință și diverse site-uri de

specialitate și s-a beneficiat de oportunitatea oferită de mobilitatea externă de documentare, desfășurată în perioada 14.11.2015-28.11.2015 la *University of Quebec, Research Laboratory in Active Controls, Avionics and Aeroservoelasticity (LARCASE), Canada.*

Identificați ca fiind principalii jucători pe piața sistemelor de navigație la ora actuală, INS-ul și GPS-ul s-au dezvoltat în timp ca sisteme stand-alone, servind cu succes în numeroase aplicații civile sau militare, cu grad mai mare sau mai scăzut de precizie. Pe lângă numeroasele avantaje oferite de către fiecare sistem în parte, în timp au fost remarcate și serioase dezavantaje, care, așa cum am mai precizat, au generat în comunitatea științifică numeroase studii în ceea ce privește găsirea de soluții avantajoase pentru a fi asistate în funcționarea de către alte sisteme care să le asigure complementaritatea necesară. Astfel, deși GPS-ul este văzut ca fiind cel mai

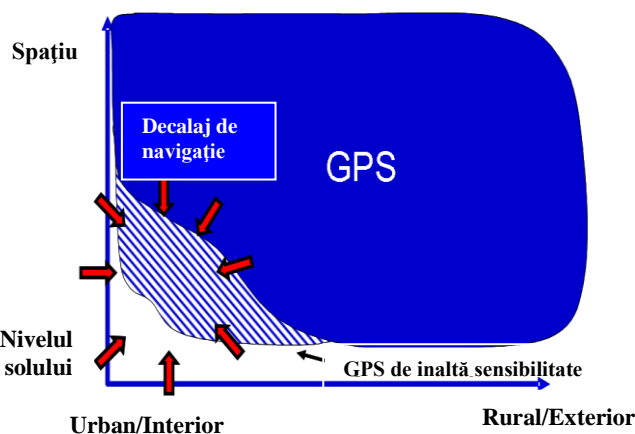


Fig. 17 Decalajul de navigație

precis sistem de poziționare globală existent la ora actuală, acesta este supus unei degradări severe a performanțelor în prezența blocajelor de semnal, a difracției și a propagărilor pe cai multiple, utilizarea lui în medii cu semnal degradat rămânând o provocare importantă. La ora actuală navigația este dorită din ce în ce mai mult pe obiecte din ce în ce mai mici (cum ar fi, de exemplu, telefoanele mobile). În timp ce GPS-ul a fost factorul de decizie de cele mai multe ori în spatele acestor tendințe, există restricții ale GPS-ului care au devenit din ce în ce mai clare de-a lungul timpului. Neajunsul sistemului GPS ar putea fi numit "decalaj de navigație", acesta fiind descris în Fig. 17. Axa orizontală din această figură reprezintă continuități între urban/medii închise și rural/medii deschise. Axa verticală reprezintă altitudinea, de la nivelul solului până în spațiu. GPS-ul realizează o bună acoperire a spațiului bidimensional comercial (zona albastră), dar GPS-ul de unul singur nu este suficient

atunci când se deplasează mai aproape de colțul din stânga jos al graficului. Recent, progresele făcute în GPS-ul de înaltă sensibilitate au contribuit la scăderea dimensiunilor acestui decalaj (caroiaj cu dungi albastre), dar mai rămâne încă un decalaj în cazul în care disponibilitatea, exactitatea sau fiabilitatea GPS nu este suficientă pentru toate aplicațiile. În mod ironic aceste abateri se află în zonele urbane/locații de interior, unde cele mai multe persoane petrec cea mai mare parte din timpul lor.

În același trend cu GPS-ul, datorită faptului că obținerea soluției de navigație pentru configurația strap-down presupune integrarea în timp a vitezei unghiulare, a accelerației și a vitezei liniare și, de asemenea, având în vedere faptul că senzorii inerțiali sunt puternic parazitati, iar accelerometrele nu pot face diferența între accelerația gravitațională și cinematică, precizia INS se degradează rapid în timp. Prin urmare, ambele sisteme pot beneficia serios de pe urma integrării cu un alt sistem de navigație. Pe lângă cercetarea exploratorie a diferitelor arhitecturi de fuziune cu sisteme baro, radio sau video, observarea complementaritatilor existente între cele două sisteme au condus cercetările în direcția evaluării posibilităților de a fuziona date între acestea. O scurtă analiză în oglindă a caracteristicilor celor două sisteme ne arată ca: 1) INS oferă soluții de navigație cu acuratețe bună pe termen scurt, în timp ce GPS oferă soluții de navigație cu acuratețe bună pe termen lung; 2) INS poate oferi informații precise în ceea ce privește atitudinea vehiculului monitorizat, în timp ce GPS nu are implementată această capacitate; 3) În cazul unei funcționări normale, INS prezintă o scădere în timp a acurateții de poziționare, în timp ce GPS manifestă o acuratețe de poziționare constantă în timp; 4) INS are acces la date măsurate cu o cadență ridicată, în timp ce GPS are acces la date măsurate cu o cadență joasă; 5) INS este un sistem complet autonom, în timp ce GPS este neautonom, având nevoie de comunicația receptorului cu sateliții de navigație din sistem; 6) INS nu este supus la blocaje ale semnalului, în timp ce GPS poate pierde legătura cu sateliții și este afectat de blocaje ale semnalului; 7) INS este puternic influențat de gravitație prin intermediul măsurătorilor accelerometrice, în timp ce, principial, GPS este complet imun la aceste efecte. Prin urmare, în situațiile în care GPS-ul își pierde acuratețea poziționării sau integritatea acestuia este degradată datorită interferențelor, a bruiajelor sau a dinamicii mari a vehiculului monitorizat, poate beneficia de ajutorul INS pe o perioadă scurtă de timp, perioada care, în general, este determinată de calitatea senzorilor inerțiali incluși în IMU. Pe de altă parte, INS poate fi ajutat de GPS nu numai prin corectarea permanentă a erorilor ce-l afectează, dar și în faza de inițializare și aliniere, când GPS-ul îi poate furniza foarte repede valorile inițiale ale coordonatelor și ale vitezelor.

În general, procesarea datelor în navigatorii inerțiali se realizează la cadente foarte ridicate comparativ cu prelucrarea acestora în receptoarele GPS. Astfel, pentru un INS utilizat într-o aplicație ordinară, de joasă precizie, limita minimă de prelucrare este de 10 Hz, putând ajunge fără probleme la peste 1000 Hz în sistemele de dinamică ridicată, în situația în care se folosesc procesoare de navigație care să permită efectuarea calculelor în timp real. Marea majoritate a receptorilor GPS realizează prelucrarea datelor la 1 Hz, foarte puțini receptori putând ajunge până la frecvențe de lucru de 10 Hz. Prin urmare, există o diferență în citirea și prelucrarea datelor cu aceste sisteme de navigație, diferența care, în anumite situații, este una semnificativă. Acesta a fost primul obstacol cu care s-au confruntat cercetătorii în realizarea unui sistem de navigație integrat, care să funcționeze prin fuzionarea datelor de la cele două sisteme INS și GPS. Studiul literaturii de specialitate a arătat că au fost puse în practică trei metode de rezolvare a acestei prime probleme. Cea mai simplă modalitate practică de către unii cercetători a fost aceea de a alege cadente de lucru identice pentru ambele sisteme, aceasta însemnând că INS-ul a fost forțat să lucreze la cadenta impusă de către receptorul GPS utilizat în aplicația respectivă. A doua metodă lăsa INS-ul să lucreze la cadenta normală, dar datele de fuziune sunt obținute prin alterarea datelor INS, fiind reținute doar cele de la momentele de timp la care cele două sisteme sunt sincronizate; în această situație timer-ul de pe platforma de navigație este sincronizat după timpul GPS. În situația utilizării unei variante low-cost de receptor GPS ambele metode sunt limitate la a fi folosite în aplicații de navigație de dinamică joasă și precizie scăzută. A treia metodă propusă de către specialiști presupune utilizarea unui estimator de stare/filtru Kalman pentru a prezice datele GPS la momentele de timp intermediare citirilor de la sateliți, astfel încât GPS și INS să beneficieze de aceeași cadență de procesare.

În ceea ce privește estimarea erorilor stărilor pentru poziție, viteză și atitudine, navigația INS/GPS s-a schimbat semnificativ în timp ca urmare a progreselor în tehnologia de fabricație a dispozitivelor inerțiale. S-au produs astfel senzori care pot fi împachetați în același sistem cu receptorii GPS pentru aplicații de navigație curente în viața de zi cu zi, cum ar fi localizarea telefonului/vehiculului și urmărirea activelor, și chiar pentru noi aplicații, cum sunt localizarea și maparea simultană. Aceste noi tehnologii de fabricație creează senzori inerțiali de dimensiuni mult reduse și cu consum energetic scăzut, dar care prezintă, în schimb, erori mult mai mari decât omologii lor achiziționabili la prețuri mai mari. Acest lucru a ghidat comunitatea de cercetare în a găsi modalități noi, mai eficiente, de ponderare a semnalelor senzorilor inerțiali cu cele ale sistemului GPS.

Integrarea INS/GPS a fost realizată în diferite arhitecturi de bază, cunoscute în literatura de specialitate ca arhitectura cu cuplaj redus (loosely coupled), arhitectura cu cuplaj strans (tightly coupled) și cea cu cuplaj foarte strans (deeply-coupled). Acestea diferă în funcție de modul în care corecțiile castigate din algoritmul de integrare sunt aplicate înapoi la INS, în funcție de tipul informațiilor GPS utilizate (doar poziția și viteza sau direct pseudodistanța și faza purtătoarei), precum și în funcție de situațiile în care echipamentele GPS utilizează ieșirile din algoritmul de integrare sau nu. De asemenea, algoritmul de integrare poate implementa stările sistemului sau erorile stărilor - în primul caz algoritmul calculează valorile reale ale componentelor soluției de navigație, iar în celălalt caz algoritmul calculează corecții (abaterile de la valorile reale ale componentelor soluției de navigație).

Schemele de integrare pot fi, de asemenea, împărțite în soluții în buclă deschisă (este procesată doar corectarea ieșirilor INS) sau soluții în buclă închisă (corecțiile calculate pentru senzorii inerțiali sunt livrate înapoi la INS). Decizia cu privire la abordarea adecvată depinde de calitatea senzorilor inerțiali și de algoritmul de integrare. Dacă senzorii inerțiali utilizați sunt de bună calitate, atunci combinarea acestora cu un algoritm de integrare mai puțin puternic este justificată pentru utilizarea în buclă deschisă. Singura problemă care se pune pentru această situație este dacă datele brute de la senzori sunt semnificative pentru a menține și folosi configurația în buclă deschisă la monitorizarea integrității. Când raportul de calitate este inversat, atunci se recomandă utilizarea de buclă închisă.

Arhitectura cu cuplaj redus (Fig. 18 și Fig. 19) presupune folosirea a două filtre Kalman separate, unul pentru procesarea informațiilor din interiorul GPS (filtrul Kalman al GPS-ului) și unul altul pentru fuzionarea datelor de la cele două sisteme (filtrul Kalman de integrare). Această arhitectură este foarte bine cunoscută sub numele de arhitectură de integrare descentralizată. Asta înseamnă că datele GPS sunt procesate în prima fază în filtrul Kalman al GPS-ului, coordonatele și vitezele rezultate fiind

utilizate ulterior pentru asistarea INS. Algoritmul de estimare implementat de catre filtrul Kalman de integrare este bazat pe ecuatiile dinamice de eroare ale INS-ului si utilizeaza ca masuratori abaterile dintre solutiile de navigatie in pozitie si viteza furnizate de INS si GPS. „Estimatele erorilor” produse de catre filtrul de integrare sunt utilizate la corectarea solutiei INS, oferind in acest fel utilizatorului solutia navigatorului integrat INS/GPS. Aceasta arhitectura este cea mai rapida si, totodata, cea mai simpla, oferind posibilitatea de a avea redundanta in platforma integrata de navigatie, dar utilizarea acesteia este limitata la aplicatiile in care sunt observati cel putin 4 sateliti din constelatia GPS. Varianta prezentata in Fig. 18 este cunoscuta ca fiind functionarea in bucla deschisa a arhitecturii cu cuplaj redus.

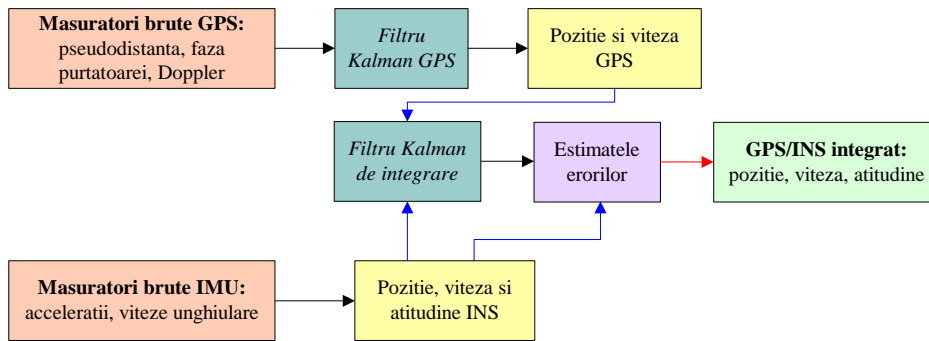


Fig. 18 Arhitectura cu cuplaj redus in bucla deschisa

La functionarea in bucla inchisa a arhitecturii cu cuplaj redus (Fig. 19) se estimeza erorile senzorilor din IMU si se realizeaza corectarea permanenta a navigatorului INS, solutia sistemului integrat de navigatie INS/GPS fiind furnizata la iesirea navigatorului inertial.

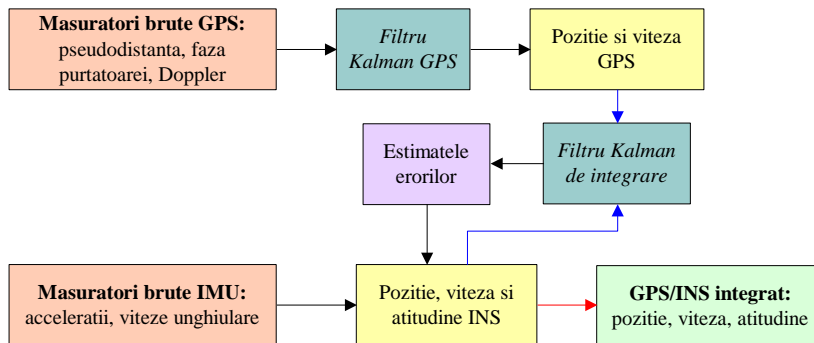


Fig. 19 Arhitectura cu cuplaj redus in bucla inchisa

A doua arhitectura de integrare, arhitectura cu cuplaj strans (Fig. 20), se bazeaza pe utilizarea unui singur filtru Kalman si utilizeaza direct masuratorile GPS (pseudodistanta si/sau derivata pseudodistantei (viteza)) pentru a ajuta INS. De asemenea, sunt utilizate datele legate de efemeridele satelitilor pentru a deduce pseudodistanta din INS. Prin urmare, aceasta arhitectura permite utilizarea de date de la sistemul GPS chiar daca sunt observati mai putin de patru sateliti din constelatie, ceea ce dovedeste ca sistemul este mult mai robust. In aceasta configuratie, comparativ cu arhitectura cu cuplaj redus, sistemul integrat este mult mai rezistent la interferente de radio-frecventa si bruijaj, dar necesita acces la partea hardware a sistemului GPS din partea utilizatorului uman si are nevoie de o putere de calcul mai mare.

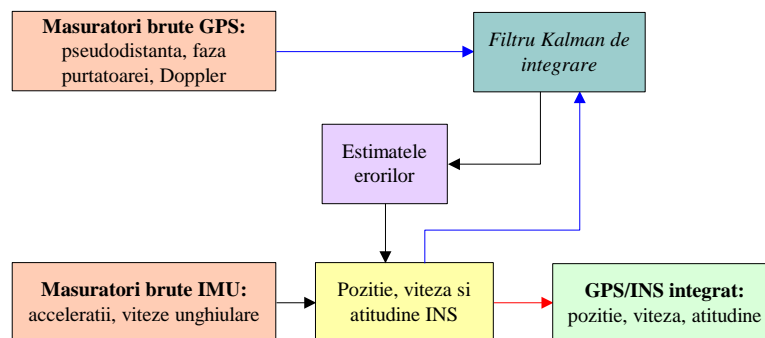


Fig. 20 Arhitectura cu cuplaj strans

A treia si cea mai complexa arhitectura de integrare, arhitectura cu cuplaj foarte strans, utilizeaza date de la INS pentru a urmări sateliții cu receptorul GPS. Prin urmare, aceasta arhitectura combina navigatia GPS cu urmarirea, INS-ul ajutand GPS-ul sa reachezitioneze semnalul mai rapid atunci cand comunicatia cu un satelit cade. Aceasta implica, de asemenea, utilizarea unui singur filtru Kalman, care, de aceasta data, implementeaza un model care permite estimarea tuturor starilor necesare pentru integrarea INS/GPS, dar si pentru urmarirea satelitilor. In functie de caracteristicile buclei de urmarire implementata in receptorul GPS exista doua structuri utilizate in realizarea arhitecturii cu cuplaj foarte strans: 1) structura scalara (Fig. 21); 2) structura vectoriala (Fig. 22). In structura scalara sunt implementate bucle de urmarire individuale asistate de catre sistemul inertial, fiecare dintre acestea incluzand un discriminator, o bucla de filtrare si un oscilator controlat numeric, in timp ce structura vectoriala este de fapt un receptor bazat pe un vector integrat cu un IMU, in care buclele de urmarire individuale traditionale sunt inlaturate.

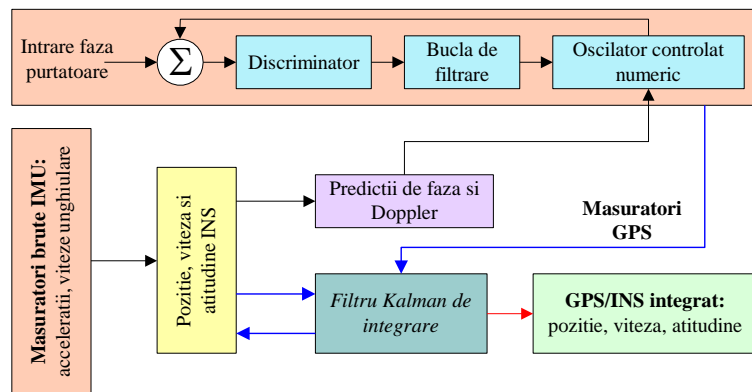


Fig. 21 Structura scalara a arhitecturii de integrare cu cuplaj foarte strans

Plecand de la aceste arhitecturi de baza din integrarea sistemelor de navigatie INS si GPS, au fost proiectate si testate experimental diverse variante, care au adus imbunatatiri semnificative aplicatiilor pentru care au fost propuse. Evident ca aceste arhitecturi derivate au fost particularizate atat pentru modelul dinamic de eroare asociat mecanizarii INS utilizate in aplicatiile respective, cat si dupa diversele modele de eroare pe care designerii le-au considerat pentru sistemul GPS in functie de cat de mult s-a permis accesul in hardware-ul de receptie.

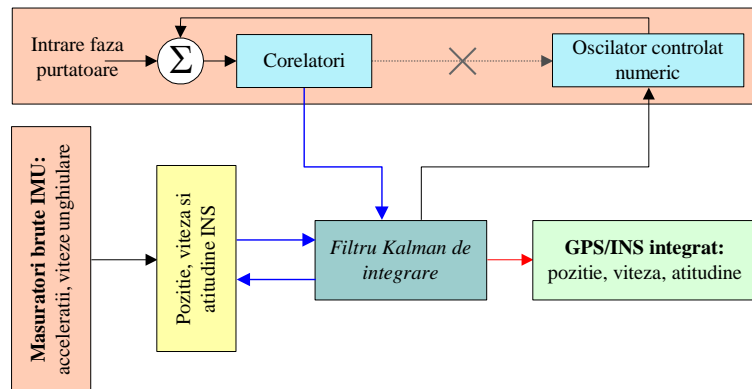


Fig. 22 Structura vectoriala a arhitecturii de integrare cu cuplaj foarte strans

Din punctul de vedere al estimatorilor utilizate in algoritmii de integrare INS/GPS, atat la inceputurile tehnologiei, cat si in lunga perioada care a urmat primelor integrari, filtrul Kalman s-a dovedit a fi cel mai important pion. Modelul dinamic al erorilor starii navigatorilor inertiali poate fi dezvoltat pentru diferite stari ale sistemului. Uzual, erorile sunt asociate cu componentele pozitiei, vitezei, atitudinii, cu bias-urile accelerometrelor, factorii de scala ai accelerometrelor, bias-urile girometrelor si cu factorii de scala ai girometrelor. Ecuatiile modelului dinamic sunt utilizate in cadrul filtrului Kalman pentru a defini modelul dinamic folosit in predictia etapei urmatoare. Masuratorile GPS sunt utilizate apoi pentru corectia predictiei si constrangerea dezvoltarii erorilor inertiiale.

Există erori si în măsurătorile GPS, așa cum am precizat, astfel încât combinația de actualizări GPS și predicțiile INS trebuie să fie realizată în mod corespunzător. De obicei, actualizările GPS sunt actualizări de coordonate, dar vitezele GPS pot fi, de asemenea, utilizate. Fig. 23 prezinta o schema bloc recursiva a ecuatiilor pe care-si bazeaza functionarea filtrul Kalman; k este pasul, $-$ indica o predictie, $\hat{\cdot}$ indica estimatele, x este vectorul de stare, P este matricea de covarianță a starii, Φ este matricea de tranziție care utilizează modelul dinamic pentru predictia starii următoare, Q este matricea densității spectrale care definește zgomotul modelului dinamic, K este matricea de câștig Kalman care pondereaza predictiile cu zgomotul de măsurare, R este o matrice care definește zgomotul de măsurare, iar H este o matrice care definește conexiunea fara zgomot între măsurare și vectorul de stare. Toti termenii zgomotului sunt considerati a fi secvente albe cu covarianta cunoscuta. Modelul dinamic folosit pentru predictie este neliniar prin definitie, dar filtrul Kalman necesita un set liniar de ecuatii diferentiale pentru a raporta o stare la cealalta. Un filtru Kalman extins (extended Kalman filter-EKF) efectueaza o liniarizare a acestor ecuatii in functie de vectorul de stare prezis.

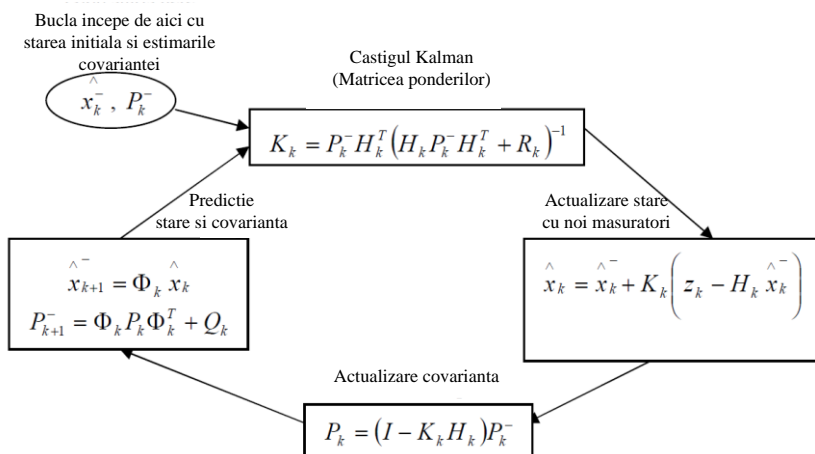


Fig. 23 Mecanismele filtrării Kalman

Modelul dinamic folosit pentru predictie este neliniar prin definitie, dar filtrul Kalman necesita un set liniar de ecuatii diferentiale pentru a raporta o stare la cealalta. Un filtru Kalman extins (extended Kalman filter-EKF) efectueaza o liniarizare a acestor ecuatii in functie de vectorul de stare prezis.

In integrarea sistemelor INS si GPS au fost testate diferite arhitecturi de filtre Kalman. Astfel, studiul bibliografic realizat de catre echipa de cercetare a remarcat utilizarea de filtre Kalman adaptive, care s-au dovedit a fi utile in momentul folosirii unor senzori inertiali de clasa medie combinati cu GPS diferential. Procedurile de tunare care folosesc metoda celor mai mici

pătrate au aratat, de asemenea, unele promisiuni în vederea ajustării off-line a filtrului Kalman. Pe de altă parte, pentru a interveni în problemele legate de dinamica neliniară și alinierea rapidă au fost aplicații în care s-a introdus filtrul Kalman unscented (UKF). Rezultatele testării configurației pentru vehicule terestre s-au dovedit a fi aproape identice cu cele ale unui filtru Kalman extins (EKF), dar timpul de aliniere a fost îmbunătățit în mod semnificativ.

Avansul tehnologiilor de miniaturizare a senzorilor inertiali a generat în timp efecte negative asupra utilizării filtrului Kalman în integrarea INS/GPS. Având în vedere faptul că miniaturizarea a atras după sine reducerea semnificativă a performanțelor senzorilor, erorile acestora devin mai dificil de modelat și compensat, generând date inertiabile de slabă calitate, foarte zgomotoase și caracterizate de erori aleatorii mari. Prin urmare, filtrul Kalman este nevoit să ruleze cu modele dinamice și statistice inexacte ceea ce afectează determinant acurătatea estimatelor produse de către acesta. În afara acestei limitări, datele dependente de senzorii utilizați, literatura a relevat faptul că filtrul Kalman are și limitări în termeni de dependență de model, de cunoștințele anterioare și de liniarizare pentru aplicațiile generale INS/GPS.

Aplicațiile recente cu astfel de navigatori integrați au început să se bazeze pe tehnici de inteligență artificială pentru a estima erorile. Acest tip de integrare nu necesită un model de sistem și este mai puțin dependentă de intrare. În ciuda capacităților lor de a forma un model on-line, rețelele neuronale necesită o etapă de instruire și estimările pot fi doar la fel de bune ca referințele lor de antrenare. De asemenea, au fost dezvoltate aplicații care au utilizat sisteme bazate pe reguli expert pentru a fuziona datele INS/GPS, dar aceste sisteme au fost limitate pentru aplicații specifice, bine definite de către proiectant.

Din punctul de vedere al structurilor de filtrare Kalman, literatura a aratat că filtrele extinse utilizate în integrarea INS/GPS sunt dependente în totalitate de senzorii utilizați, de model, de cunoștințele anterioare și de liniarizare. Mai mult, acestea necesită intervenția factorului uman în procesul de tunare. Efecte pozitive au fost înregistrate la nivelul dependenței de liniarizare atunci când s-au folosit filtre Kalman bazate pe particule și unscented. De asemenea, o îmbunătățire a dependenței de model a fost produsă în situațiile în care s-au folosit filtre Kalman adaptive și unscented, filtrele adaptive înlăturând chiar și dependența de cunoștințele anterioare și oferind posibilitatea de autoinstruire în procedurile de tunare.

Alternativa oferită de tehnicile de inteligență artificială este una provocatoare, având în vedere faptul că atât algoritmii bazati pe utilizarea de rețele neuronale artificiale (Artificial Neural Networks (ANN)), cât și cei bazati pe sisteme de inferență fuzzy adaptive cu rețele neuronale (NeuroAdaptive-Neuro-Fuzzy-Inference Systems (ANFIS)), oferă independența totală de senzorii utilizați, de model, de cunoștințele anterioare și de liniarizare, dar și posibilitatea de autoinstruire în procedurile de tunare. Lângă acestea, cu performanțe mai slabe, având în vedere menținerea dependenței de model, de cunoștințele anterioare și de factorul uman în procesul de tunare, pot fi plasati algoritmii bazati pe sisteme fuzzy expert (Fuzzy Expert Systems (FES)).

Având în vedere realizarea totală a activităților A 2.1 și A 2.2, punctele atinse în cadrul acestora, acțiunile întreprinse și rezultatele obținute, considerăm ca Obiectivul 2 al acestei etape a proiectului a fost îndeplinit în totalitate.

Activitatea 3.1. Inițiere pagina web și diseminare prin publicare

Activitatea a fost prevăzută pentru a duce la îndeplinire cel de-al treilea obiectiv al etapei. Aceasta s-a desfășurat pe întreaga durată a etapei și s-a concretizat prin realizarea unei pagini web (http://www.elth.ucv.ro/~lgrigore/TE_II/), în limba română și în limba engleză, care reflectă stadiul actual al proiectului, și prin realizarea a 2 articole științifice (1 articol comunicat la o conferință IEEE și aflat în curs de indexare ISI proceedings și 1 articol în curs de recenzie la o conferință BDI):

- 1 articol comunicat la conferință, cu proceedings în curs de indexare ISI:

- Grigorie, T.L., Sandu, D.G., Negrea, P., Adochiei, I.R., Adochiei, F.C. “*Experimental Validation of a Low-Cost Integrated INS/GPS Navigator for Assistive Positioning*”, International IEEE Conference on e-Health and Bioengineering (EHB 2015), 19-21 November, Iasi, 2015;

- 1 articol submit la conferință BDI, aflat în recenzie:

- Grigorie, T.L., Corcau, C.L., Negrea, P., Sandu, D.G., “*GPS/INS integration - some current issues and development perspectives*”, 16th International Multidisciplinary Scientific GeoConference & EXPO - SGEM 2016, Albena, Bulgaria, 28 June - 7 July, 2016 (aflat în faza de recenzie)

Ambii doctoranzi din echipa de cercetare au fost antrenați în activitatea de diseminare, aceștia participând activ în faza de elaborare și redactare de articole, unul dintre ei realizând prezentarea primului articol la conferință, iar cel de-al doilea urmând să prezinte noul articol în situația în care acesta va fi aprobat: 1) la conferința EHB 2015 de la Iasi a participat ing. Negrea Petre (cercetător în formare - doctorand la Universitatea Politehnică București) – cheltuielile de deplasare la conferință au fost suportate din fondul de cercetare al Facultății de Inginerie Electrică din cadrul Universității din Craiova, instituție care găzduiește prezentul proiect; 2) la conferința SGEM 2016 va participa ing. Corcau Costinel Laurentiu (cercetător în formare - doctorand la Universitatea Politehnică București).

De menționat este și faptul că o parte dintre informațiile obținute în urma acestei etape a proiectului au fost utilizate pentru perfecționarea cursului *Sisteme integrate de navigație aerospațială* de la forma de învățământ master, la Universitatea din Craiova.

Având în vedere realizarea totală a activității A 3.1, punctele atinse în cadrul acesteia, acțiunile întreprinse și rezultatele obținute, considerăm ca Obiectivul 3 al acestei etape a proiectului a fost îndeplinit în totalitate.

Îndeplinirea tuturor obiectivelor inițial fixate ale acestei etape creează premisele rezolvării cu succes a următoarei etape a proiectului, „*Dezvoltarea de algoritmi de navigație inercială strap-down, de modele de eroare pentru aceștia și de instrumente software pentru implementarea modelelor elaborate - validare prin simulare numerică. Crearea de algoritmi de fuziune a datelor în structuri inteligente pentru integrarea INS/GPS și de instrumente software pentru implementarea algoritmilor elaborati.*”, etapa unică / 2016.

Director de Proiect,
Conf. dr. ing. Teodor Lucian GRIGORIE

Programul:	Resurse Umane
Tipul proiectului:	Proiecte de cercetare pentru stimularea constituirii de tinere echipe de cercetare independente
Cod proiect:	PN-II-RU-TE-2014-4-2732

SINTEZA LUCRĂRII,

cuprinzând activitatea desfășurată și rezultatele obținute comparativ cu obiectivele proiectului de cercetare

**pentru
- Etapa II (unica) / 2016 -**

Titlul proiectului

SISTEME INTEGRATE DE NAVIGATIE INS/GPS DE INALTA PRECIZIE SI COST REDUS, BAZATE PE ALGORITMI INTELIGENTI DE FUZIUNE A DATELOR

Etapa II (unica)/2016, *Dezvoltarea de algoritmi de navigatie inertiala strap-down, de modele de eroare pentru acestia si de instrumente software pentru implementarea modelelor elaborate - validare prin simulare numerica. Crearea de algoritmi de fuziune a datelor in structuri inteligente pentru integrarea INS/GPS si de instrumente software pentru implementarea algoritmilor elaborati*, s-a derulat pe parcursul a 12 luni calendaristice (ianuarie - decembrie), perioada in care s-au realizat toate cele 7 activitati si s-au indeplinit toate cele 4 obiective prevazute:

O4. Dezvoltarea de algoritmi de navigatie inertiala bazati pe metode moderne si de modele de eroare aferente acestora, implementarea lor in subrutine Matlab si demonstrarea functionalitatii prin simulare numerica.

A 1.1. *Algoritm de navigatie inertiala strap-down pentru pozitionare globala bazat pe determinarea quaternionica a atitudinii - dezvoltare model de eroare. Subrutine Matlab cu interfata grafica pentru algoritm si pentru modelul de eroare asociat - verificarea functionalitatii.*

A 1.2. *Algoritm de navigatie inertiala strap-down pentru pozitionare globala bazat pe determinarea matriceala a atitudinii - dezvoltare model de eroare. Subrutine Matlab cu interfata grafica pentru algoritm si pentru modelul de eroare asociat - verificarea functionalitatii.*

O5. Dezvoltarea de algoritmi inteligenti de fuziune a datelor bazati pe sisteme de inferenta neuro-fuzzy adaptive si filtrare Kalman pentru predictia erorilor de pozitionare în timpul căderilor de semnal GPS. Implementarea algoritmilor inteligenti in subrutine software, cu utilizarea modelele de eroare dezvoltate pentru navigatorii inertiali si validarea functionalitatii acestora prin simulari numerice.

A 2.1. *Proiectare structurala algoritm inteligent de fuziune a datelor bazat pe un sistem de inferenta neuro-fuzzy adaptiv si filtrare Kalman, pentru predictia erorilor de pozitionare în timpul căderilor de semnal GPS, la pozitionarea globala inertiala quaternionica - implementari software si verificare functionalitate.*

A 2.2. *Proiectare structurala algoritm inteligent de fuziune a datelor bazat pe un sistem de inferenta neuro-fuzzy adaptiv si filtrare Kalman, pentru predictia erorilor de pozitionare în timpul căderilor de semnal GPS, la pozitionarea globala inertiala matriceala - implementari software si verificare functionalitate.*

O6. Dezvoltarea de algoritmi inteligenti de fuziune a datelor bazati pe sisteme de inferenta neuro-fuzzy adaptive, pentru predictia datelor pierdute in citirile sistemului GPS. Implementarea algoritmilor inteligenti in subrutine software, cu utilizarea modelele de eroare dezvoltate pentru navigatorii inertiali si validarea functionalitatii acestora prin simulari numerice.

A 3.1. *Proiectare structurala algoritm inteligent de fuziune a datelor bazat pe un sistem de inferenta neuro-fuzzy adaptiv pentru predictia datelor pierdute in citirile sistemului GPS, la pozitionarea globala inertiala quaternionica - implementari software si verificare functionalitate.*

A 3.2. *Proiectare structurala algoritm inteligent de fuziune a datelor bazat pe un sistem de inferenta neuro-fuzzy adaptiv pentru predictia datelor pierdute in citirile sistemului GPS, la pozitionarea globala inertiala matriceala - implementari software si verificare functionalitate.*

O7. Diseminarea rezultatelor in mediul stiintific si academic prin publicare de lucrari stiintifice in reviste si la conferinte internationale de prestigiu, mentinerea la zi a unei pagini web, perfectionare de cursuri la forma de invatamant master.

A 4.1. *Diseminarea pe scara larga a rezultatelor.*

Pe langa realizarea activitatilor stiintifice, membrii echipei de cercetare au urmarit si realizarea activităților administrative și de management prevăzute (elaborarea de rapoarte, distribuire sarcini și urmărire termene de realizare etc.), care au concurat la finalizarea in bune conditii a acestei etape. In cele 12 luni s-au efectuat 30 de deplasari ale membrilor echipei, dintre care:

- 1 deplasare externa de cercetare/documentare la *University of Quebec, Research Laboratory in Active Controls, Avionics and Aeroelastocitivity (LARCASE), Canada*;
- 2 deplasari externe pentru a participa la cursuri profesionale in domeniul GNSS oferite fara a se percepe taxa de participare de catre *European Global Navigation Satellite Systems (GNSS) Agency* in cadrul e-Knot proiect: *GNSS Positioning: Theory and Practice* (iunie 2016, GSA, Czech Republic, Prague) si *Vulnerabilities of GNSS* (octombrie 2016, Polito, Italy, Turin);
- 6 deplasari externe pentru a participa la diseminarea rezultatelor la 6 conferinte internationale (*4 dintre acestea decontate din fondurile proiectului* si 2 decontate din fondurile de cercetare ce revin directorului de proiect ca o cota din regia perceputa de catre Universitatea din Craiova pentru proiectul actual);
- 23 de deplasari interne de lucru/documentare (2 membri ai echipei sunt doctoranzi la Universitatea Politehnica din Bucuresti). Echipa de cercetare s-a reunit in complet in doisprezece sedinte pentru a analiza activitatile desfasurate pana in acel moment si rezultatele obtinute, precum si pentru a stabili programul actiunilor urmatoare ale fiecarui membru. Fondurile alocate in aceasta etapa au fost utilizate integral.

In cele ce urmeaza se vor prezenta sintetic actiunile desfășurate și rezultatele obținute in cadrul celor sapte activitati prevazute pentru a fi realizate in aceasta etapa.

Obiectivul 1:

Activitatea 1.1.: *Algoritm de navigatie inertiala strap-down pentru pozitionare globala bazat pe determinarea quaternionica a atitudinii - dezvoltare model de eroare. Subrutine Matlab cu interfata grafica pentru algoritm si pentru modelul de eroare asociat - verificarea functionalitatii.*

si

Activitatea 1.2.: *Algoritm de navigatie inertiala strap-down pentru pozitionare globala bazat pe determinarea matriceala a atitudinii - dezvoltare model de eroare. Subrutine Matlab cu interfata grafica pentru algoritm si pentru modelul de eroare asociat - verificarea functionalitatii.*

Cele doua activitati, prevazute pentru a duce la indeplinire primul obiectiv al etapei, au vizat elaborarea de modele matematice pentru algoritmi de navigatie inertiala cu parametrizare matriceala sau quaternionica a atitudinii si pentru dinamica erorilor ce-i caracterizeaza, urmata de implementari software si simulare numerica pentru verificarea functionalitatii. Desi in planul de realizare s-a prevazut cate un model pentru fiecare activitate, in urma actiunilor desfasurate de catre echipa de cercetare au rezultat doua modele pentru parametrizarea matriceala si unul pentru cea quaternionica. De exemplu, ecuatiile de mecanizare ale unuia dintre navigatorii matriceali au rezultat sub forma

$$\begin{pmatrix} \dot{r}^l \\ \dot{v}^l \\ \dot{R}_v^l \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} D^{-1}v^l \\ R_v^l f^v - (2\tilde{\omega}_{ip}^l + \tilde{\omega}_{pl}^l)v^l + g^l \\ R_v^l (\tilde{\omega}_{iv}^v - \tilde{\omega}_{il}^v) \end{pmatrix}, \quad (1)$$

f^v - citirile accelerometrice, $\tilde{\omega}_{iv}^v$ - skew symmetric matrix asociata citirilor girometrice, r^l - vectorul de pozitie al vehiculului (componentele sunt coordonatele globale: h - altitudinea, ϕ - latitudinea, λ - longitudinea), v^l - viteza vehiculului cu componentele in referentialul NED (North-East-Down) (v_N, v_E, v_D), R_v^l - matricea de tranzitie SV (referentialul vehicul) \rightarrow NED, φ - unghiul de rulu, θ - unghiul de tangaj, ψ - unghiul de cap, $\tilde{\omega}_{ip}^l$ - skew symmetric matrix care reflecta componentele vitezei unghiulare a Pamantului in referentialul NED, $\tilde{\omega}_{pl}^l$ - skew symmetric matrix care reflecta componentele in referentialul NED ale vitezei unghiulare de transport (NED relativ la ECEF (Earth Centered- Earth Fixed)), exprimate in termeni de variatie ale latitudinii si longitudinii, $\tilde{\omega}_{il}^v$ - skew symmetric matrix care reflecta componentele in SV ale vitezei unghiulare absolute a referentialului NED, g^l - componentele acceleratiei gravitationale in referentialul NED;

$$D^{-1} = \begin{pmatrix} 1/(R_m + h) & 0 & 0 \\ 0 & 1/[(R_n + h)\cos\phi] & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}. \quad (2)$$

R_m si R_n sunt razele elipsoidului de referinta dupa meridian si dupa paralela locului. Modelul de eroare echivalent, dezvoltat folosind teoria micilor perturbatii, a rezultat sub forma urmatoare

$$\delta \dot{r}^l = C_{rr} \cdot \delta r^l + C_{rv} \cdot \delta v^l, \quad \delta \dot{v}^l = C_{vr} \cdot \delta r^l + C_{vv} \cdot \delta v^l + (f^l \times) e^l + R_v^l \cdot \delta f^v, \quad \dot{e}^l = C_{er} \cdot \delta r^l + C_{ev} \cdot \delta v^l - (\omega_{il}^l \times) e^l - R_v^l \cdot \delta \omega_{iv}^v. \quad (3)$$

δr^l si δv^l sunt erorile de pozitie si de viteza, e^l - erorile de atitudine, $(f^l \times)$ - skew symmetric matrix ce caracterizeaza citirile accelerometrice in referentialul NED, $(\omega_{il}^l \times)$ - skew symmetric matrix ce caracterizeaza componentele vitezei unghiulare absolute a vehiculului in referentialul NED, $\delta \omega_{iv}^v$ - erorile citirilor girometrice, δf^v - erorile citirilor accelerometrice;

$$C_{rr} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -v_N/(R_m + h)^2 \\ v_E \sin\phi/[(R_n + h)\cos^2\phi] & 0 & -v_E/[(R_n + h)^2 \cos\phi] \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad C_{rv} = \begin{pmatrix} 1/(R_m + h) & 0 & 0 \\ 0 & 1/[(R_n + h)\cos\phi] & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}, \quad (4)$$

$$C_{rv} = \begin{pmatrix} 1/(R_m + h) & 0 & 0 \\ 0 & 1/[(R_n + h)\cos\phi] & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}, \quad (5)$$

$$C_{vr} = \begin{pmatrix} -2v_E \omega_p \cos \phi - \frac{v_E^2}{(R_n + h) \cos^2 \phi} & 0 & -\frac{v_D v_N}{(R_m + h)^2} + \frac{v_E^2 \tan \phi}{(R_n + h)^2} \\ 2\omega_p \sin \phi - 2v_D \omega_p \sin \phi + \frac{v_E v_N}{(R_n + h) \cos^2 \phi} & 0 & -\frac{v_D v_E}{(R_n + h)^2} - \frac{v_N v_E \tan \phi}{(R_m + h)^2} \\ 2v_E \omega_p \sin \phi & 0 & \frac{v_E^2}{(R_n + h)^2} + \frac{v_N^2}{(R_m + h)^2} - \frac{2\gamma_0 R_m R_n}{(\sqrt{R_m R_n} + h)^3} \end{pmatrix}, \quad (6)$$

$$C_{vv} = \begin{pmatrix} v_D / (R_m + h) & -2\omega_p \sin \phi - 2v_E \tan \phi / (R_n + h) & v_N / (R_m + h) \\ 2\omega_p \sin \phi + v_E \tan \phi / (R_n + h) & (v_D + v_N \tan \phi) / R_n + h & 2\omega_p \cos \phi + v_E / (R_n + h) \\ -2v_N / (R_m + h) & -2\omega_p \cos \phi - 2v_E / (R_n + h) & 0 \end{pmatrix}, \quad (7)$$

$$C_{er} = \begin{pmatrix} -\omega_p \sin \phi & 0 & -v_E / (R_n + h)^2 \\ 0 & 0 & v_N / (R_m + h)^2 \\ -2\omega_p \cos \phi - v_E / [(R_n + h) \cos^2 \phi] & 0 & v_E \tan \phi / (R_n + h)^2 \end{pmatrix}, \quad C_{ev} = \begin{pmatrix} 0 & 1 / (R_n + h) & 0 \\ -1 / (R_m + h) & 0 & 0 \\ 0 & -\tan \phi / (R_n + h) & 0 \end{pmatrix}, \quad (8)$$

$$\omega_{il}^l = \begin{pmatrix} \omega_p \cos \phi + v_E / (R_n + h) \\ -v_N / (R_m + h) \\ -\omega_p \sin \phi - v_E \tan \phi / (R_n + h) \end{pmatrix}. \quad (9)$$

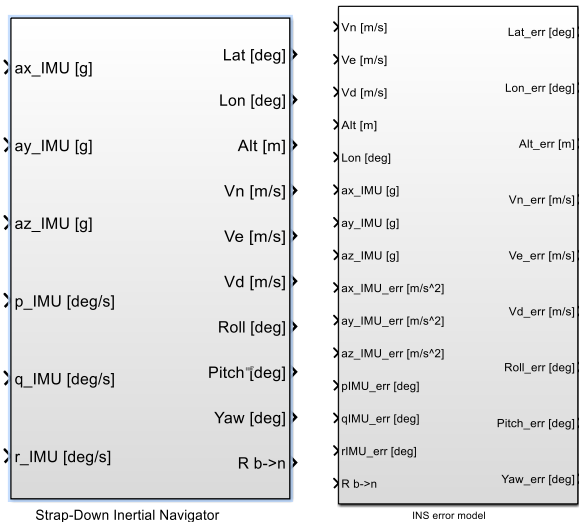


Fig. 1 Blocuri Simulink pentru algoritmul de navigatie si modelul de eroare asociat

Validarea modelelor matematice ale algoritmilor si a modelelor de eroare s-a realizat prin implementarea acestora in subrutine software dezvoltate in Matlab/Simulink. Pentru situatia de fata au rezultat blocurile din Fig. 1, care implementeaza algoritmul de navigatie si modelul de eroare asociat. Blocul din partea stanga a Fig. 1 implementeaza algoritmul de navigatie si a fost obtinut prin gruparea modelului din Fig.2. Pentru implementarea modelului de eroare a fost considerat blocul din dreapta Fig. 1, avand urmatoarele intrari: componentele vitezei vehiculului in referentialul NED, (v_N, v_E, v_D) , altitudinea h si latitudine ϕ ca si componente ale pozitiei globale a vehiculului, citirile accelerometrice (componente ale vectorului f^v), erorile citirilor accelerometrice (componente ale vectorului δf^v), erorile citirilor girometrice (componente ale vectorului $\delta \omega_{iv}^v$), matricea R_v^l . Pentru a evalua calitatea modelelor matematice au fost utilizate modele software Matlab/Simulink pentru senzorii de acceleratie si de viteza unghiulara, dezvoltate intr-un proiect anterior de catre membrii echipei de cercetare. Modelele senzorilor se bazeaza atat pe date obtinute din fisiere tehnice ale senzorilor, cat si pe modelele IEEE standardizate pentru senzorii

inertiali. Accelerometrele sunt modelate ca in Fig. 3; modelul obtinut are ca intrari acceleratia a_i aplicata in lungul axei de sensibilitate si acceleratia aplicata pe axa transversala a_c si ca iesire acceleratia perturbata a . Modelul software al girometrelor (Fig. 4) are ca intrari ω_i - viteza unghiulara aplicata in lungul axei de sensibilitate si a_r - acceleratia aplicata pe o directie arbitrara, iar ca iesire ω - viteza unghiulara perturbata.

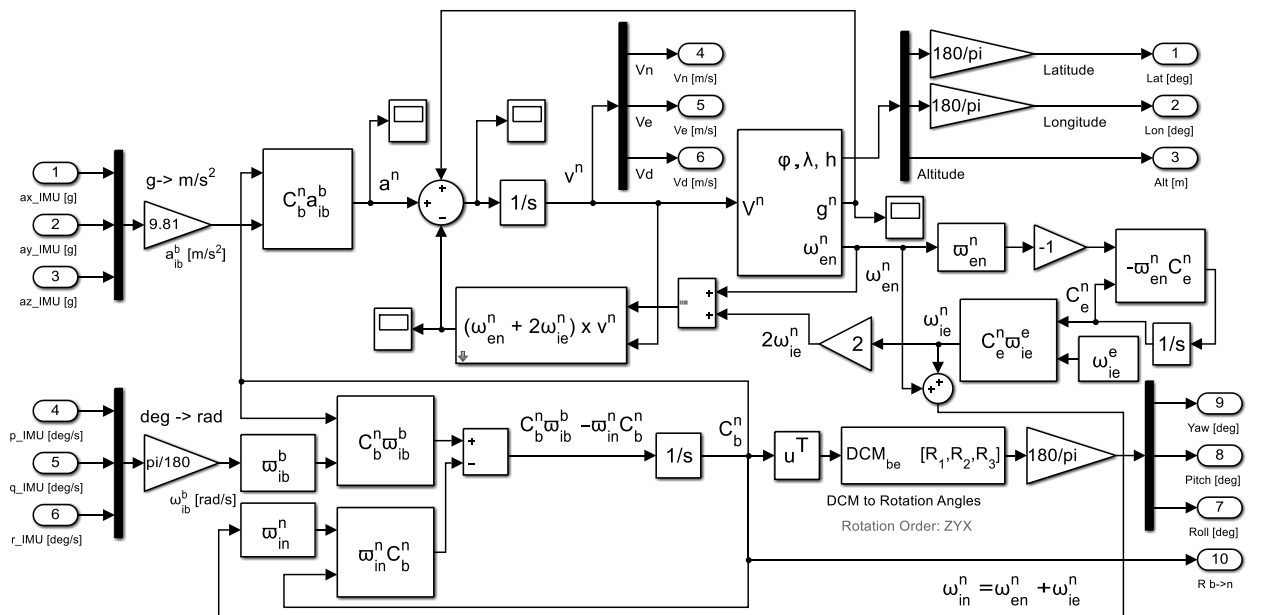


Fig. 2 Algoritmul de navigatie

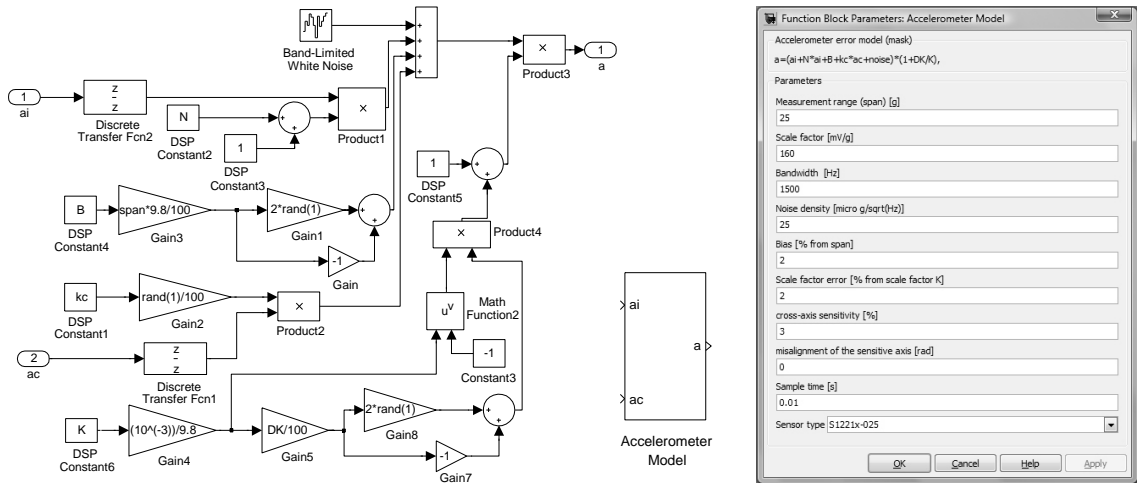


Fig. 3 Modelul Matlab/Simulink al accelerometrelor si interfata asociata

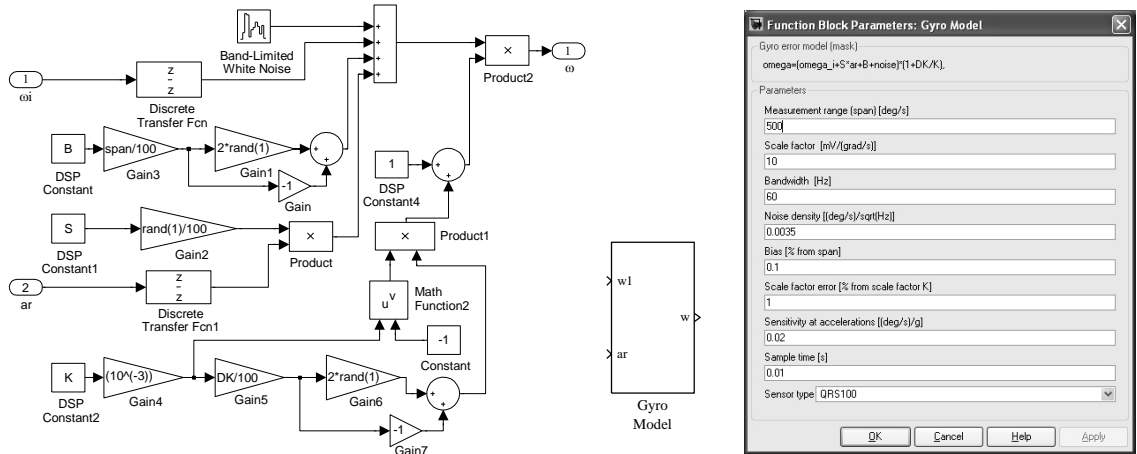


Fig. 4 Modelul Matlab/Simulink al girometrelor si interfata asociata

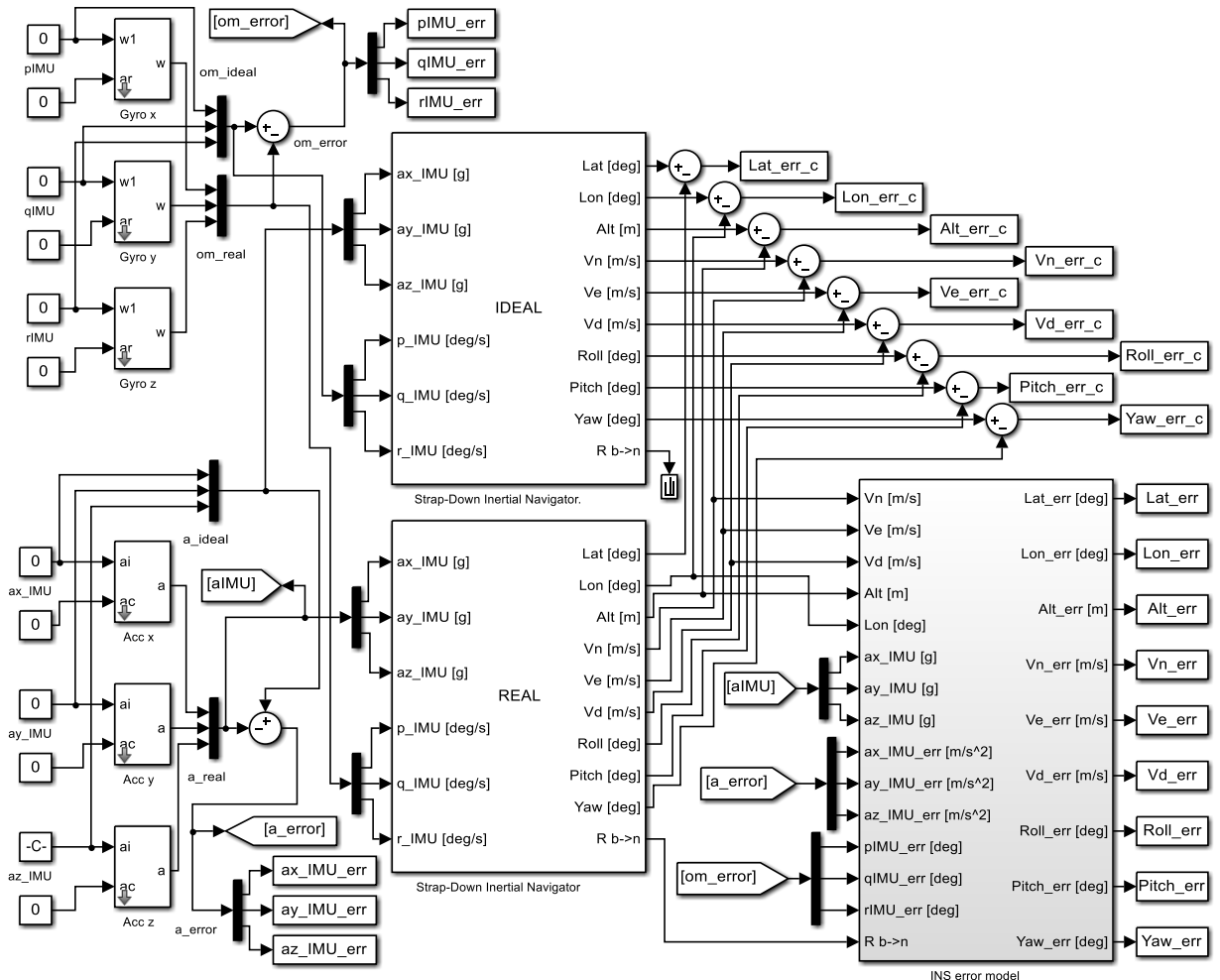


Fig. 5 Modelul Matlab/Simulink de validare

Cu blocurile dezvoltate in Matlab/Simulink a rezultat modelul de validare din Fig. 5. REAL si IDEAL sunt blocurile care modeleaza algoritmul de navigatie (ca in Fig. 2), avand ca intrari semnalele de acceleratie si viteza unghiulara perturbate de erorile senzorilor inertiali, respectiv neperturbate de erorile senzorilor inertiali. Blocurile de intrare „Acc” si „Gyro” sunt modele ale accelerometrelor si girometrelor (ca in Fig. 3 si Fig. 4), iesirile acestora fiind aplicate blocului REAL. Valorile constantelor de intrare sunt considerate ca semnale ideale, neperturbate de catre senzorii de acceleratie si rotatie, acestea fiind aplicate blocului IDEAL pe post de semnale de acceleratie si viteza unghiulara. Validarea modelului de eroare este realizata prin compararea diferentelor dintre iesirile blocurilor IDEAL si REAL cu iesirile modelului de eroare.

Deoarece modelele software ale senzorilor inertiali permit utilizatorului sa lucreze independent cu fiecare eroare a senzorului din modelul teoretic, testarea pentru validarea modelului de eroare poate fi realizata in diverse scenarii. Pentru unul din pasii de testare, in care erorile senzorilor inertiali arata ca in Fig. 6, rezultatele sunt prezentate in Fig. 7 pentru erorile unghiurilor de atitudine, in Fig. 8 pentru erorile vitezei vehiculului si in Fig.9 pentru erorile globale de pozitionare a vehiculului.

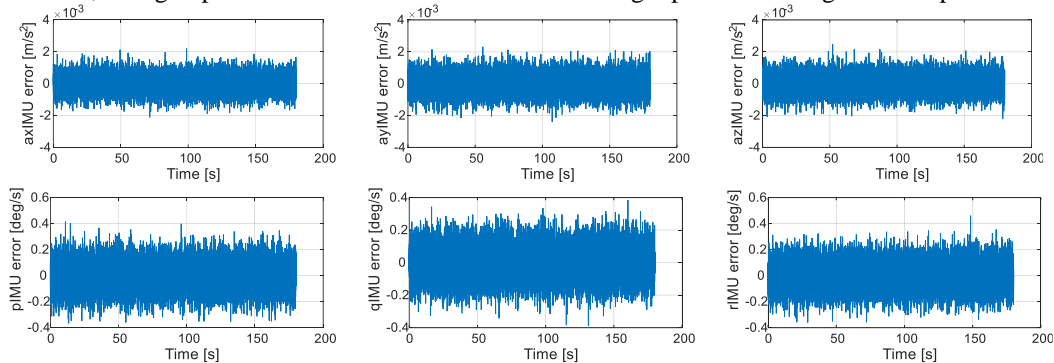


Fig. 6 Erorile accelerometrelor si girometrelor

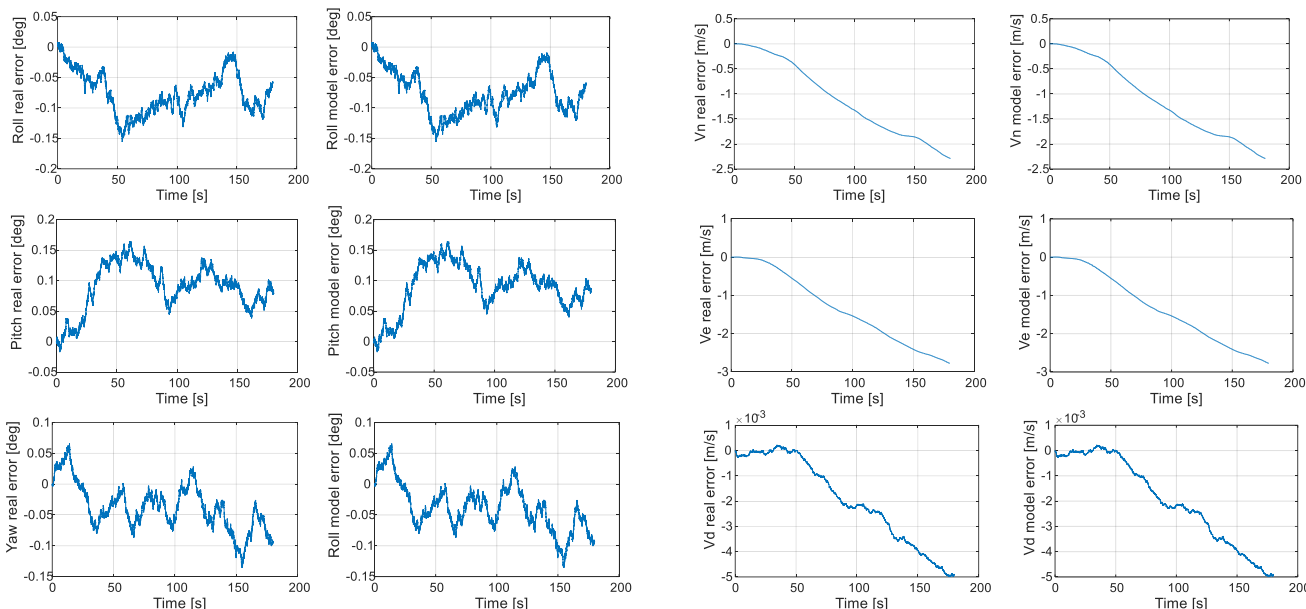


Fig. 7 Erorile unghiurilor de atitudine: reale/modelate

Fig. 8 Erorile vitezei vehiculului in NED: reale/modelate

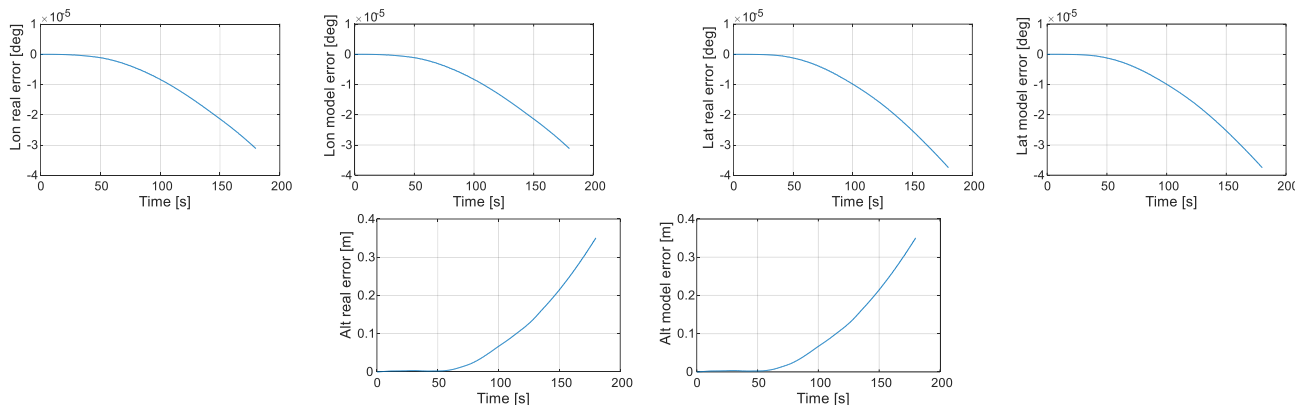


Fig. 9 Erorile de pozitionare globala: “erorile reale” si “erorile modelate”

“Erorile reale” sunt calculate ca diferenta intre iesirile blocurilor REAL si IDEAL, in timp ce “erorile modelate” sunt iesirile modelului de eroare. In acest caz, ca si in toate situatiile simulate numeric, alurile curbelor “erorile reale” sunt similare cu alurile curbelor “erorile modelate”, ceea ce inseamna ca modelul de eroare caracterizeaza corect deviatiile unghiurilor de atitudine, coordonatorilor si componentelor vitezei vehiculului de la valorile lor corecte.

Intr-un alt caz de modelare si implementare software s-a obtinut modelul INS din Fig. 10, in timp ce modelul de validare a rezultat ca in Fig. 11. Senzorii utilizati in simularea numerica pentru validare au fost senzori MEMS, influentati de zgomot, bias, si erori ale factorului de scala, zgomotul avand densitati in jur de 0.05 [(grad/s)/Hz^{1/2}] pentru girometre, cu o latime de banda de

80Hz, si in jur de $400 [\mu\text{g}/\text{Hz}^{1/2}]$ pentru accelerometre, cu o latime de banda de 2500 Hz. Semnalele senzorilor utilizate pe durata simulării sunt prezentate in Fig. 12, in timp ce “erorile reale” si **diferentele** între “erorile reale” si “erorile modelate” pentru componentele solutiei de navigatie sunt prezentate in Fig. 13 pentru unghiurile de atitudine, in Fig. 14 pentru viteza vehiculului si in Fig. 15 pentru pozitia vehiculului.

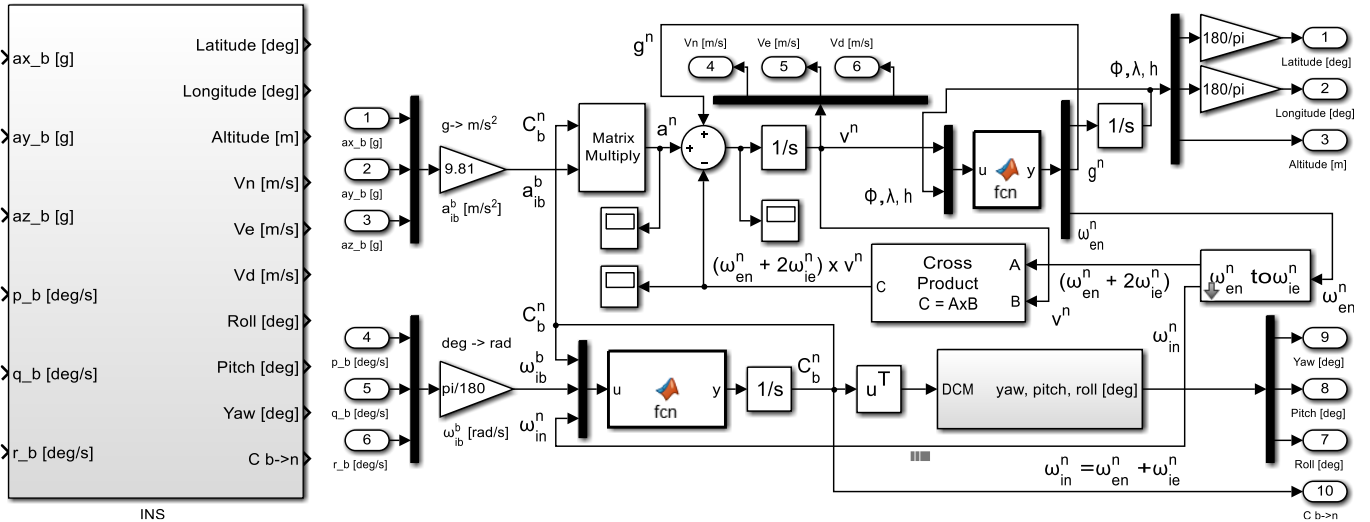


Fig. 10 Blocul Matlab/Simulink pentru INS

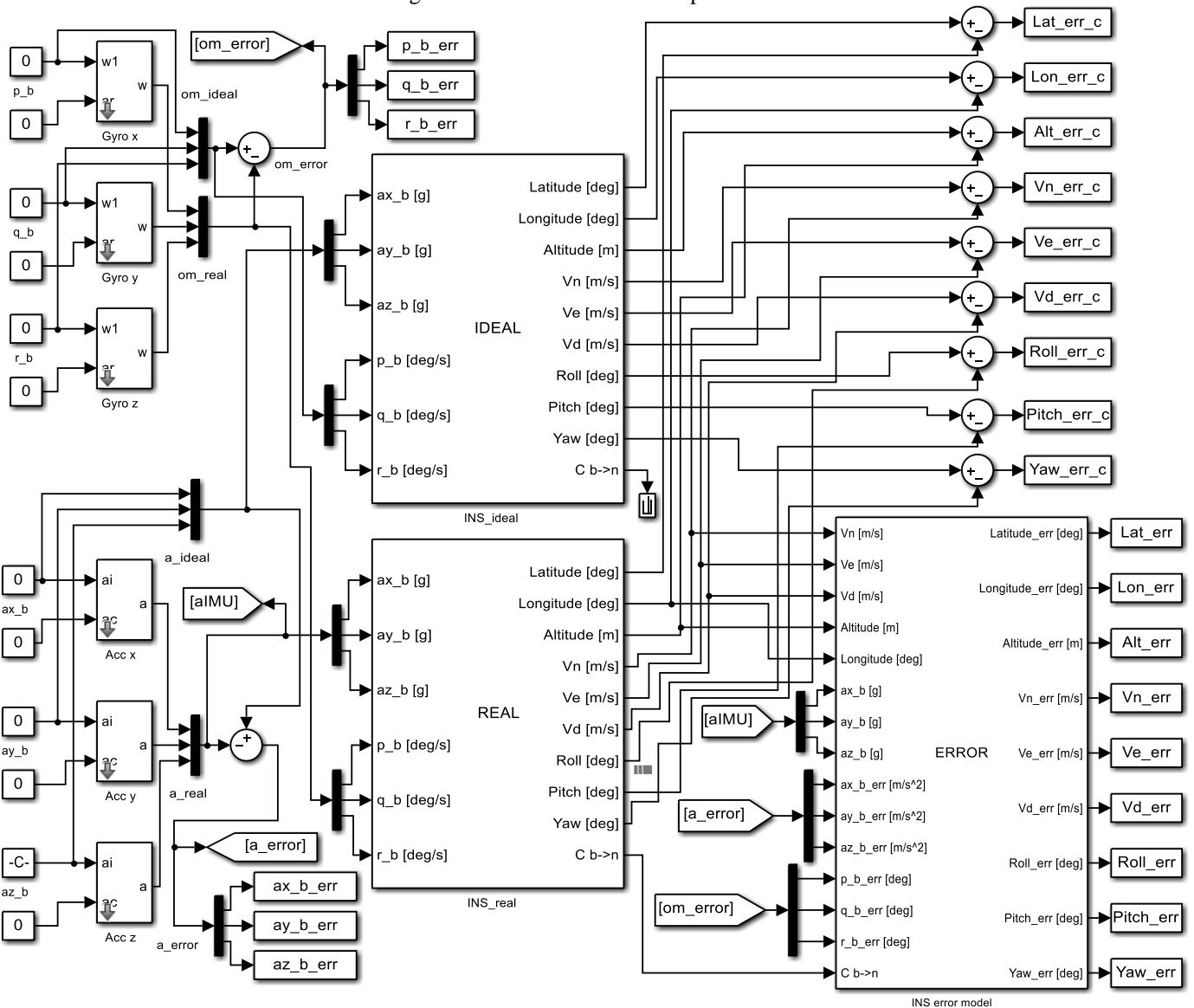


Fig. 11 Modelul Matlab/Simulink de validare

“Erorile reale” sunt diferențe între soluțiile de navigație furnizate de blocurile IDEAL și REAL, în timp ce “erorile modelate” sunt ieșirile modelului de eroare al INS. Valorile maxime absolute ale erorilor soluției de navigație pentru cazul simulat au fost: 0.038° pentru unghiul de ruliu, 0.150° pentru unghiul de tangaj, 0.170° pentru unghiul de giratie, 0.224 m/s pentru viteza în direcția Nord, 1.432 m/s pentru viteza în direcția Est, 0.309 m/s pentru viteza verticală de coborare, $9.0085 \cdot 10^{-6}$ grade în latitudine, $2.9502 \cdot 10^{-6}$ grade în longitudine și 27.5256 m în altitudine.

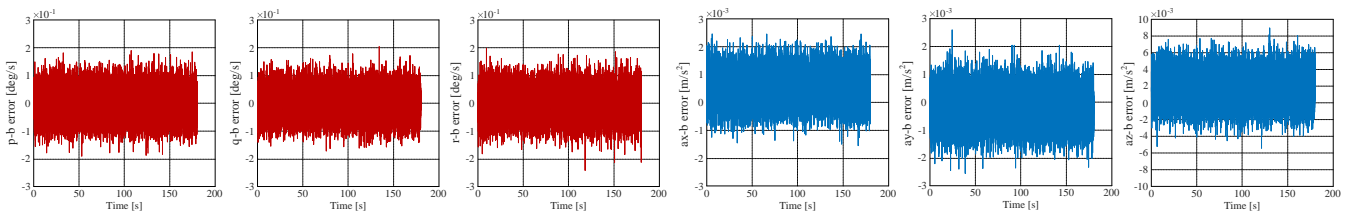


Fig. 12 Semnale de la senzorii inertiali

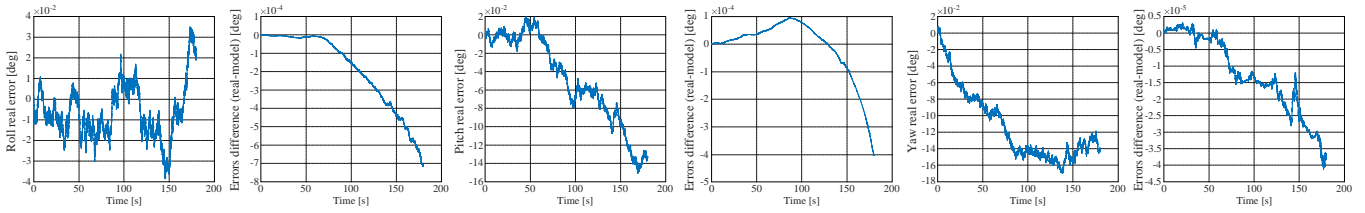


Fig. 13 Erorile unghiurilor de atitudine datorate senzoriilor inertiali

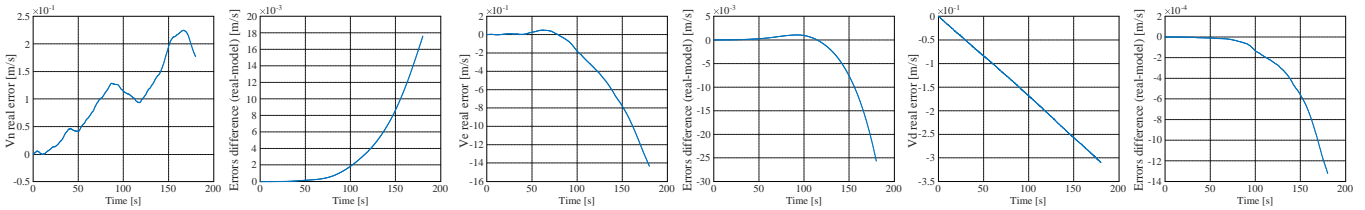


Fig. 14 Erorile de viteza datorate senzoriilor inertiali

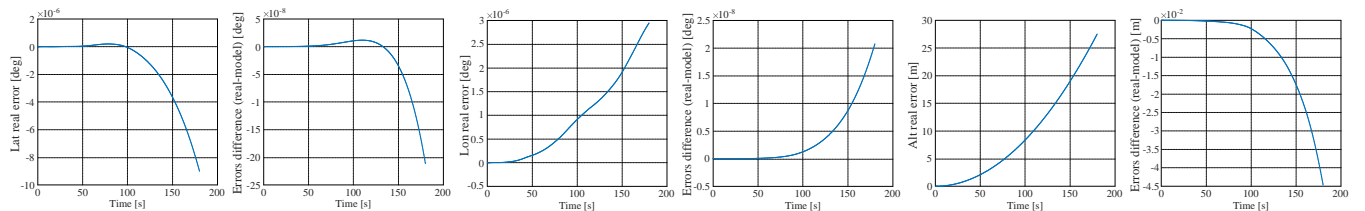


Fig. 15 Erorile de pozitie datorate senzoriilor inertiali

Caracteristicile reprezentate in Fig. 13÷Fig. 15 arata ca alurile curbelor “erorilor reale” si “erorilor modelate” sunt similare, valorile absolute ale diferentelor dintre “erorile reale” si “erorile modelate” fiind cu aproximativ doua ordine de marime mai mici decat valorile “erorilor reale”.

Modelele dezvoltate si validate pot fi utilizate astfel in schemele viitoare de integrare a sistemelor INS/GPS bazate pe algoritmi inteligenti de fuziune a datelor.

Avand in vedere realizarea totala a activitatilor A 1.1 si A. 1.2, punctele atinse in cadrul acesteia, actiunile intreprinse si rezultatele obtinute, consideram ca Obiectivul 1 al acestei etape a proiectului a fost indeplinit in totalitate.

Obiectivul 2:

Activitatea 2.1.: Proiectare structurala algoritm inteligent de fuziune a datelor bazat pe un sistem de inferenta neuro-fuzzy adaptiv si filtrare Kalman, pentru predictia erorilor de pozitionare în timpul căderilor de semnal GPS, la pozitionarea globala inertiala quaternionica - implementari software si verificare functionalitate.

si

Activitatea 2.2.: Proiectare structurala algoritm inteligent de fuziune a datelor bazat pe un sistem de inferenta neuro-fuzzy adaptiv si filtrare Kalman, pentru predictia erorilor de pozitionare în timpul căderilor de semnal GPS, la pozitionarea globala inertiala matriceala - implementari software si verificare functionalitate.

Cele doua activitati au fost prevazute pentru a duce la indeplinire al doilea obiectiv al etapei si au avut in vedere elaborarea unor algoritmi de predictie a erorilor de pozitionare pentru situatiile in care in sistemele integrate INS/GPS componenta satelitara nu poate fi utilizata datorita caderilor de semnal. Algoritmii elaborati au la baza sisteme de inferenta neuro-fuzzy, antrenati si utilizati in doua situatii diferite, atunci cand estimarea atitudinii vehiculului se bazeaza pe parametrizare matriceala sau quaternionica. In acest stadiu al proiectului s-a dorit proiectarea structurala a algoritmilor si demonstrarea functionalitatii acestui mecanism la nivel de simulare numerica, urmand ca in etapa a III-a a proiectului algoritmi sa fie tunati cu date experimentale, achizitionate de la platforme de detectie echipate cu receptori GPS si unitati de detectie inertiala (IMU).

Pentru situatia actuala, sistemele de inferenta fuzzy (FIS) antrenate au rezultat pe baza datelor obtinute din simularea numerica a sistemelor integrate INS/GPS cu filtru Kalman in diferite situatii de dinamica a vehiculului, in care sistemului GPS i-a fost acordata cea mai mare incredere. Erorile de pozitionare ce se doresc a fi estimate cu sistemul integrat INS/GPS sunt in mare masura datorate erorilor de masurare ale senzoriilor inertiali. Astfel, pentru a compensa lipsa datelor GPS in simularea numerica, date care in mod normal trebuie achizitionate experimental impreuna cu cele din unitatea inertiala de detectie, s-a considerat ca datele GPS sunt datele de pozitie si de viteza furnizate de un bloc INS „IDEAL”, similar celor din Fig. 5 si Fig. 11. Implementarea software a sistemelor integrate INS/GPS a avut in vedere ecuatiile de mecanizare ale navigatorilor inertiali, ecuatiile dinamice de eroare ale acestora si ecuatiile de filtrare Kalman, care produc fuzionarea datelor de la cei doi navigatori independenti si estimarea erorilor de pozitionare, de viteza si de atitudine; s-a considerat ca INS si GPS au cadente identice.

In cele ce urmeaza o sa exemplificam aplicarea procedurii prin prisma rezultatele obtinute pentru varianta matriceala de determinare a atitudinii vehiculului, in care s-a utilizat modelul software din Fig. 16 pentru fuzionarea INS/GPS.

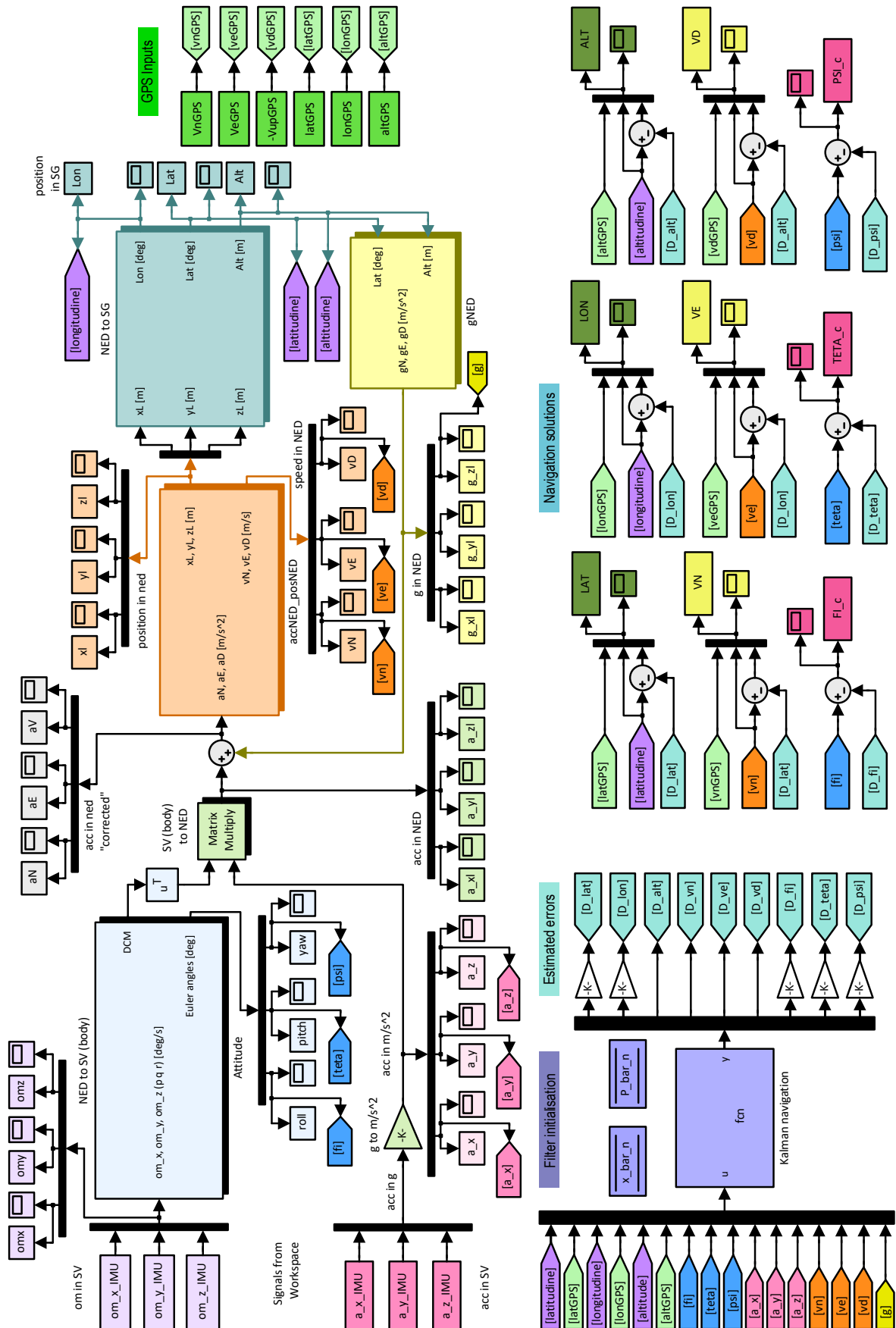


Fig. 16 Sistem integrat INS/GPS cu filtru Kalman (determinare matriceala a atitudinii vehiculului)

Pentru atitudinea evaluata matriceala, rescriind modelul de eroare (3) al navigatorului sub forma ecuatiilor de stare, a rezultat

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{G} \cdot \mathbf{w} \quad (10)$$

cu

$$\mathbf{x} = (\delta r^l \quad \delta v^l \quad e^l)^T, \quad \mathbf{w} = \begin{pmatrix} \delta f^v \\ \delta \omega_{iv}^l \end{pmatrix}, \quad \mathbf{A} = \begin{pmatrix} C_{rr} & C_{rv} & 0_{3 \times 3} \\ C_{rv} & C_{vv} & \tilde{f}^l \\ C_{er} & C_{ev} & -\tilde{\omega}_{il}^l \end{pmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{pmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ R_v^l & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & -R_v^l \end{pmatrix}; \quad (11)$$

A caracterizeaza dinamica sistemului, \mathbf{x} este vectorul de stare, \mathbf{w} - vectorul de intrare si \mathbf{G} - matricea coeficientilor vectorului de

intrare. Considerind in vectorul masuratorilor (\mathbf{y}) iesirile ambelor sisteme de navigatie (GPS si INS) in termeni de coordonate globale de pozitionare (latitudine - ϕ_{GPS} , ϕ_{INS} ; longitudine - λ_{GPS} , λ_{INS} ; altitudine - h_{GPS} , h_{INS}), acesta a fost organizat astfel

$$\mathbf{y} = \begin{pmatrix} (\phi_{INS} - \phi_{GPS}) \cdot (R_m + h_{GPS}) \\ (\lambda_{INS} - \lambda_{GPS}) \cdot (R_n + h_{GPS}) \cdot \cos \phi_{GPS} \\ h_{INS} - h_{GPS} \end{pmatrix}, \quad (12)$$

iar in ecuatie masuratorilor

$$\mathbf{y} = \mathbf{H} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{v}, \quad (13)$$

matricea \mathbf{H} a fost considerata sub forma urmatoare

$$\mathbf{H} = \begin{pmatrix} R_m + h_{GPS} & 0 & 0 \\ 0 & (R_n + h_{GPS}) \cdot \cos \phi_{GPS} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (14)$$

Structura INS/GPS aleasa a fost bazata pe o arhitectura slab cuplata (loosely coupled), in care datele au fost fuzionate cu un filtru Kalman dupa mecanismul prezentat in Fig. 17. Solutia de navigatie oferita de sistemul integrat rezulta din corectarea solutiei oferita de INS cu estimatele erorilor de pozitie, viteza si atitudine.

In forma discretizata, ecuatiile de stare asociate modelului de eroare au fost rescrise ca

$$\mathbf{x}_{n+1} = \mathbf{F}_n \cdot \mathbf{x}_n + \mathbf{G}_n \cdot \mathbf{u}_n, \quad \mathbf{y}_n = \mathbf{H}_n \cdot \mathbf{x}_n, \quad (15)$$

cu

$$\mathbf{F}_n = \mathbf{I} + \mathbf{A}(t_n) \cdot \Delta T, \quad \mathbf{G}_n = \mathbf{G}(t_n), \quad \mathbf{H}_n = \mathbf{H}(t_n). \quad (16)$$

Matricea discreta de covarianta a zgomotului procesului a fost obtinuta sub forma

$$\mathbf{Q}_n = \mathbf{F}_n \cdot \mathbf{G}_n \cdot \mathbf{Q} \cdot \mathbf{G}_n^T \cdot \mathbf{F}_n^T \cdot \Delta T, \quad (17)$$

in care matricea de covarianta a zgomotului procesului \mathbf{Q} este

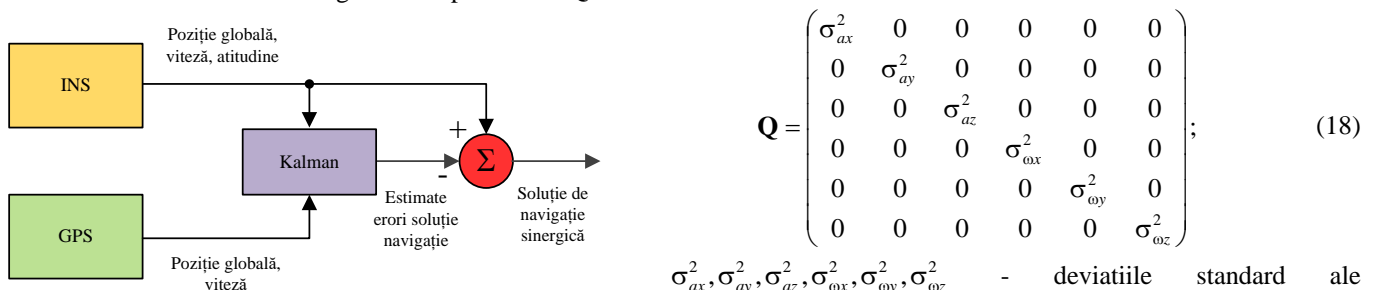


Fig. 17 Schema structurala a sistemului integrat INS/GPS

$\sigma_{ax}^2, \sigma_{ay}^2, \sigma_{az}^2, \sigma_{ox}^2, \sigma_{oy}^2, \sigma_{oz}^2$ - deviatii standard ale masuratorilor accelerometrice si girometrice. Matricea de amplificare a filtrului a rezultat iterativ cu formula

$$\mathbf{K}_n = \bar{\mathbf{P}}_n \cdot \mathbf{H}_n^T \cdot (\mathbf{R}_n + \mathbf{H}_n \cdot \bar{\mathbf{P}}_n \cdot \mathbf{H}_n^T)^{-1}, \quad (19)$$

care a presupus o etapa de initializare a vectorului de stare $\bar{\mathbf{x}}_0$ si a matricei de covarianta $\bar{\mathbf{P}}_0$ a estimatei starii; \mathbf{R}_n (3×3) este matricea de covarianta ce caracterizeaza zgomotul de masurare. Actualizarea este realizata cu

$$\hat{\mathbf{x}}_n = \bar{\mathbf{x}}_n + \mathbf{K}_n \cdot (\mathbf{y}_n - \mathbf{H}_n \cdot \bar{\mathbf{x}}_n), \quad (20)$$

$$\hat{\mathbf{P}}_n = \bar{\mathbf{P}}_n - \mathbf{K}_n \cdot \mathbf{H}_n \cdot \bar{\mathbf{P}}_n, \quad (21)$$

la momentul de timp n filtrul utilizand noua masuratoare \mathbf{y}_n pentru a actualiza starea de la $\bar{\mathbf{x}}_n$ la $\hat{\mathbf{x}}_n$ si pentru a calcula matricea de covarianta $\hat{\mathbf{P}}_n$ a estimatei. Din acest punct, filtrul estimeaza care va fi starea la urmatorul moment de timp ($n+1$) si calculeaza covarianta acesteia cu ecuatiile

$$\bar{\mathbf{x}}_{n+1} = \mathbf{F}_n \cdot \hat{\mathbf{x}}_n, \quad (22)$$

$$\bar{\mathbf{P}}_{n+1} = \mathbf{F}_n \cdot \hat{\mathbf{P}}_n \cdot \mathbf{F}_n^T + \mathbf{Q}_n.$$

In modelul software algoritmul de filtrare Kalman a fost implementat intr-o functie apelata prin intermediul blocului "Kalman navigation". Pentru verificarea functionalitatii filtrului in vederea utilizarii acestuia in modelele software ulterior dezvoltate modelul a fost testat cu un set de date achizitionate experimental, fara a realiza proceduri prelabile de calibrare a sensorilor inertiali care au furnizat datele. Prin urmare, datele experimentale au fost introduse in model in forma bruta; Fig. 18 prezinta datele achizitionate de la senzorii din unitatea inertiala de detectie.

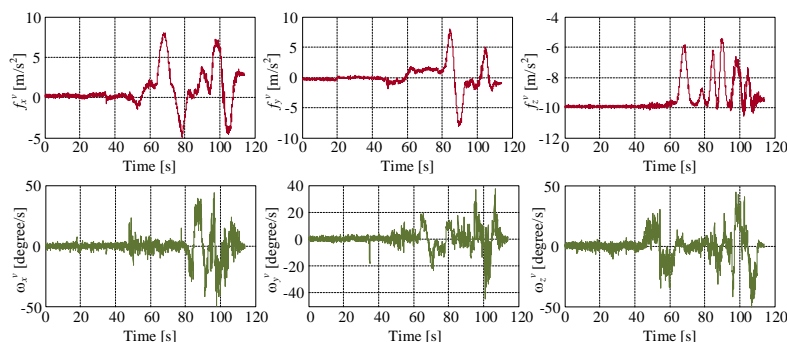


Fig. 18 datele achizitionate de la senzorii din unitatea inertiala de detectie

Analiza comparativa între estimatele erorilor oferite de către filtrul Kalman și diferențele între soluțiile de navigație furnizate de INS și GPS a relevat următoarele abateri absolute maxime: $2.8458 \cdot 10^{-6}$ grade pentru latitudine, $2.9977 \cdot 10^{-5}$ grade pentru longitudine, 0.20 m pentru altitudine, 0.62 m/s pentru viteza în direcția Nord, 2.64 m/s pentru viteza în direcția Est și 0.79 m/s pentru viteza de coborare. Fig. 19 prezintă componentele de poziționare din soluțiile de navigație oferite de către sistemul integrat și de către cele două sisteme (INS și GPS) lucrând în configurație independentă, în timp ce Fig. 20 prezintă componentele de viteză din aceleși soluții de navigație. Se observă că filtrul Kalman a acordat o încredere mai mare sistemului GPS, rezultatele din Fig. 19 și Fig. 20 arătând că soluția integrată este mai aproape de soluția GPS decât de cea INS. S-au remarcat, de asemenea, mari diferențe între soluția GPS și cea INS ca o consecință directă a erorilor mari care parazitează senzorii inerțiali și care nu au fost compensate.

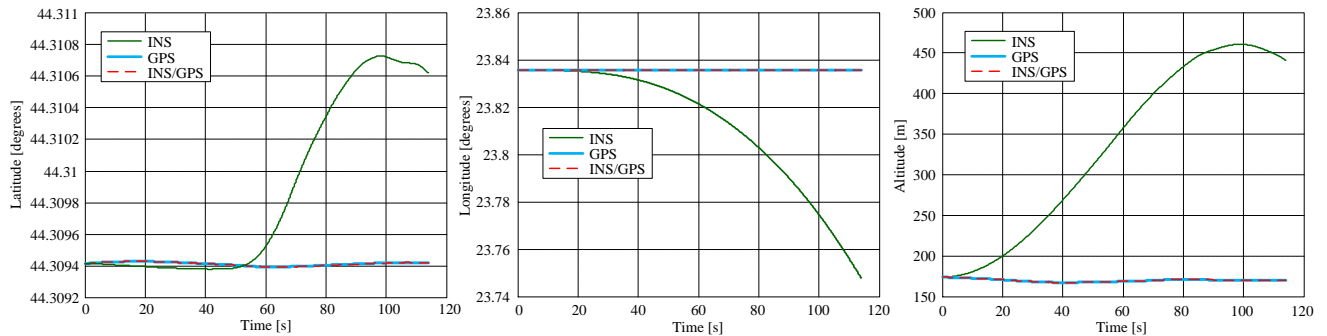


Fig. 19 Componentele de poziționare din soluțiile de navigație

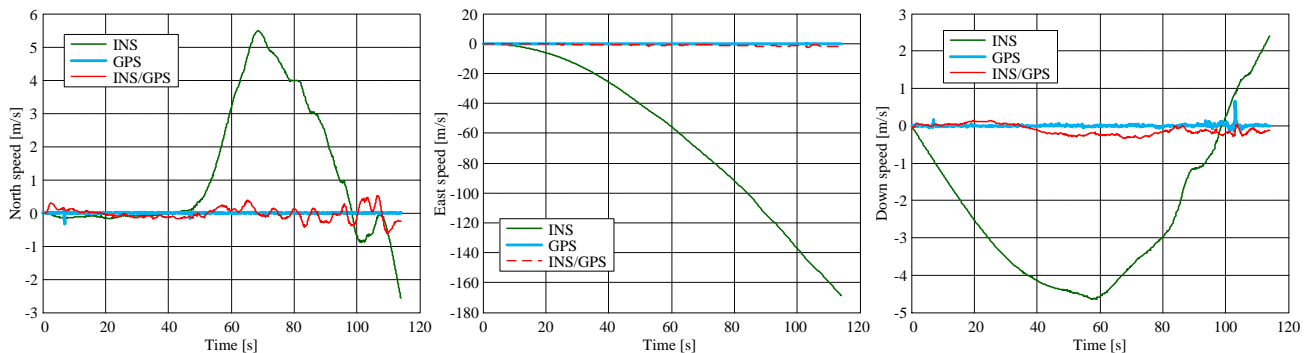


Fig. 20 Componentele de viteză din soluțiile de navigație

Odată verificată funcționarea modelului software ce a utilizat filtrul Kalman, acesta a fost adoptat pentru a fi utilizat în noua variantă de simulare numerică, necesară generării de date pentru antrenarea FIS-urilor din structura ANFIS. Mecanismul utilizat a presupus formarea FIS-urilor inițiale și antrenarea acestora pe baza datelor furnizate de către cei șase senzori inerțiali din IMU (3 accelerometre și 3 girometre) în formă brută, pe baza valorilor unghiurilor de atitudine furnizate de către sistemul inerțial (având în vedere faptul că sistemul GPS nu oferă informații legate de atitudinea vehiculului monitorizat) și pe baza timpului de când semnalul GPS a fost pierdut. Ieșirile sistemelor de inferență fuzzy utilizate în perioada de antrenare sunt diferențele între soluțiile de navigație furnizate de către sistemele INS și GPS în termeni de coordonate de poziționare globală și de componente ale vitezei în referențialul NED (rezultă astfel șase sisteme FIS). Într-un alt scenariu de antrenare se pot folosi ca date dorite de ieșire diferențele între componentele vectorilor de stare estimat (\bar{x}_n) și actualizat (\hat{x}_n) din mecanismul de filtrare Kalman. Prin urmare, pentru generarea datelor necesare în faza de antrenare s-a realizat și utilizat modelul software din Fig. 21, modelul de eroare fiind implementat în filtrul Kalman. Antrenarea este cu atât mai eficientă cu cât datele utilizate în această etapă acoperă o gamă mai variată de scenarii dinamice în care se mișcă vehiculul monitorizat. Codul pentru funcția care implementează filtrul Kalman este dat în cele ce urmează. În situația în care se optează pentru datele dorite de ieșire ca diferențe între componentele vectorilor de stare estimat și actualizat, atunci se modifică corespunzător ieșirea y din codul filtrului, acesta fiind utilizat în această configurație modificată doar pentru generarea datelor de antrenare.

Codul de filtrare Kalman pentru fuziunea INS/GPS cu determinarea matriceala a atitudinii vehiculului

```
function y = fcn(u)
a = 6378137; b = 6356752.3142; f = (a - b) / a; e = sqrt(f * (2 - f)); deltaT = 0.01;
global x_bar_n;
global P_bar_n;
% Latitudine sda
latitude = u(1);
% Latitudine GPS Igps
latitudeGPS = u(2);
% Lambda sda
longitude = u(3);
% Lambda GPS
longitudeGPS = u(4);
% h SDA
altitude = u(5);
% h GPS
altitudeGPS = u(6);
% rotation angles
% Roll
fi = u(7);
% Pitch
```



```

theta = u(8);
% Yaw
psi = u(9);
% x specific force component (body)
fx = u(10);
% y specific force component (body)
fy = u(11);
% z specific force component (body)
fz = u(12);
% North velocity
Vn = u(13);
% East velocity
Ve = u(14);
% Down velocity
Vd = u(15);
% gravity
g = u(16);
% Prime vertical radius
Rp = a / sqrt(1 - (e * sind(latitude)) ^ 2);
% Meridian radius
Rm = a * (1 - e ^ 2) / (1 - (e * sind(latitude)) ^ 2) ^ 1.5;
Re = 6378137; RM=sqrt(Rm*Rp);
gamma = g * (Re / (Re + altitude) ^ 2);
Cbn = [cosd(theta) * cosd(psi), sind(theta) * sind(fi) * cosd(psi) - sind(psi) * cosd(fi), sind(theta)
* cosd(fi) * cosd(psi) + sind(psi) * sind(fi);...
cosd(theta) * sind(psi), sind(psi) * sind(theta) * sind(fi) + cosd(psi) * cosd(fi), sind(psi) *
sind(theta) * cosd(fi) - cosd(psi) * sind(fi);...
-sind(theta), sind(fi) * cosd(theta), cosd(fi) * cosd(theta)];
% Viteza de rotatie a Pamantului [rad/s]
omegae = 7.5 * 10^-5;
Crr = [0, 0, -Vn / ((Rm + altitude) ^ 2);...
Ve * sind(latitude) / ((Rp + altitude) * (cosd(latitude)) ^ 2), 0, -Ve / ((Rp + altitude) ^ 2 *
cosd(latitude));...
0, 0, 0];
Crv = [1 / (Rm + altitude), 0, 0;...
0, 1 / ((Rp + altitude) * cosd(latitude)), 0;...
0, 0, -1];
Cre = zeros(3, 3);
Cvr = [-2 * Ve * omegae * cosd(latitude) - (Ve ^ 2) / ((Rp + altitude) * cosd(latitude) ^ 2), 0, -Vn *
Vd / ((Rm + altitude) ^ 2) + (Ve ^ 2) * tand(latitude) / ((Rp + altitude) ^ 2);...
-2 * omegae * (Vn * cosd(latitude) - Vd * sind(latitude)) + Ve * Vn / ((Rp + altitude) *
cosd(latitude) ^ 2), 0, -Ve * Vd / ((Rp + altitude) ^ 2) - Vn * Ve * tand(latitude) / ((Rp + altitude) ^
2)];...
2 * Ve * omegae * sind(latitude), 0, (Ve ^ 2) / ((Rp + altitude) ^ 2) + (Vn ^ 2) / ((Rm +
altitude) ^ 2) - 2 * gamma / (Rm + altitude)];
Cvv = [Vd / (Rm + altitude), -2 * omegae * sind(latitude) - 2 * Ve * tand(latitude) / (Rp + altitude),
Vn / (Rm + altitude);...
2 * omegae * sind(latitude) + Ve * tand(latitude) / (Rp + altitude), (Vd + Vn * tand(latitude))
/ (Rp + altitude), 2 * omegae * cosd(latitude) + Ve / (Rp + altitude);...
-2 * Vn / (Rm + altitude), -2 * omegae * cosd(latitude) - 2 * Ve / (Rp + altitude), 0];
% specific force in NED
fn = Cbn * [fx; fy; fz];
Cve = [0 -fn(3) fn(2); fn(3) 0 -fn(1); -fn(2) fn(1) 0];
Cer = [-omegae * sind(latitude), 0, -Ve / ((Rp + altitude) ^ 2);...
0, 0, Vn / ((Rm + altitude) ^ 2);...
-omegae * cosd(latitude) - Ve / ((Rp + altitude) * cosd(latitude) ^ 2), 0, Ve * tand(latitude) /
((Rp + altitude) ^ 2)];
Cev = [0, 1 / (Rp + altitude), 0;...
-1 / (Rm + altitude), 0, 0;...
0, -tand(latitude) / (Rp + altitude), 0];
Cee = [0, -omegae * sind(latitude) - Ve * tand(latitude) / (Rp + altitude), Vn / (Rm + altitude);...
omegae * sind(latitude) + Ve * tand(latitude) / (Rp + altitude), 0, omegae * cosd(latitude) + Ve
/ (Rp + altitude);...
-Vn / (Rm + altitude), -omegae * cosd(latitude) - Ve / (Rp + altitude), 0];
% Dynamics matrix
F = [Crr Crv Cre; Cvr Cvv Cve; Cer Cev Cee]
% Process noise covariance
Q = diag([0.2653^2 0.22^2 0.15268^2 0.11179227504946^2 0.15628340585278^2 0.18460701975699^2]);
% De aici toate sunt discrete
y_n = [(latitude - latitudeGPS) * (pi/180) * (Rm + altitudeGPS);...
(longitude - longitudeGPS) * (pi/180) * (Rp + altitudeGPS) * cosd(latitudeGPS);...
altitude - altitudeGPS]
% Observability covariance matrix
H_n = [[Rm + altitudeGPS, 0, 0; 0, (Rp + altitudeGPS) * cosd(latitudeGPS), 0; 0, 0, 1] zeros(3,3)
zeros(3,3)];
G_n = [zeros(3,3), zeros(3,3); Cbn, zeros(3,3); zeros(3,3), -Cbn];
% State transition matrix
F_n = eye(size(F)) + F * deltaT;
% Process noise covariance
Q_n = F_n * G_n * Q * G_n' * F_n' * deltaT;
% Measurement covariance matrix
R_n = diag([2 2 2]);
% CODUL PENTRU FILTRUL KALMAN
% The Gain equation
K_n = P_bar_n * H_n' * (R_n + H_n * P_bar_n * H_n') ^ -1;

```

```

% Measurements Update Equations
x_hat_n = x_bar_n + K_n * (y_n - H_n * x_bar_n);
P_hat_n = P_bar_n - K_n * H_n * P_bar_n
% Time Propagate Equations
x_bar_n_plus_1 = F_n * x_hat_n;
P_bar_n_plus_1 = F_n * P_hat_n * F_n' + Q_n;
% Se salveaza variabilele pentru iteratia urmatoare
x_bar_n = x_bar_n_plus_1;
P_bar_n = P_bar_n_plus_1;
% Se stabileste iesirea
y = x_bar_n_plus_1;

```

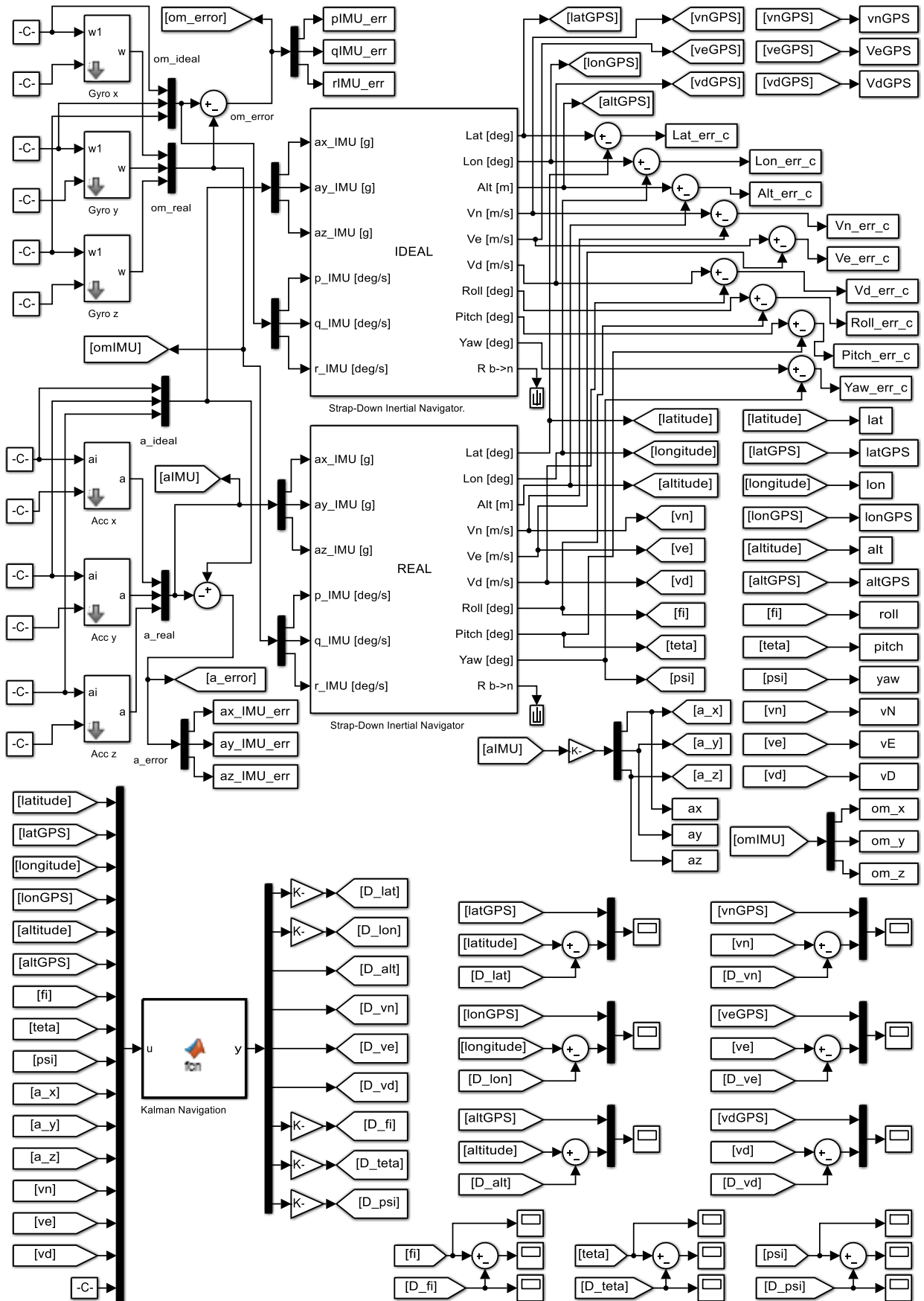


Fig. 21 Modelul software utilizat pentru generarea datelor de antrenare

Din punct de vedere structural, procesul de antrenare poate fi organizat ca in Fig. 22; pachetul de date de antrenare avand zece intrari (sase cai de la senzorii inertiali, trei unghiuri de atitudine si timpul de cadere a semnalului GPS) si sase iesiri (sase diferente intre componentele de pozitionare si viteza din solutiile de navigatie ale INS si GPS). Pe de alta parte, in situatia in care se produce pierderea semnalului GPS sistemele de inferenta fuzzy antrenate ajuta filtrul Kalman conform diagramei din Fig. 23.

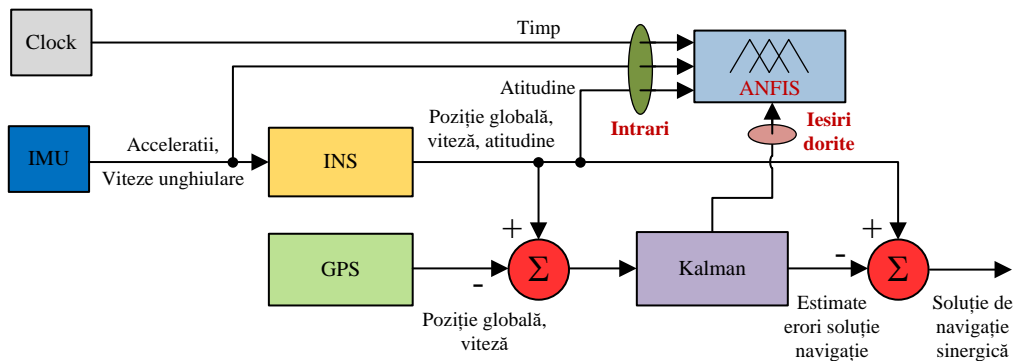


Fig. 22 Schema structurala a procesului de antrenare a FIS-ului

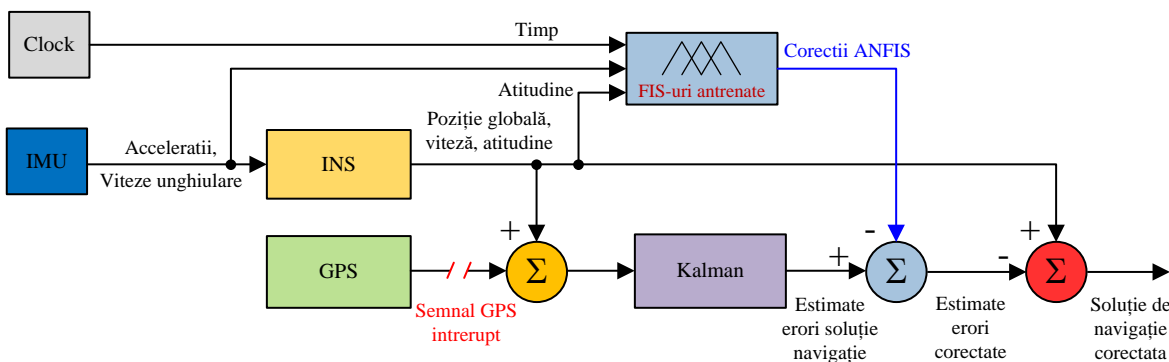


Fig. 23 Schema structurala a procesului de predicție cu FIS-ul antrenat

Cele sase sisteme FIS au pe intrari cele zece variabile stocate, iar la iesire fiecare dintre ele ofera corectii pe cate unul din urmatoarele canale: latitudine, longitudine, altitudine, viteza in directia nord, viteza in directia est, viteza verticala de coborare.

In cele ce urmeaza se exemplifica generarea structurilor FIS, antrenarea si evaluarea acestora pentru un set de date cu peste 1500 de esantioane in fiecare canal. Structura de antrenare a FIS-urilor poate fi organizata ca in Fig. 24. Pentru fiecare din cele sase FIS-uri sunt date in continuare bazele de reguli obtinute dupa antrenare (cu noile functii de apartenenta), evolutiile erorii de antrenare pentru primele 50 de epoci si pentru 250 de epoci, si deviatiile intre datele de antrenare si cele furnizate de catre modelul FIS antrenat pentru 250 de epoci.

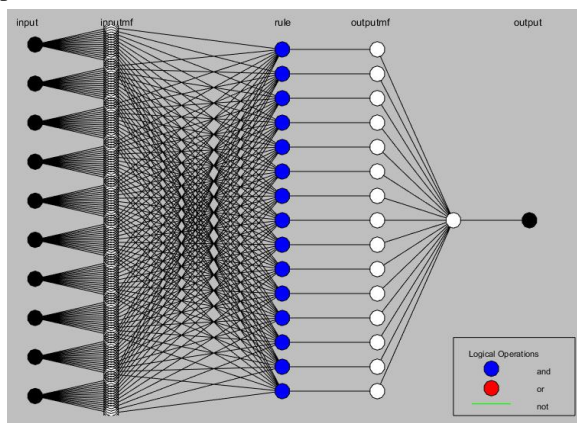


Fig. 24 Structura de antrenare a FIS-urilor

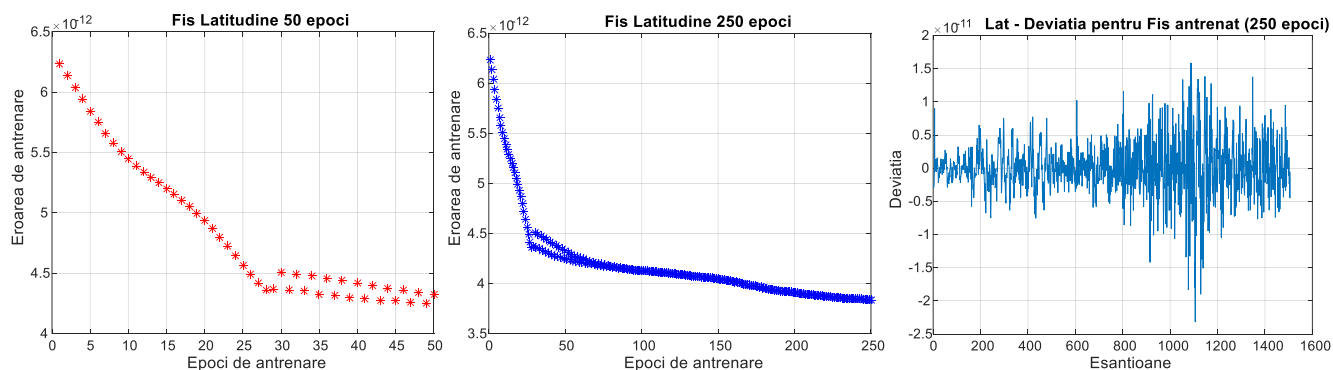


Fig. 25 Rezultatele antrenării și evaluării FIS-ului pentru canalul de latitudine

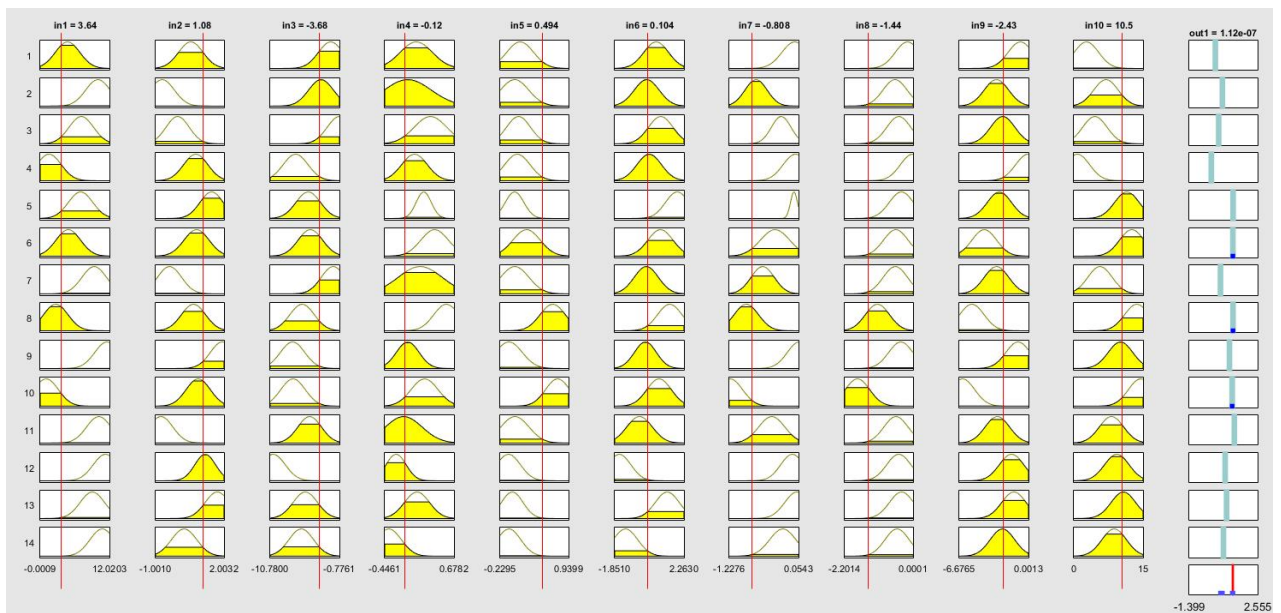


Fig. 26 Regulele dupa antrenarea FIS-ului din canalul de latitudine

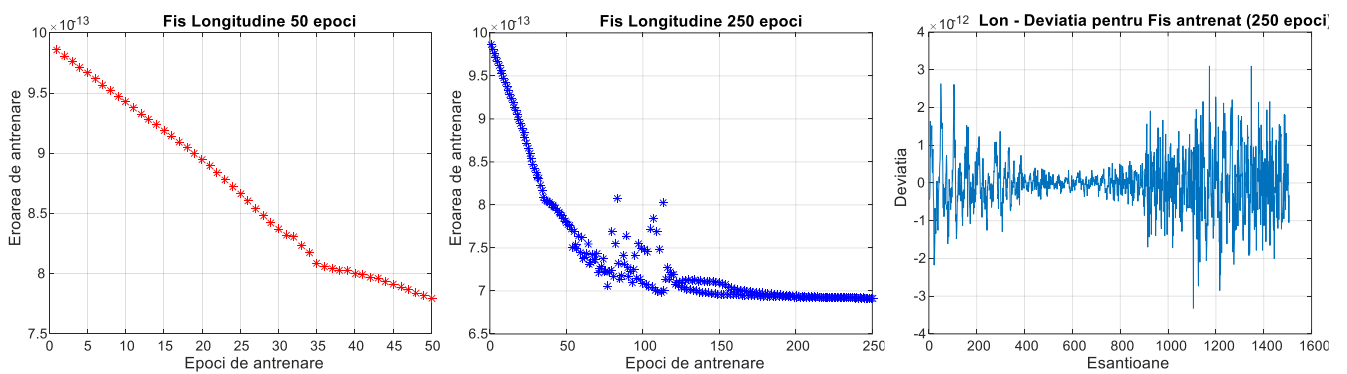


Fig. 27 Rezultatele antrenarii si evaluarii FIS-ului pentru canalul de longitudine

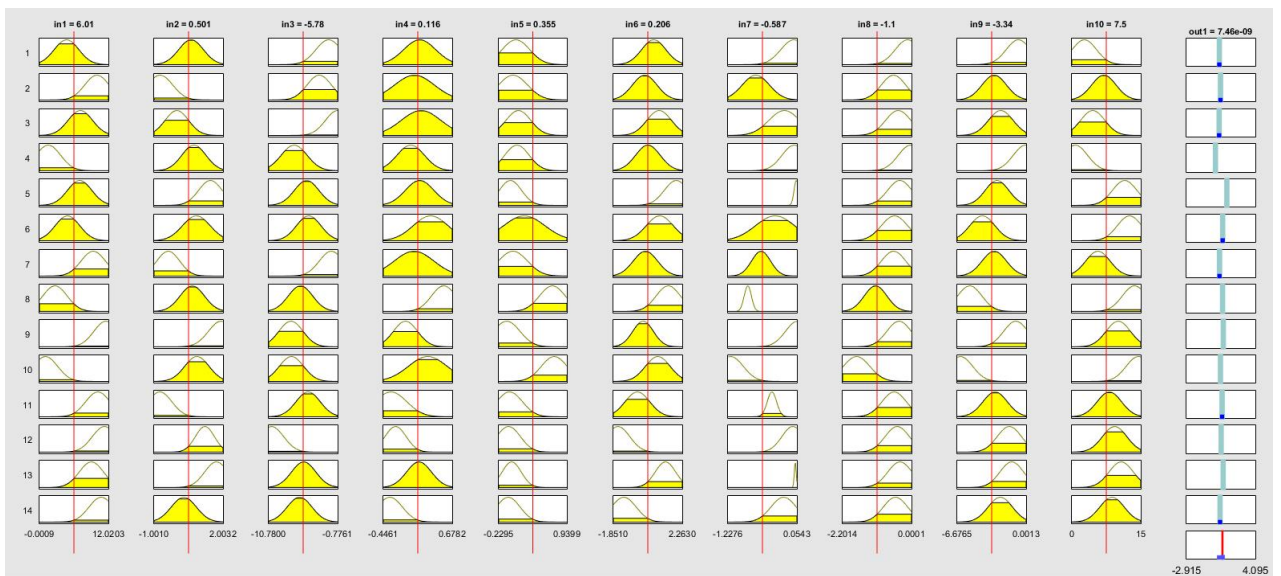


Fig. 28 Regulele dupa antrenarea FIS-ului din canalul de latitudine

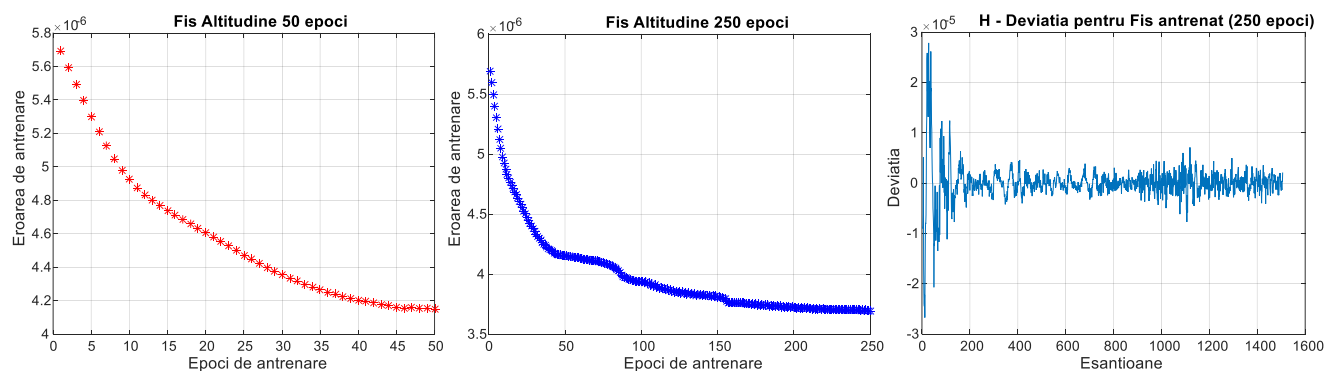


Fig. 29 Rezultatele antrenarii si evaluarii FIS-ului pentru canalul de altitudine

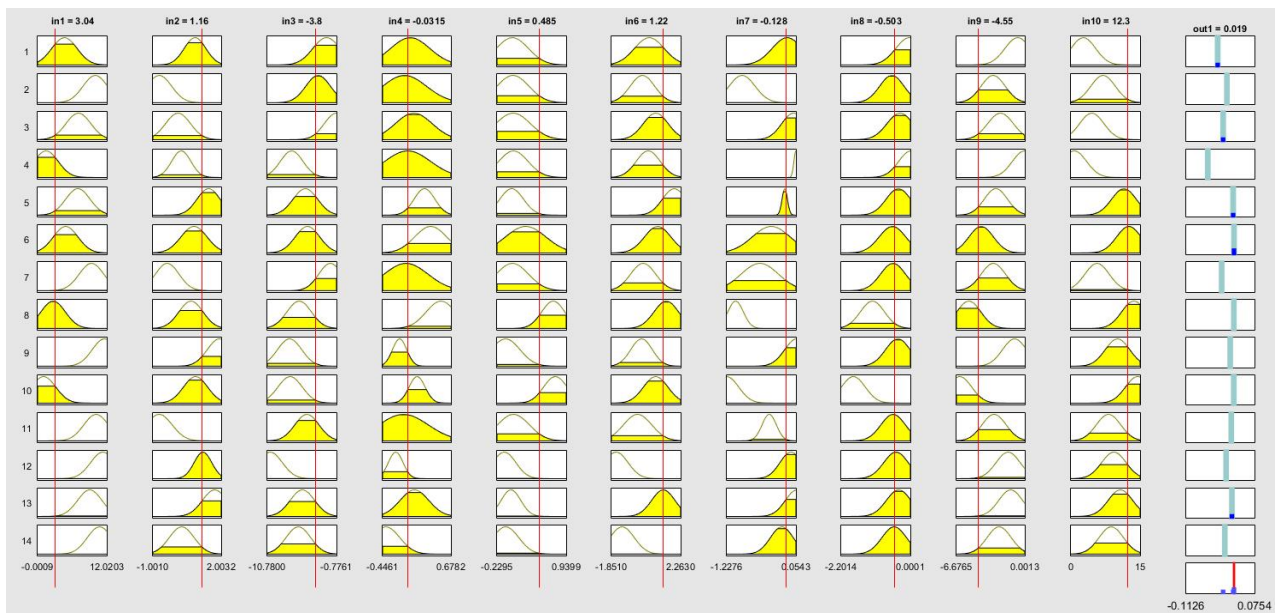


Fig. 30 Regurile dupa antrenarea FIS-ului din canalul de altitudine

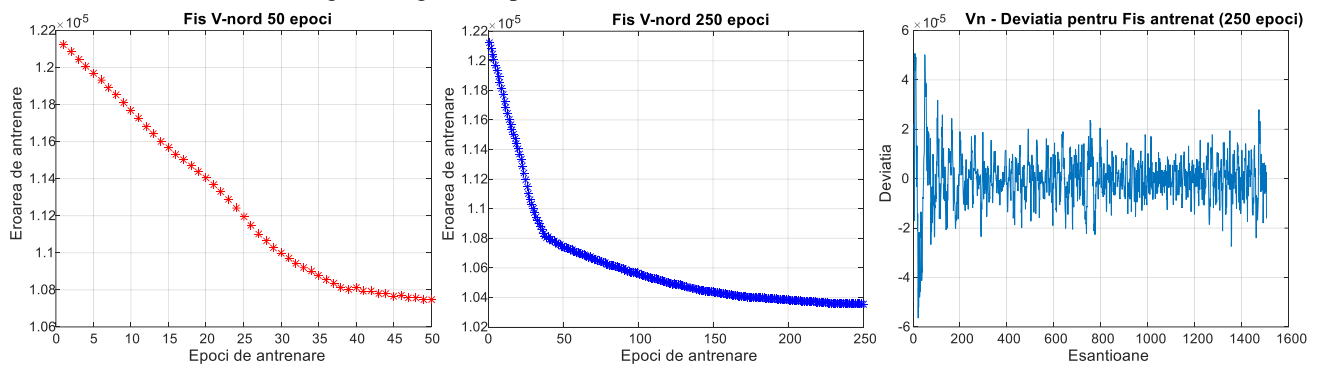


Fig. 31 Rezultatele antrenarii si evaluarii FIS-ului pentru canalul de viteza in directia nord

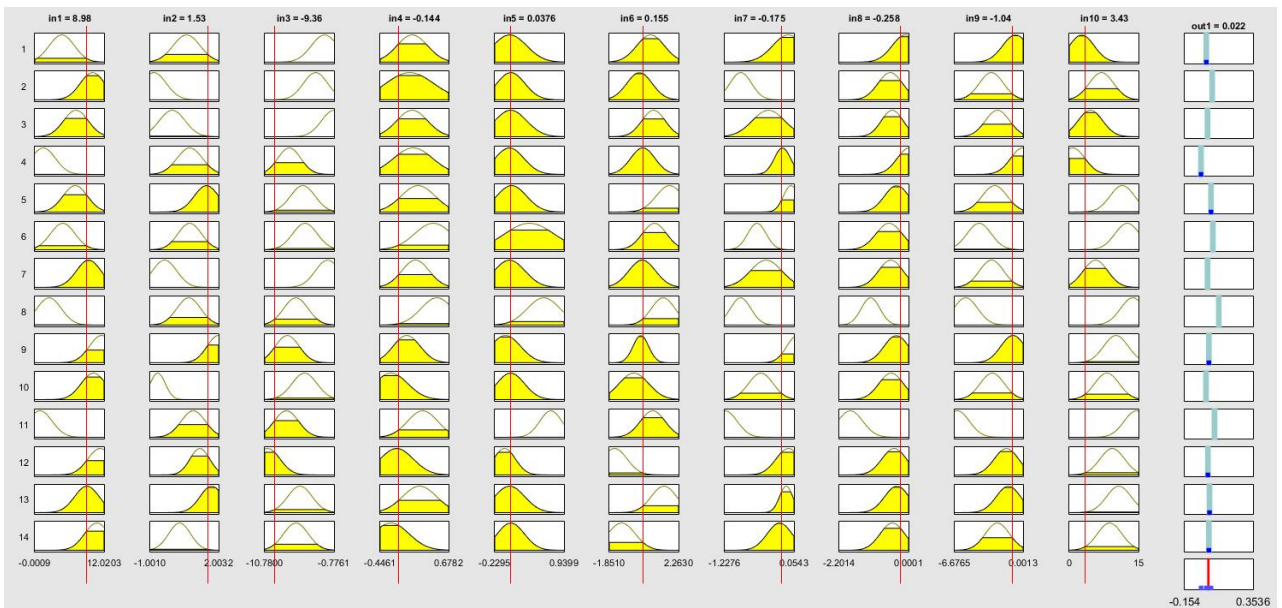


Fig. 32 Regurile dupa antrenarea FIS-ului din canalul de viteza in directia nord

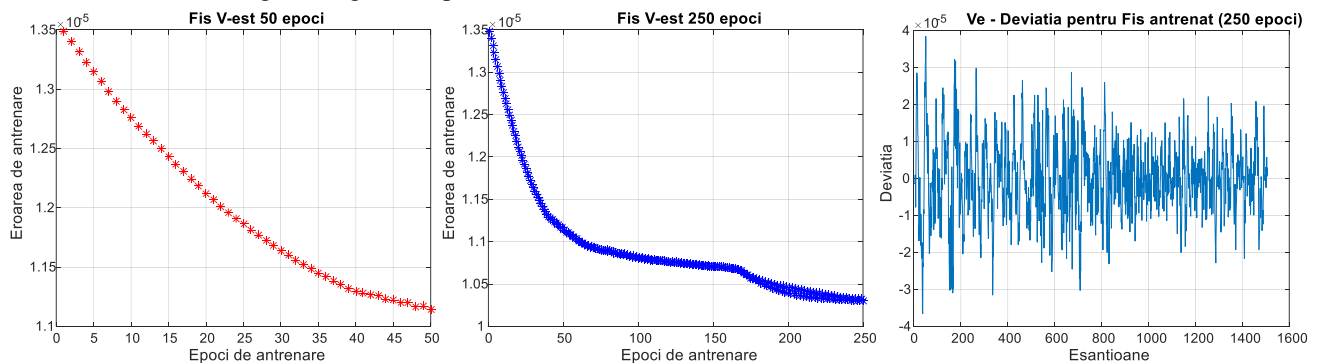


Fig. 33 Rezultatele antrenarii si evaluarii FIS-ului pentru canalul de viteza in directia est

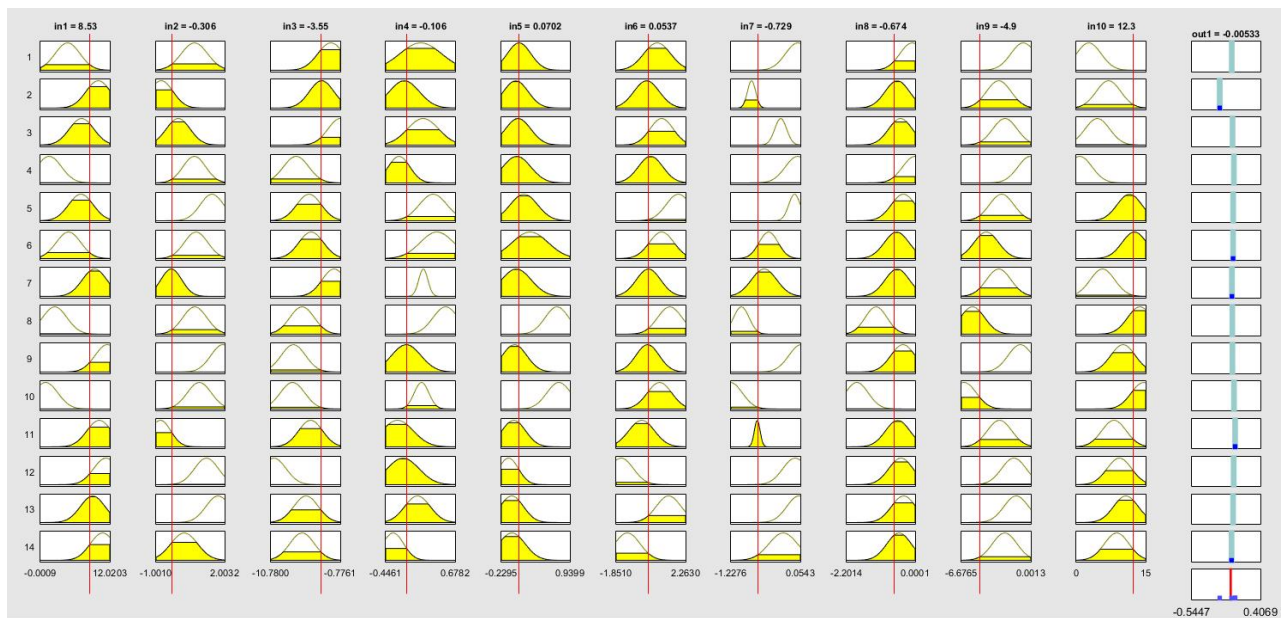


Fig. 34 Regurile dupa antrenarea FIS-ului din canalul de viteza in directia est

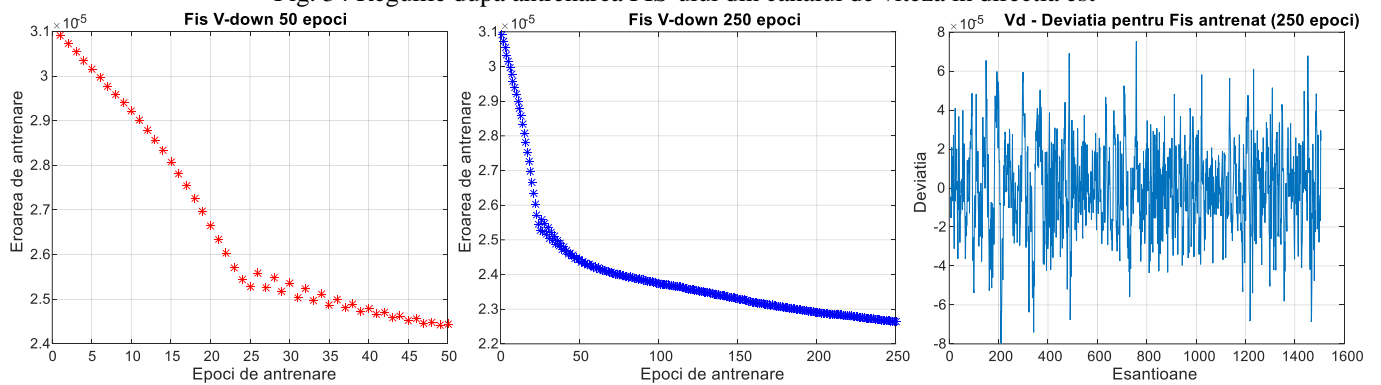


Fig. 35 Rezultatele antrenarii si evaluarii FIS-ului pentru canalul de viteza verticala de coborare

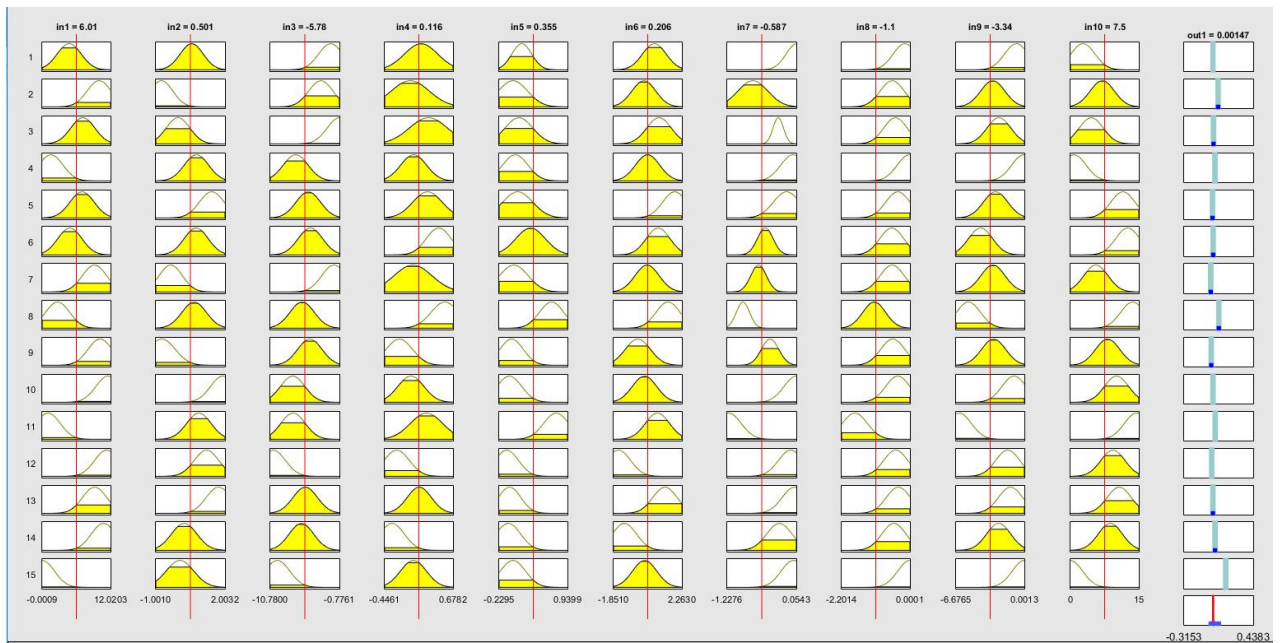


Fig. 36 Regurile dupa antrenarea FIS-ului din canalul de viteza verticala de coborare

Tabelul 1 furnizeaza valorile numerice ale deviatiiilor absolute medii intre date si modelele FIS, asociate componentelor de pozitie globala si viteza.

Tabelul 1. Deviatiiile absolute medii intre date si modelele FIS, asociate componentelor de pozitie globala si viteza

FIS-ul/Deviatiile	Latitudine [grade]	Longitudine [grade]	Altitudine [m]	Viteza Nord [m/s]	Viteza Est [m/s]	Viteza Down [m/s]
Antrenat 50 de epoci	3.0781e-12	5.4617e-13	2.2707e-06	7.7148e-06	8.4674e-06	1.9193e-05
Antrenat 250 de epoci	2.7352e-12	4.7776e-13	1.9716e-06	7.3481e-06	7.9386e-06	1.7818e-05

Avand in vedere realizarea totala a activitatilor A 2.1 si A 2.2, punctele atinse in cadrul acestora, actiunile intreprinse si rezultatele obtinute, consideram ca Obiectivul 2 al acestei etape a proiectului a fost indeplinit in totalitate.

Obiectivul 3:

Activitatea 3.1.: Proiectare structurala algoritm inteligent de fuziune a datelor bazat pe un sistem de inferenta neuro-fuzzy adaptiv pentru predictia datelor pierdute in citirile sistemului GPS, la pozitionarea globala inertiala quaternionica - implementari software si verificare functionalitate.

si

Activitatea 3.2.: Proiectare structurala algoritm inteligent de fuziune a datelor bazat pe un sistem de inferenta neuro-fuzzy adaptiv pentru predictia datelor pierdute in citirile sistemului GPS, la pozitionarea globala inertiala matriceala - implementari software si verificare functionalitate.

Cele doua activitati au fost prevazute pentru a duce la indeplinire al treilea obiectiv al etapei, vizand elaborarea unor algoritmi neuro-fuzzy pentru predictia datelor pierdute in citirile sistemului GPS datorita cadentei de achizitionare semnificativ diferita fata de cea a INS; un impediment important in fuzionarea datelor de la cele doua sisteme este reprezentat de faptul ca acestea ofera date cu cadenta diferita (GPS-ul este un sistem de cadenta joasa, in timp ce INS-ul este un sistem de cadenta ridicata). Fig. 37 prezinta un exemplu de achizitionare a datelor de la cele doua sisteme, GPS-ul avand o cadenta de 10 esantioane/s, iar INS-ul o cadenta de 100 esantioane/s.

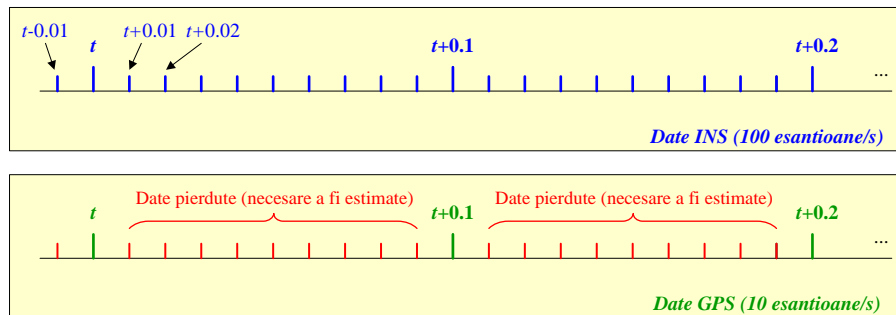


Fig. 37 Exemplu de achizitionare a datelor de la sistemele INS si GPS

Algoritmii elaborati au fost antrenati si utilizati in doua situatii diferite, atunci cand estimarea atitudinii vehiculului se bazeaza pe parametrizare matriceala sau quaternionica. Ca si in cazul Obiectivului al doilea al etapei, in acest stadiu s-a dorit proiectarea structurala a algoritmilor si demonstrarea functionalitatii acestui mecanism la nivel de simulare numerica, urmand ca in etapa a III-a a proiectului algoritmi sa fie tunati si utilizati cu date experimentale, achizitionate de la platforme de detectie echipate cu receptori GPS si unitati de detectie inertiala (IMU).

Structura unui sistem integrat de navigatie INS/GPS care utilizeaza un astfel de algoritm este prezentata in Fig. 38. Practic, algoritmul neuro-fuzzy este un extrapolator pentru datele receptionate de la sistemul GPS, dar, al carui mecanism de formare si antrenare, utilizeaza in prima faza date de la sistemul INS, care, dupa initializare, pe termen scurt, nu-si degradeaza semnificativ performantele solutiei de navigatie sub influenta erorilor senzorialor din unitatea inertiala de detectie. Odata startat algoritmul acesta functioneaza in configuratia antrenata, estimand esantioanele lipsa din semnalul GPS pentru timpii sincronizati cu cei ai INS pana in punctul in care sunt primite din nou date GPS. Pe baza informatiei curente valide GPS si a citirilor GPS anterioare algoritmul este reantrenat, urmand sa lucreze in noua configuratie pana la o noua citire GPS, cand este din nou actualizat.

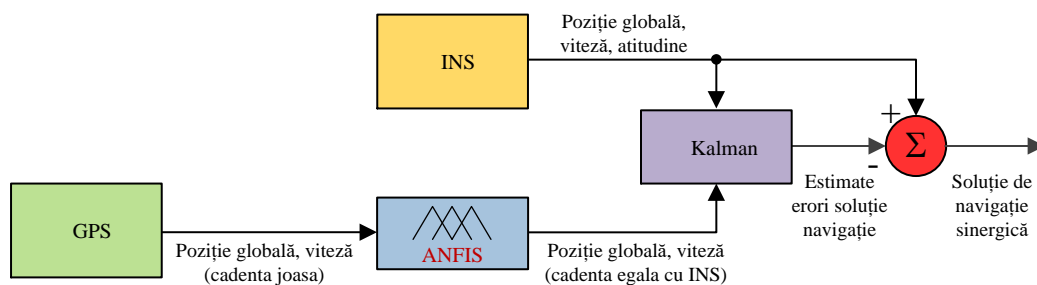


Fig. 38 Structura unui sistem integrat de navigatie INS/GPS cu extrapolator neuro-fuzzy

Pentru a compensa lipsa datelor GPS in simularea numerica, date care in mod normal trebuie achizitionate experimental impreuna cu cele din unitatea inertiala de detectie, s-a considerat ca datele GPS sunt datele de pozitie si de viteza furnizate de un bloc INS „IDEAL” (ca cel din Fig. 39), dar luate cu cadenta mai mica; in simulari s-a considerat o cadenta de 100 esantioane/s pentru INS si de 10 ori mai mica, 10 esantioane/s, pentru GPS. Practic, datele complete furnizate de blocul INS „IDEAL” au fost considerate pentru generarea unor curbe de referinta (trei pentru pozitionarea globala si trei pentru componentele vitezei in NED) construite pentru cadenta de 100 esantioane/s, din acestea extragandu-se din 100 ms in 100 ms esantioane considerate ca fiind date valide GPS. Evaluarea algoritmilor de extrapolare se face comparand curbele de pozitionare si de viteza, construite plecand de la datele estimate, cu curbele de referinta.

Pentru fiecare canal din cele sase (latitudine, longitudine, altitudine, viteza in directia nord, viteza in directia est si viteza verticala de coborare) a rezultat un sistem de inferenta fuzzy, care a fost antrenat si utilizat pentru estimarea datelor GPS pierdute, necesare in fuziunea INS/GPS. Pentru fiecare din cele sase canale structura modelului FIS antrenat a rezultat de forma din Fig. 40.

Se observa ca algoritmul a utilizat un FIS cu cinci intrari si o iesire. Primele doua intrari sunt reprezentate de esantionul achizitionat cu un pas de calcul inainte $E(t-0.01)$ si de esantionul achizitionat la momentul curent $E(t)$. Deoarece sistemul GPS furnizeaza date doar din 100ms in 100ms, esantionul curent va fi cel care provine de la el $E(t)=E_{GPS}(t)$, in timp ce, pentru initializarea algoritmului esantionul anterior se considera a fi furnizat de catre INS, $E(t-0.01)=E_{INS}(t-0.01)$. Urmatoarele trei intrari sunt reprezentate de catre momentele de timp asociate esantioanelor de semnal anterior, curent si de estimat: $t-0.01$, t ,

$t+0.01$. Iesirea este reprezentata de catre esantionul de estimat corespunzator momentului de timp $t+0.01$: $E(t+0.01)=\text{estimat}(t+0.01)$. La pasul urmator pe prima intrare se va aplica esantionul $E(t)=E_{\text{GPS}}(t)$, pe a doua intrare esantionul $E(t+0.01)=\text{estimat}(t+0.01)$, pe a treia intrare timpul t , pe a patra intrare timpul $t+0.01$ si pe a cincea intrare timpul $t+0.02$, corespunzator noului esantion de estimat. Iesirea FIS-ului va fi esantionul estimat la momentul de timp $E(t+0.01)=\text{estimat}(t+0.02)$. Procedura se repeta pana cand sistemul GPS furnizeaza urmatoarea citire, corespunzatoare momentului de timp $t+0.1$: $E(t+0.1)=E_{\text{GPS}}(t+0.1)$. In acest punct se face o actualizare a sistemului FIS, acesta fiind antrenat din nou pe baza ultimelor trei esantioane furnizate de catre GPS si a momentelor de timp asociate acestora: 1) $E(t-0.1)=E_{\text{GPS}}(t-0.1)$, 2) $E(t)=E_{\text{GPS}}(t)$, 3) $(t-0.1)$, 4) t , 5) $(t+0.1)$ (cele cinci intrari) si $E(t+0.1)=E_{\text{GPS}}(t+0.1)$ (iesirea dorita). Din acest punct algoritmul se continua cu noul FIS pana la urmatoarea citire GPS la care se face o noua actualizare a FIS-ului. Antrenarea initiala a sistemului de inferenta fuzzy din fiecare canal utilizeaza date de la sistemul INS, care, dupa initializare, pe termen scurt, nu-si degradeaza semnificativ performantele solutiei de navigatie sub influenta erorilor senzorialor din unitatea inertiala de detectie.

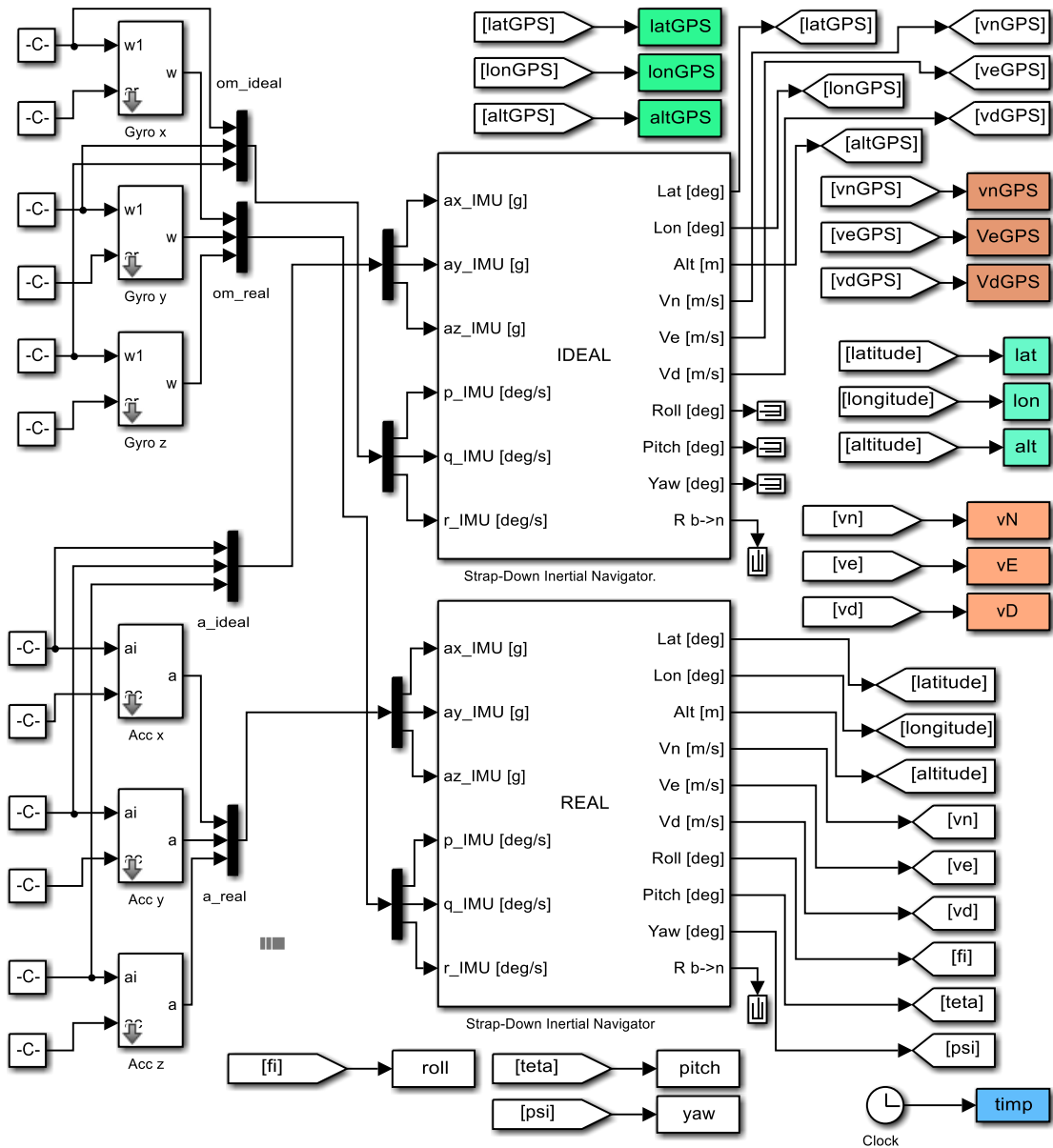


Fig. 39 Modelul software utilizat pentru generarea datelor de antrenare

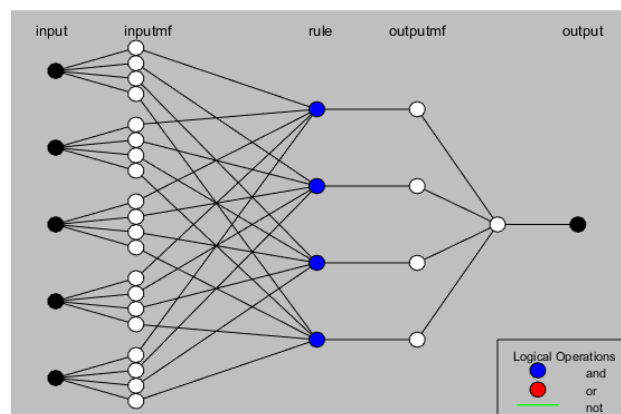


Fig. 40 Structura de FIS-urilor adaptive

Din punct de vedere structural, procesul de antrenare initiala poate fi organizat ca in Fig. 41, fiecare din cele sase FIS-uri primind date de la INS de pe canalul propriu din solutia de navigatie, sincronizate cu date de timp furnizate de ceasul de navigatie. In configuratia de predictie, insotita de actualizare din 0.1s in 0.1s a FIS-urilor componente, schema structurala a navigatorului INS/GPS cu sistem neuro-fuzzy de estimare a datelor lipsa din semnalul GPS datorita cadentei joase este organizata ca in Fig. 38.

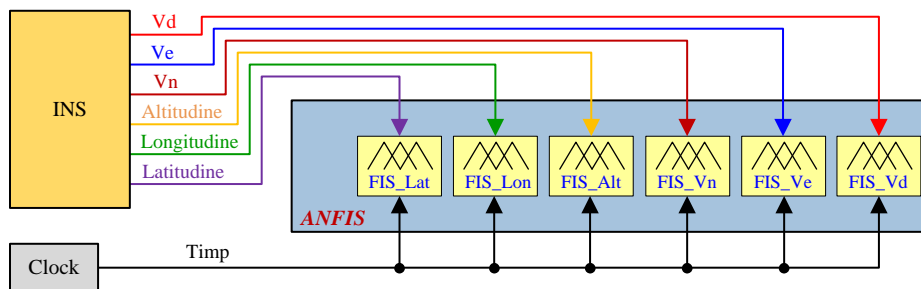


Fig. 41 Schema structurala a procesului de antrenare initiala a FIS-ului

In cele ce urmeaza se exemplifica utilizarea algoritmului de extrapolare neuro-fuzzy pentru un navigator INS/GPS cu determinarea matriceala a atitudinii (Fig. 39), generarea structurilor FIS, antrenarea si evaluarea acestora facandu-se pentru un set de date cu peste 18000 de esantioane in fiecare canal (timpul de navigatie de 3 min). FIS-urile initiale au fost antrenate pentru primele 20 de esantioane din fiecare canal de pozitie si viteza, prima actualizare a acestora facandu-se la momentul $t=0.3s$. Pentru fiecare din cele sase canale sunt date in continuare bazele de reguli obtinute pentru FIS-urile initiale si evaluarea rezultatelor comparativ cu curbele de referinta construite cu iesirile blocului INS IDEAL pentru cadenta de 100 de esantioane/s. Semnalul GPS a fost considerat cu o cadenta de 10 esantioane/s in timp ce datele INS (iesirile INS REAL) au fost furnizate cu o cadenta de 100 de esantioane/s. In exemplul de fata antrenarea FIS-urilor initiale a fost realizata pentru 10 epoci. Pentru vizualizarea mai buna a modului in care semnalele estimate urmaresc semnalele de referinta s-au realizat catre trei grafice in zoom pentru caracteristicile generale ale fiecaruia din cele sase canale de detectie. Cele trei grafice in zoom sunt din partea de inceput a curbelor, din partea de mijloc si din partea finala a acestora.

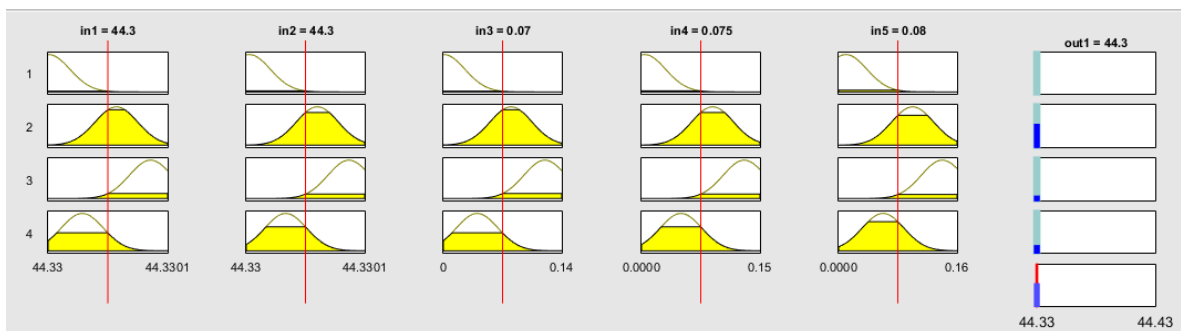


Fig. 42 Regulile FIS-ului initial din canalul de Latitudine (atitudine matriceala)

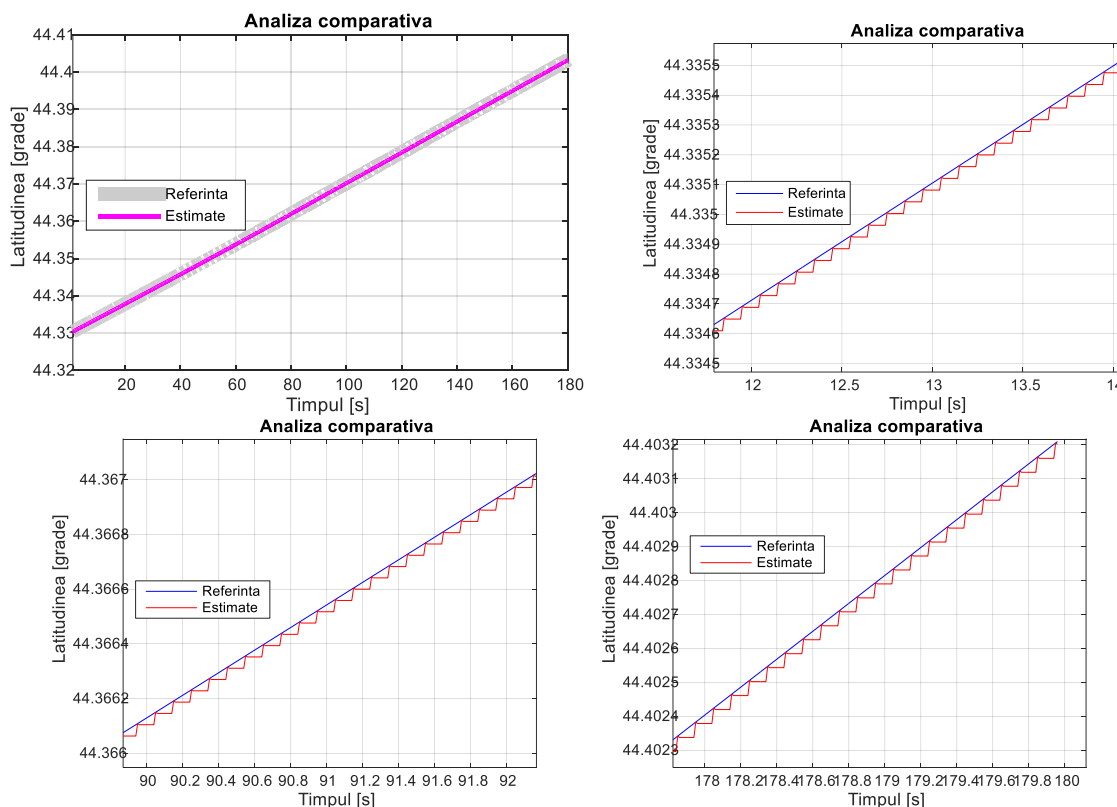


Fig. 43 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de Latitudine (atitudine matriceala)

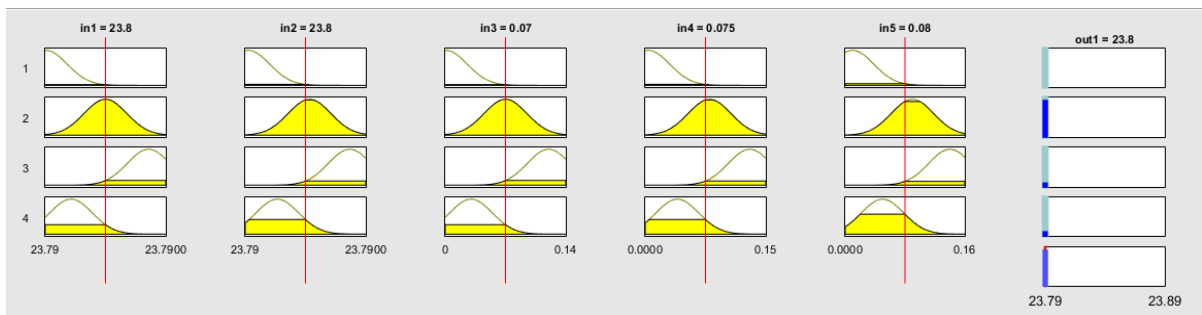


Fig. 44 Regulile FIS-ului initial din canalul de Longitudine (atitudine matriceala)

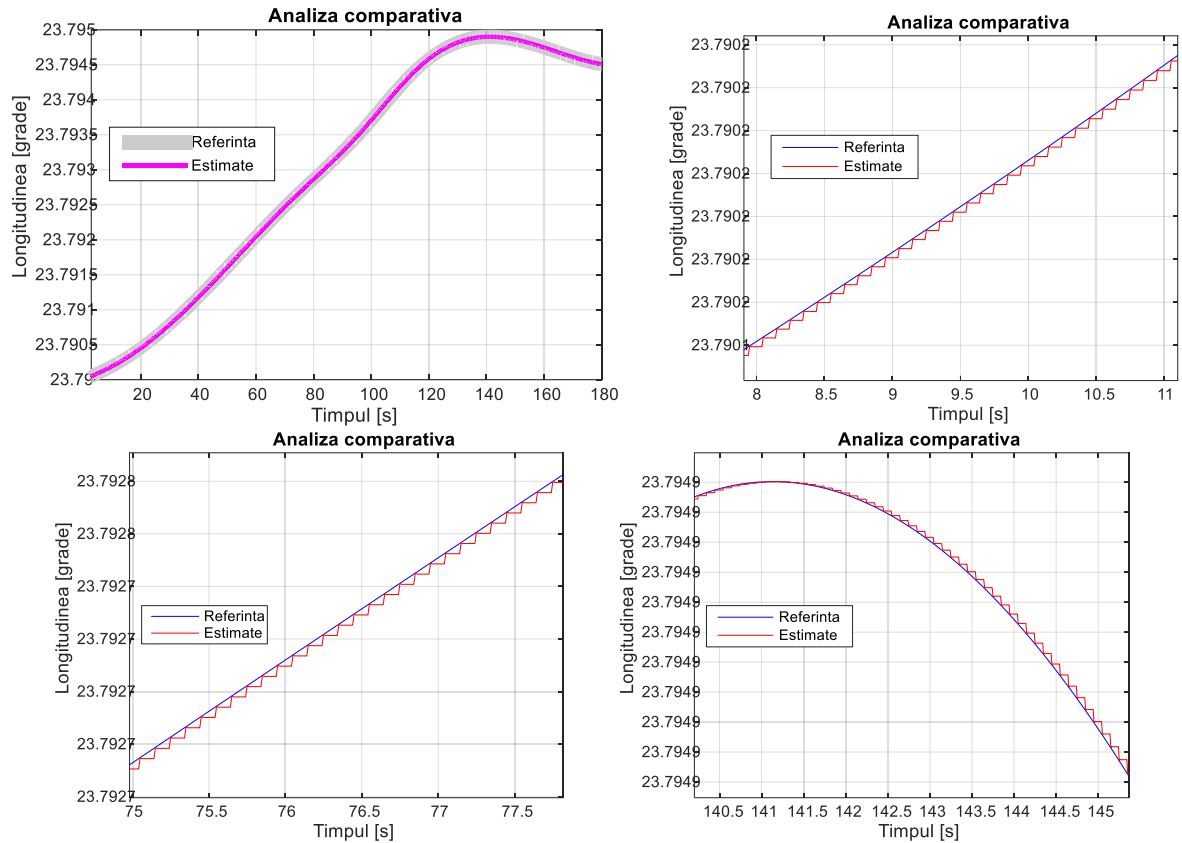


Fig. 45 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de Longitudine (atitudine matriceala)

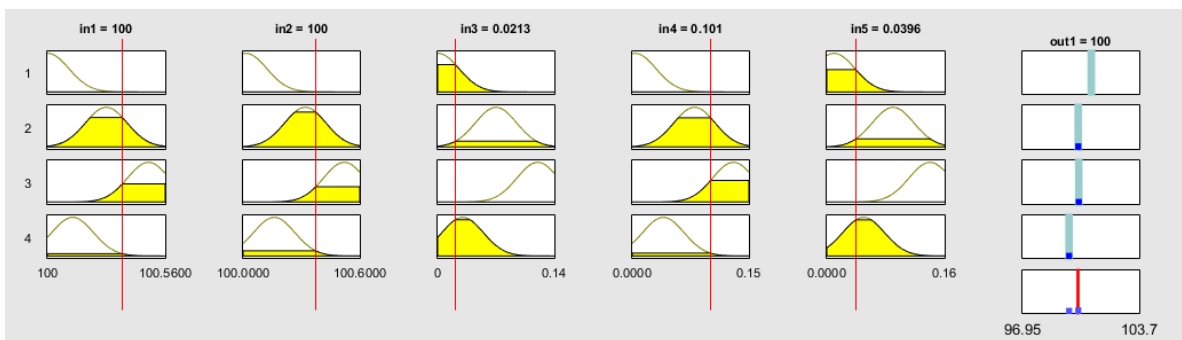
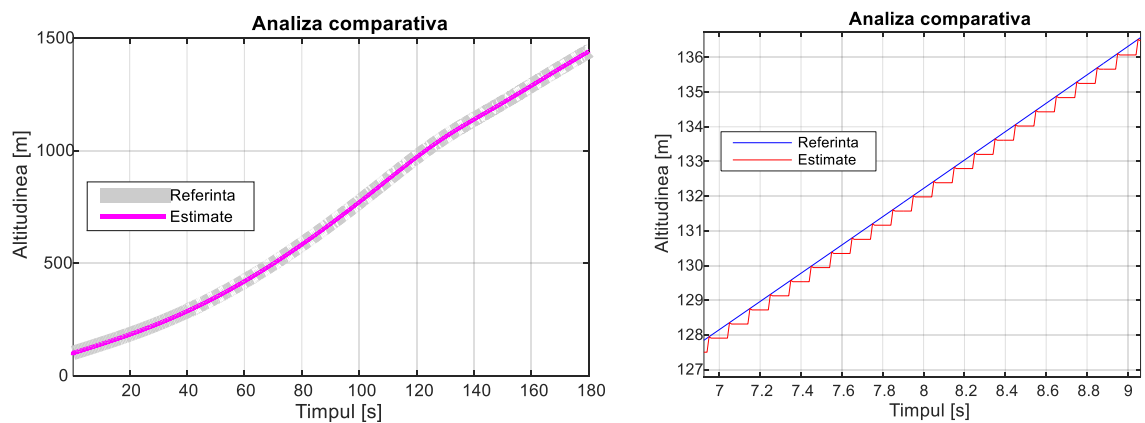


Fig. 46 Regulile FIS-ului initial din canalul de Altitudine (atitudine matriceala)



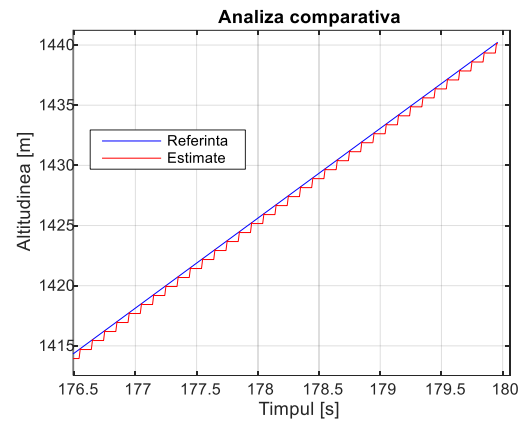
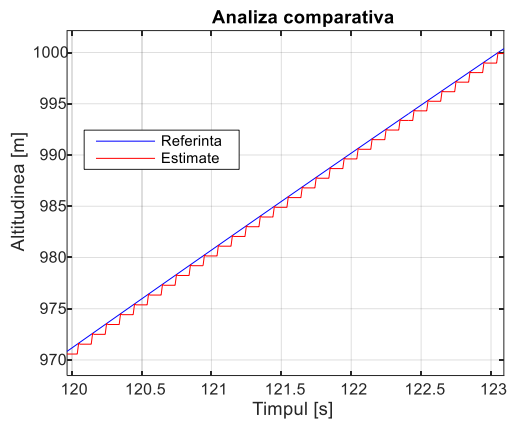


Fig. 47 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de Altitudine (atitudine matriceala)

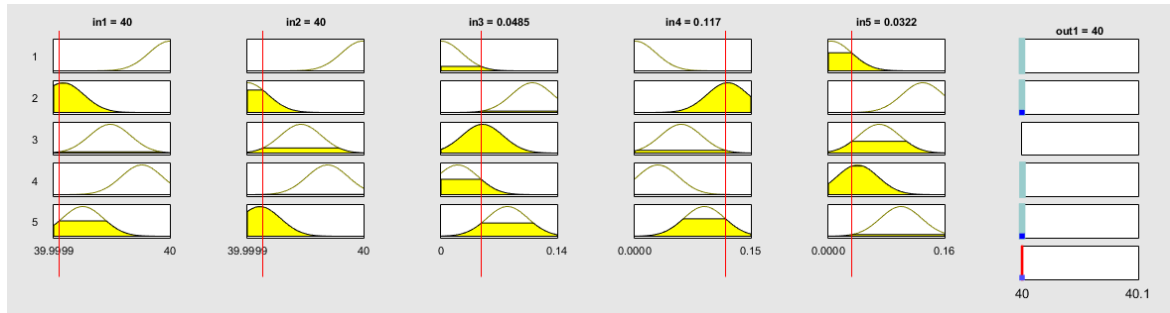


Fig. 48 Regulile FIS-ului initial din canalul de viteza in directia Nord (atitudine matriceala)

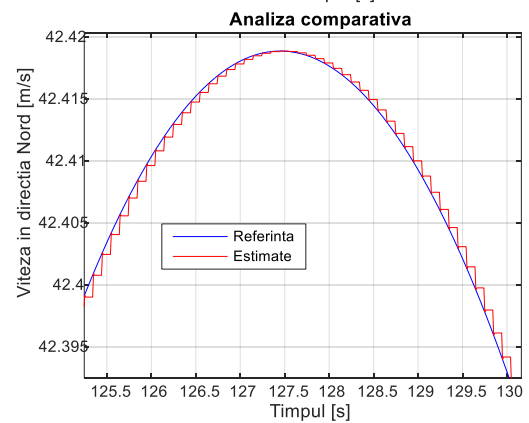
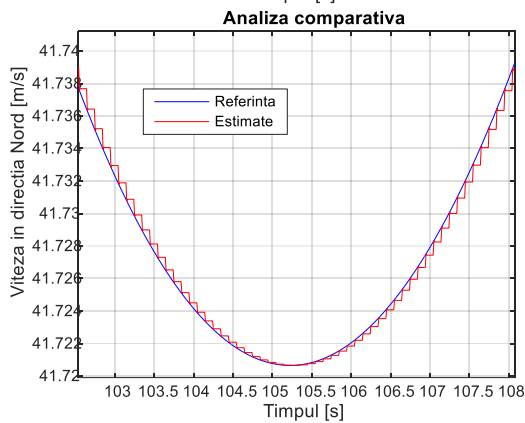
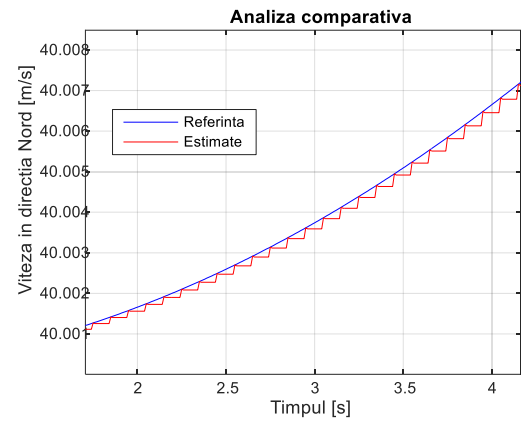
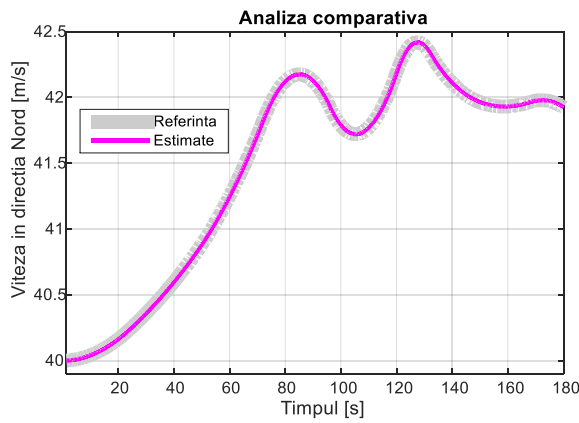


Fig. 49 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de viteza in directia Nord (atitudine matriceala)

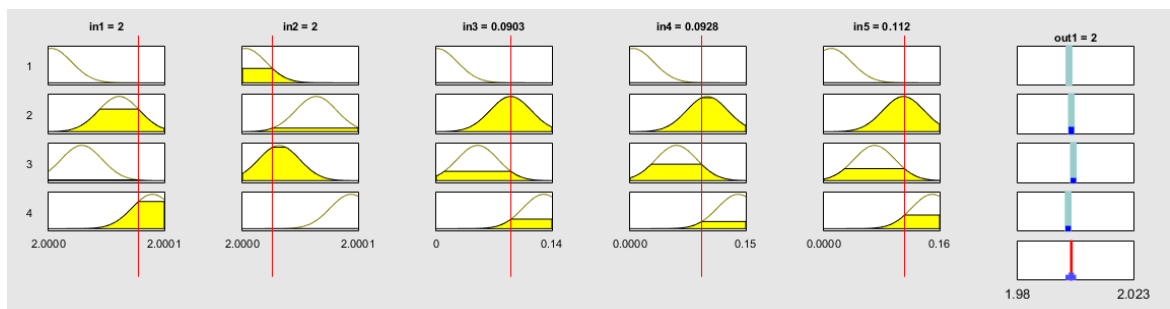


Fig. 50 Regulile FIS-ului initial din canalul de viteza in directia Est (atitudine matriceala)

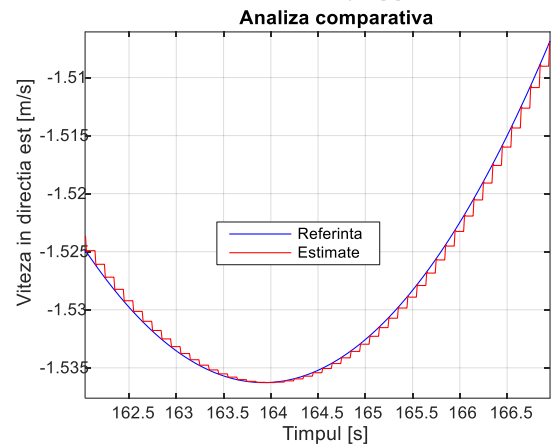
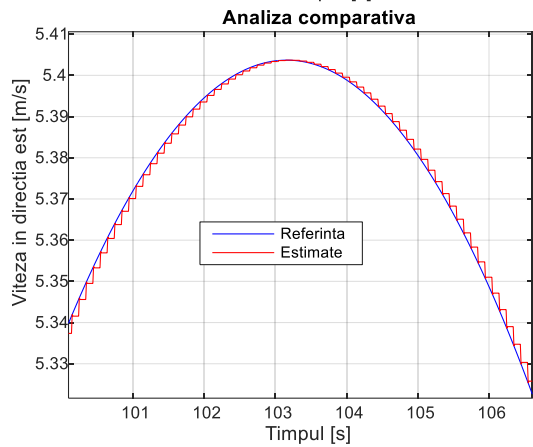
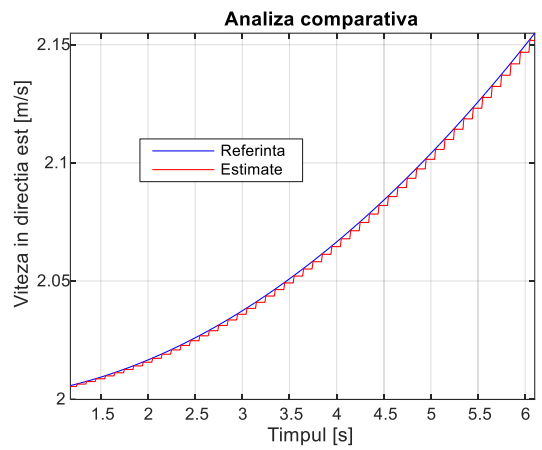
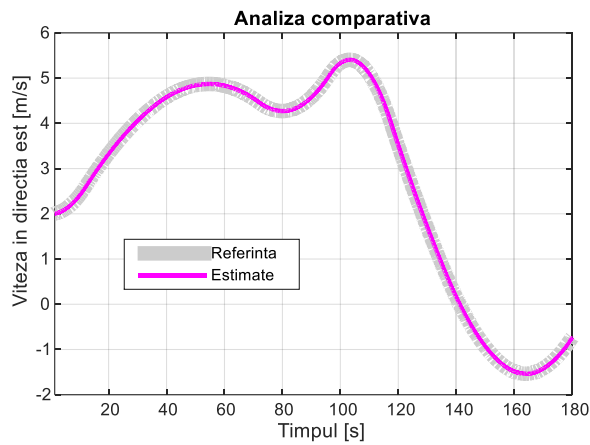


Fig. 51 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de viteza in directia Est (atitudine matriceala)

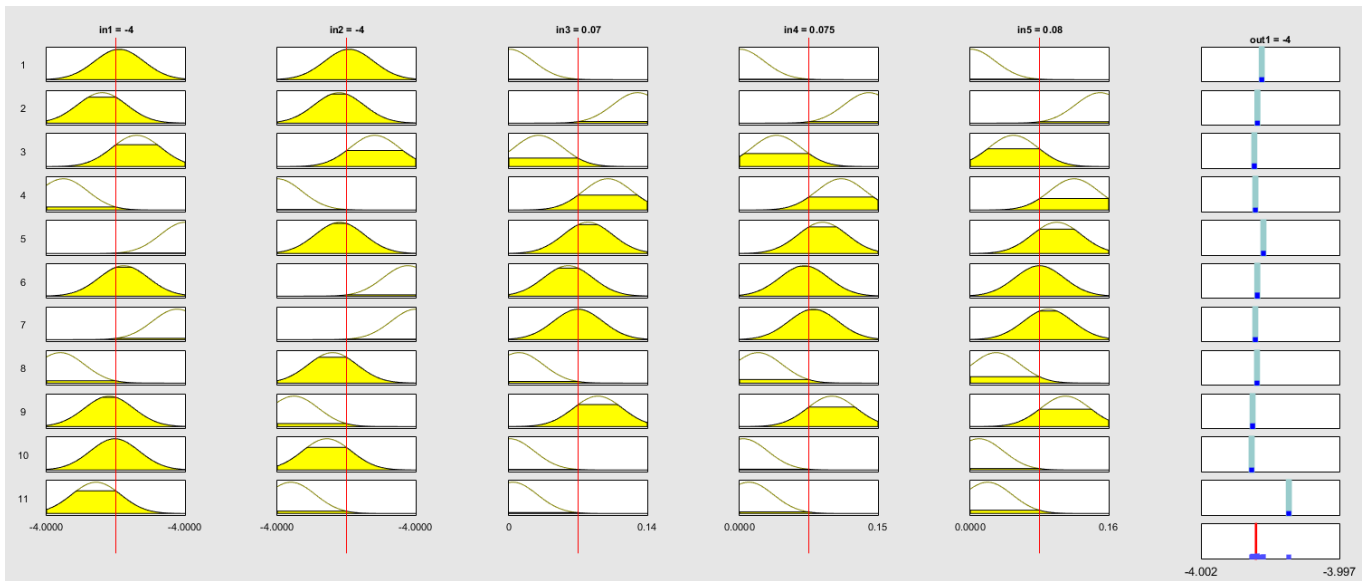
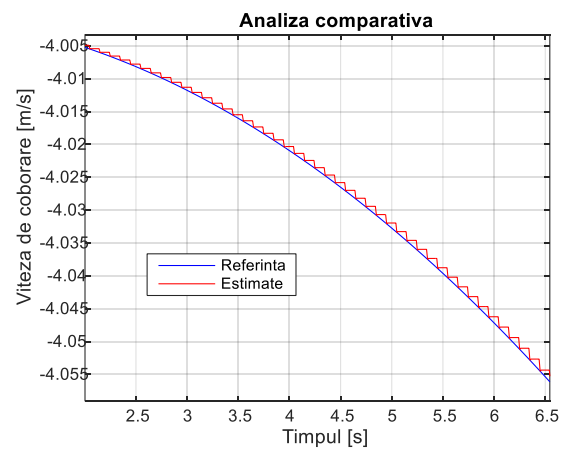
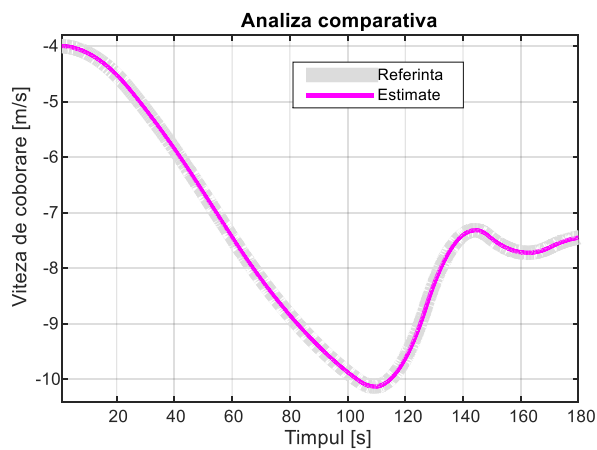


Fig. 52 Regulile FIS-ului initial din canalul de viteza de coborare (atitudine matriceala)



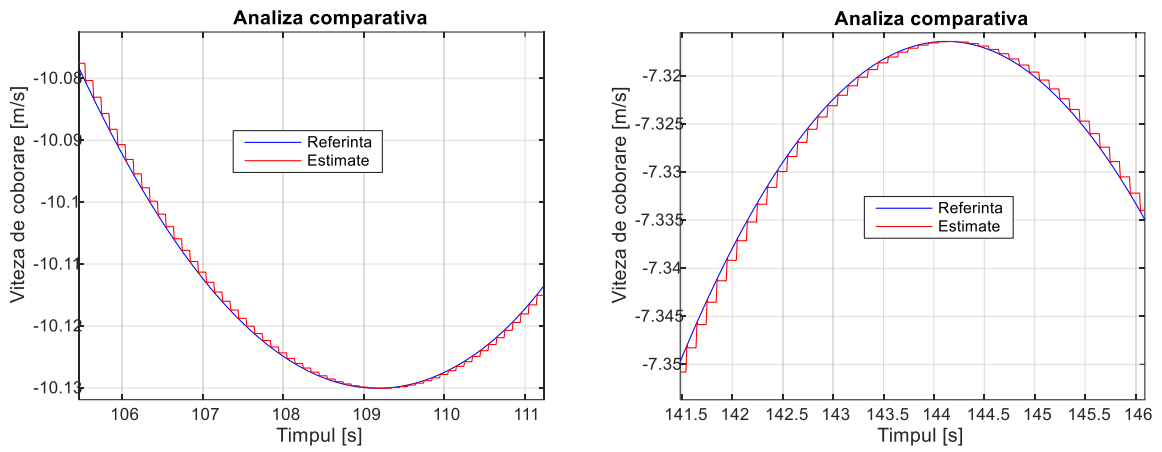


Fig. 53 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de viteza de coborare (atitudine matriceala)

In situatia utilizarii configuratiei quaternionice pentru determinarea atitudinii, pentru un set de date de 180 s cele sase FIS-uri initiale au rezultat cu seturile de reguli date in figurile urmatoare. De asemenea, in figurile urmatoare este ilustrata evaluarea rezultatelor comparativ cu curbele de referinta construite cu iesirile blocului INS IDEAL pentru cadenta de 100 de esantioane/s. Semnalul GPS a fost considerat cu o cadenta de 10 esantioane/s in timp ce datele INS (iesirile INS REAL) au fost furnizate cu o cadenta de 100 de esantioane/s. Similar cu situatia expusa anterior, pentru vizualizarea mai buna a modului in care semnalele estimate urmaresc semnalele de referinta s-au realizat catre trei grafice in zoom pentru caracteristicile generale ale fiecaruia din cele sase canale de detectie.

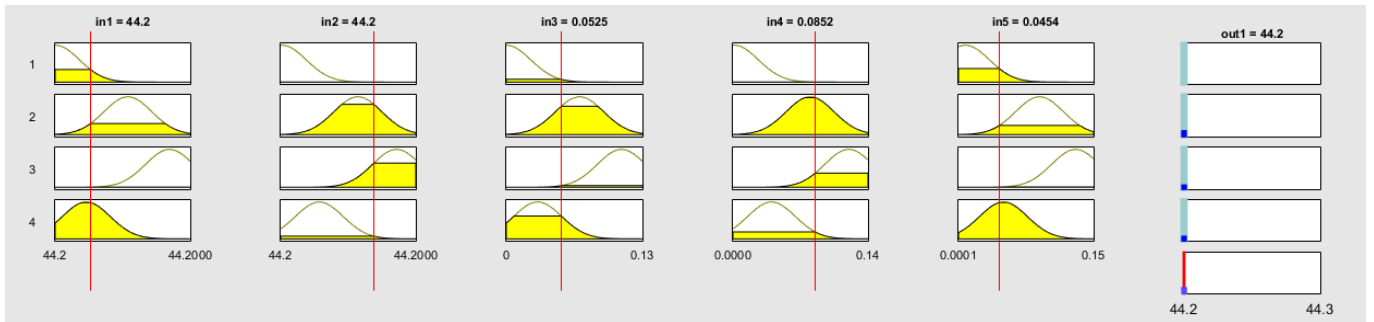


Fig. 54 Regulile FIS-ului initial din canalul de Latitudine (atitudine quaternionica)

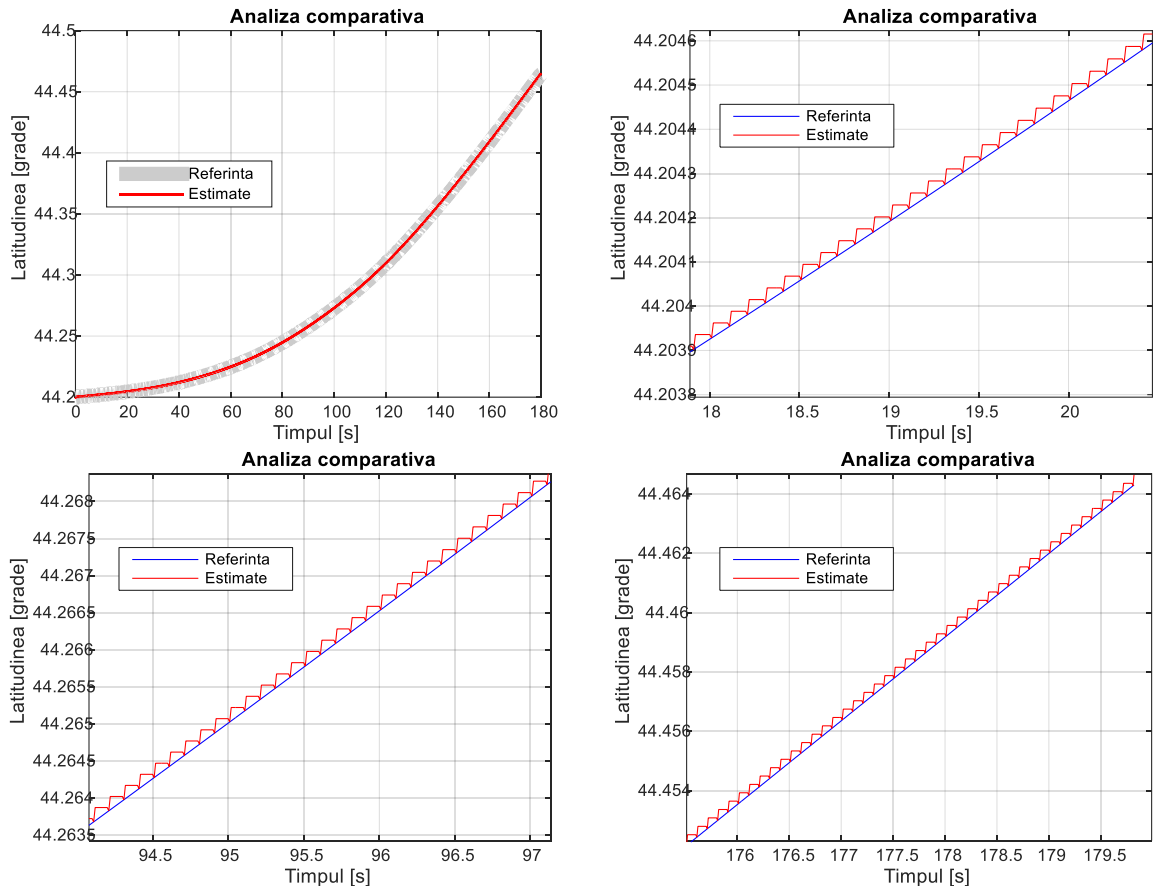


Fig. 55 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de Latitudine (atitudine quaternionica)

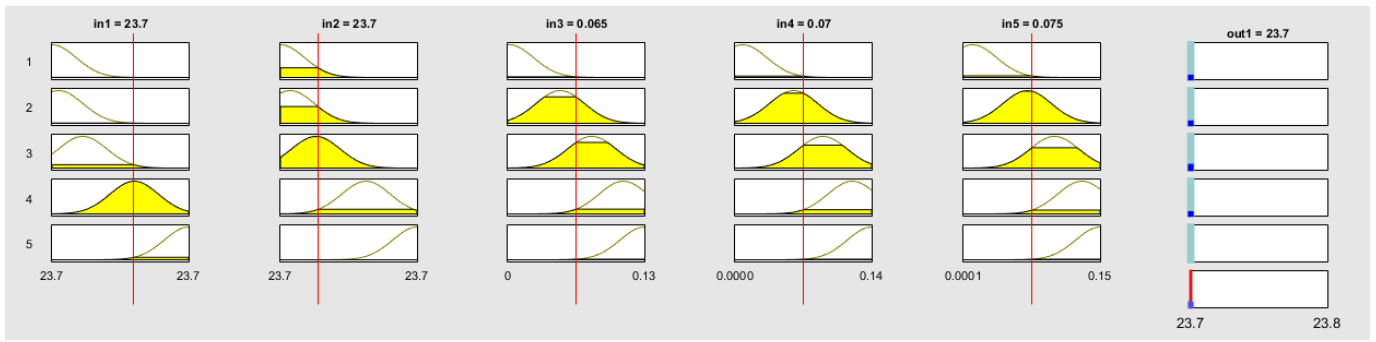


Fig. 56 Regulele FIS-ului initial din canalul de Longitudine (atitudine quaternionica)

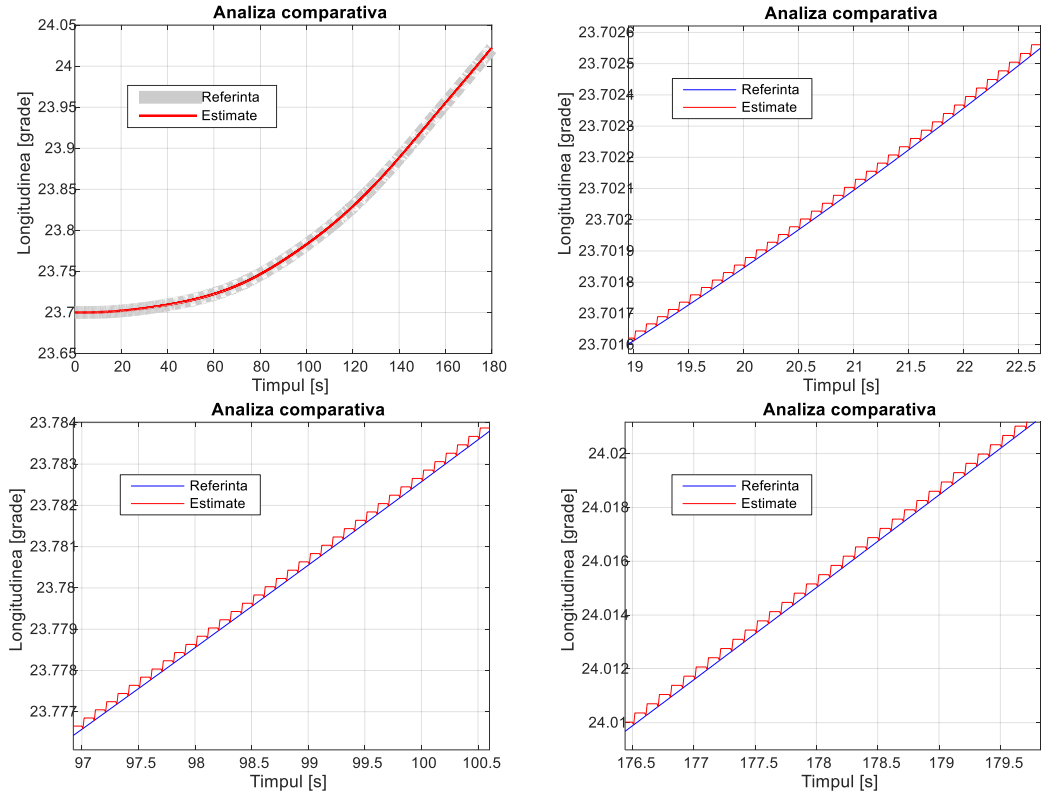


Fig. 57 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de Longitudine (atitudine quaternionica)

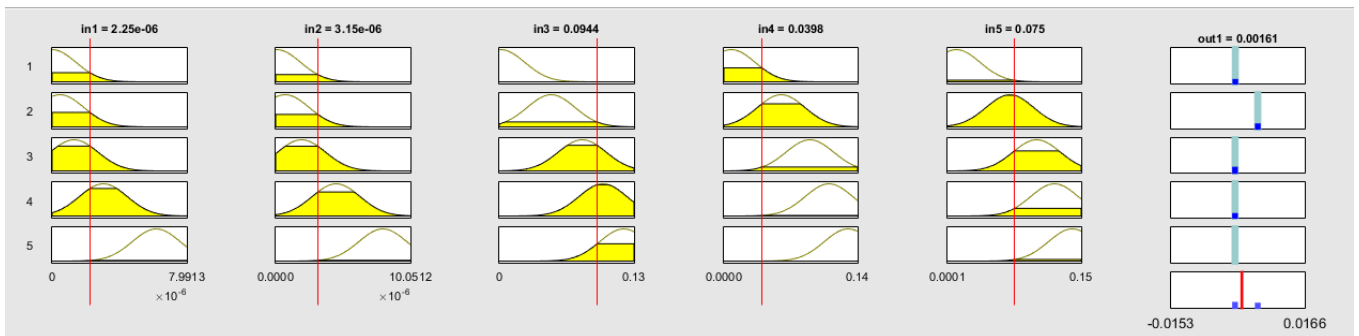
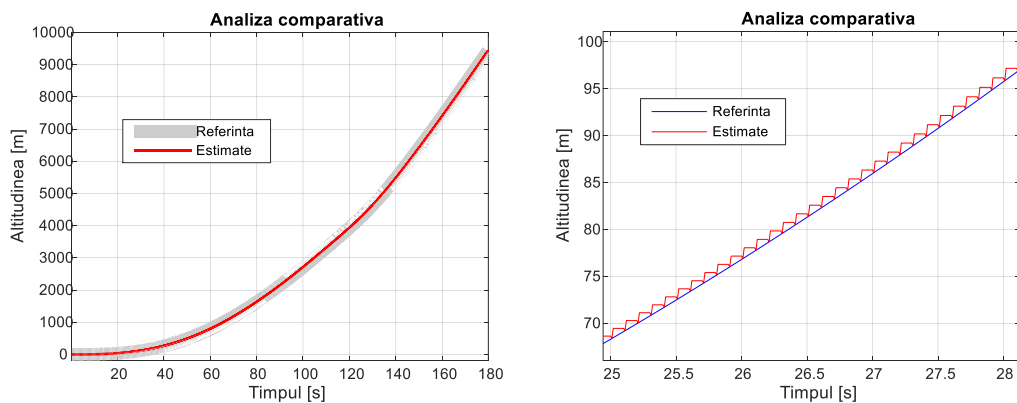


Fig. 58 Regulele FIS-ului initial din canalul de Altitudine (atitudine quaternionica)



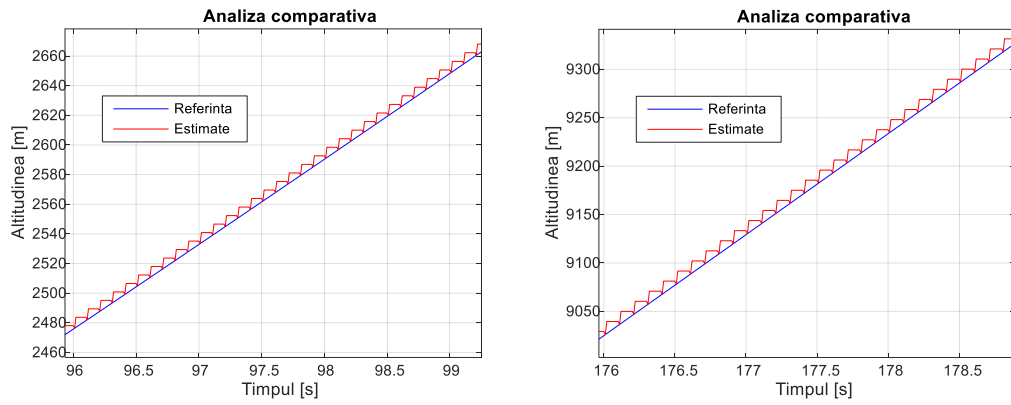


Fig. 59 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de Altitudine (atitudine quaternionica)

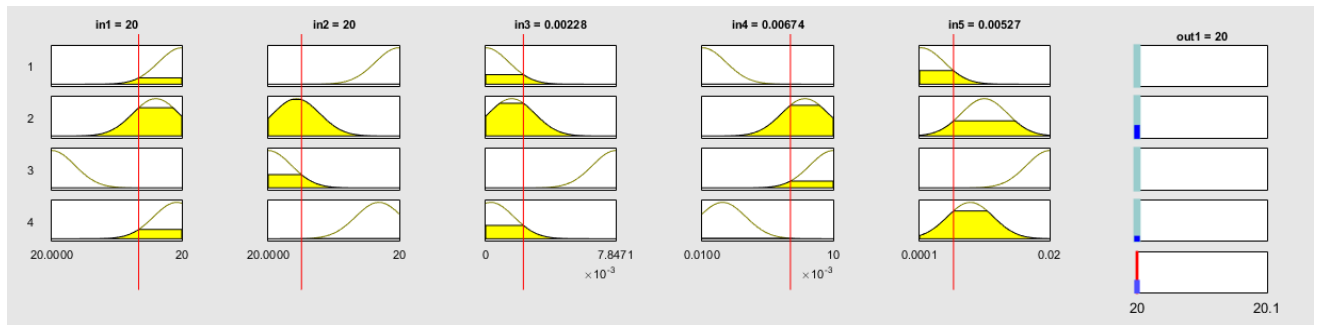


Fig. 60 Regulile FIS-ului initial din canalul de viteza in directia Nord (atitudine quaternionica)

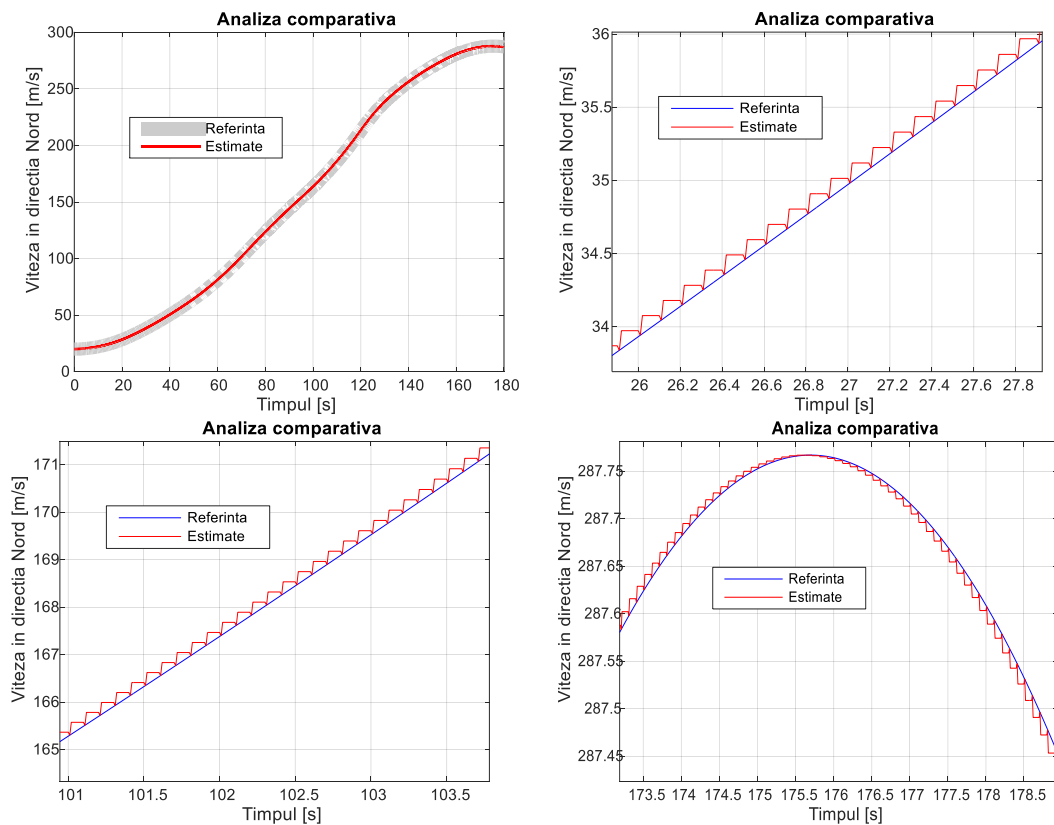


Fig. 61 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de viteza in directia Nord (atitudine quaternionica)

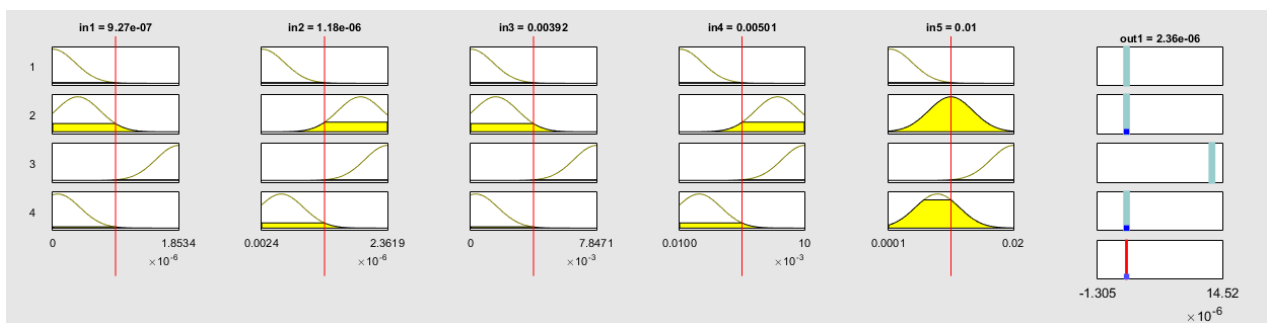


Fig. 62 Regulile FIS-ului initial din canalul de viteza in directia Est (atitudine quaternionica)

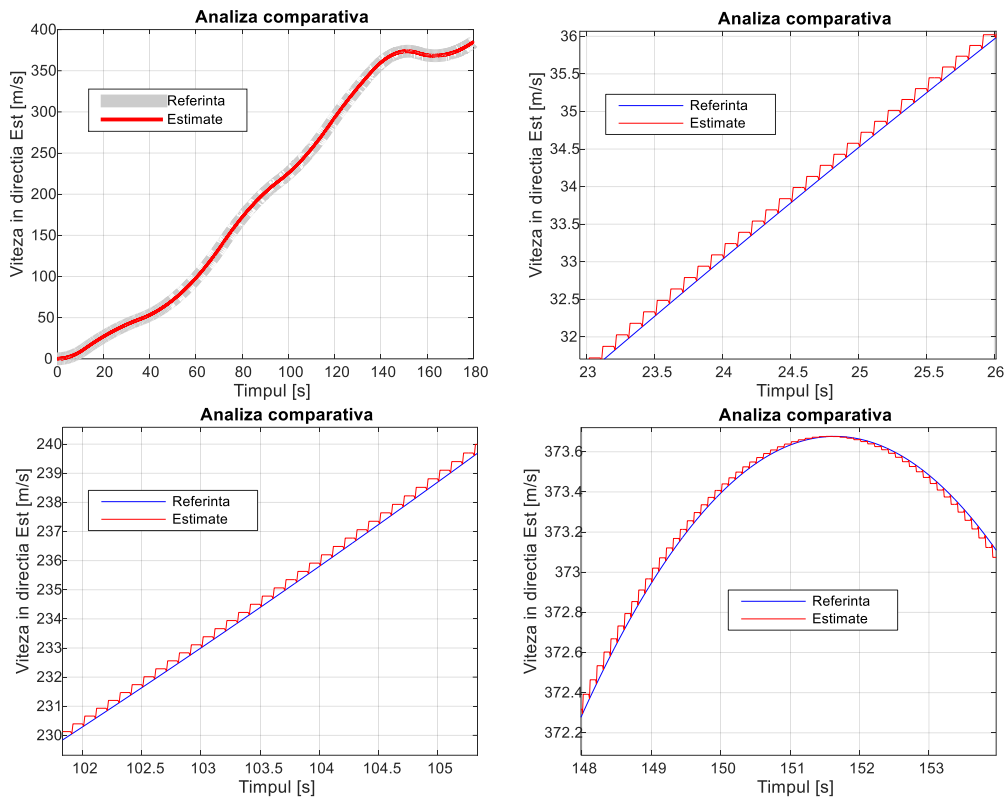


Fig. 63 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de viteza in directia Est (atitudine quaternionica)

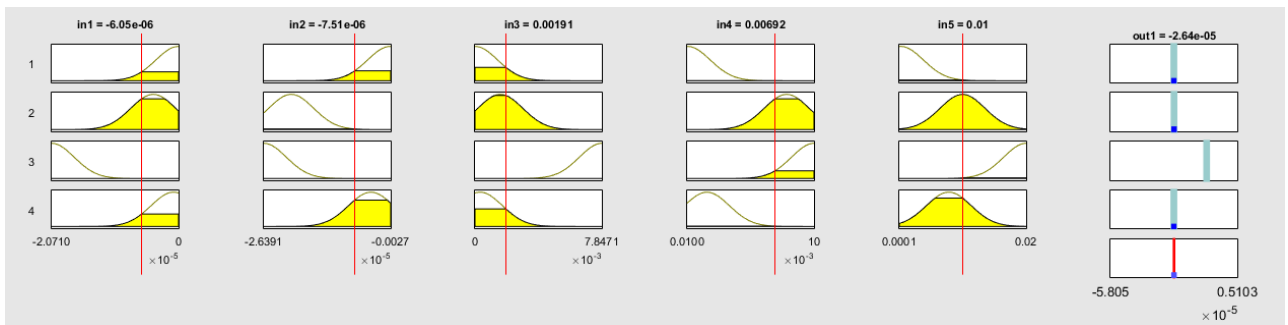


Fig. 64 Regulile FIS-ului initial din canalul de viteza de coborare (atitudine quaternionica)

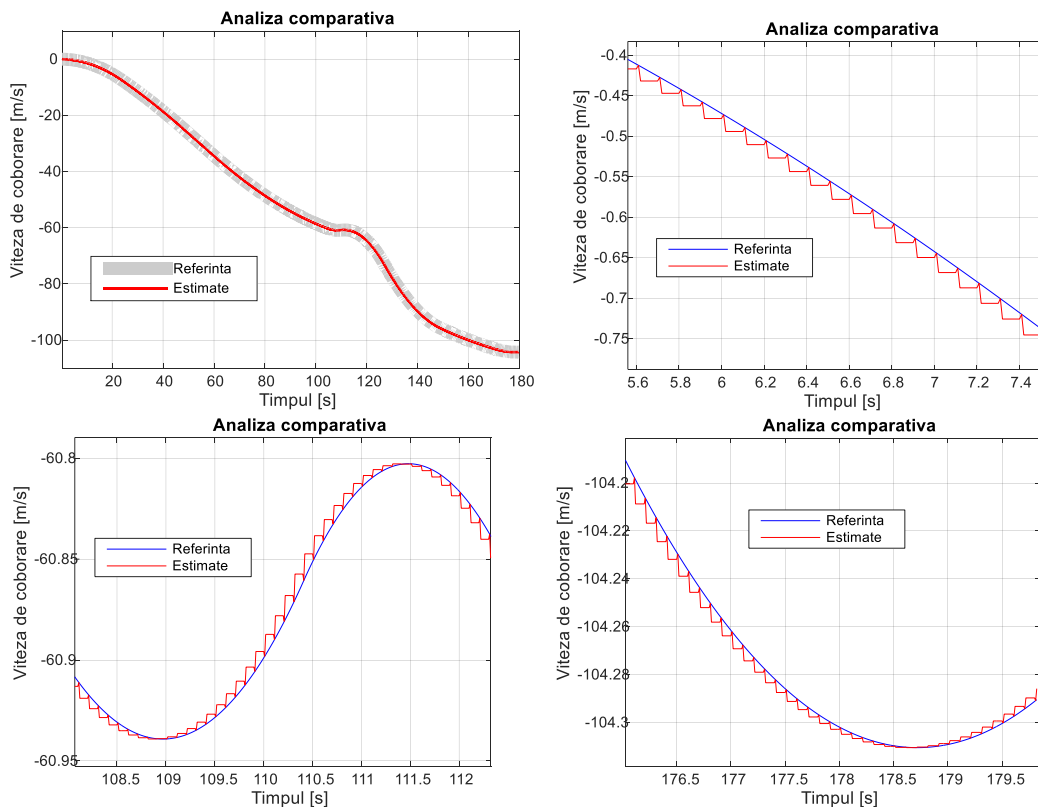


Fig. 65 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de viteza de coborare (atitudine quaternionica)

Aplicarea algoritmilor dezvoltati pe mai multe seturi de date a aratat ca acestea lucreaza foarte bine, esantioanele estimate urmarind indeaproape valorile din semnalele de referinta.

Avand in vedere realizarea totala a activitatilor A 3.1 si A 3.2, punctele atinse in cadrul acestora, actiunile intreprinse si rezultatele obtinute, consideram ca Obiectivul 3 al acestei etape a proiectului a fost indeplinit in totalitate.

Obiectivul 4: Activitatea 4.1. Diseminarea pe scara larga a rezultatelor

Activitatea a fost prevazuta pentru a duce la indeplinire cel de-al patrulea obiectiv al etapei. Aceasta s-a desfasurat pe intreaga durata a etapei si s-a concretizat prin actualizarea paginii web a proiectului (http://www.elth.ucv.ro/~lgrigore/TE_II/), realizata in limba romana si in limba engleza, prin perfectionarea cursului „Sisteme integrate de navigatie aerospatiale” la forma de invatamant master a Domeniului Inginerie Aerospatiale de la Universitatea din Craiova si prin realizarea a 8 articole stiintifice:

• **2 articole in reviste citate in baze de date:**

- T.L. Grigorie, D.G. Sandu, C.L. Corcau, *Prediction of a low rate GPS data in a miniature INS/GPS integrated system*. Presented at International Journal of Arts & Sciences (IJAS) International Conference for Engineering and Technology, 29 Nov. - 2 Dec. 2016, Freiburg, Germany - *in curs de publicare in International Journal of Arts & Sciences (IJAS)* (WorldCat database, ProQuest Database)
- T.L. Grigorie, D.G. Sandu, C.L. Corcau, *Modeling and analysis of the errors in a strap-down MEMS INS based quaternionic attitude evaluation*. Presented at International Journal of Arts & Sciences (IJAS) International Conference for Engineering and Technology, 29 Nov. - 2 Dec. 2016, Freiburg, Germany - *in curs de publicare in International Journal of Arts & Sciences (IJAS)* (WorldCat database, ProQuest Database)

• **4 articole publicate in proceedings-uri indexate ISI:**

- T.L. Grigorie, D.G. Sandu, *MEMS INS/GPS integrated structure evaluation with experimental data*, 7th International Conference on Information, Intelligence, Systems and Applications (IISA 2016), Chalkidiki, Greece, July 13-15, 2016 (**in curs de indexare ISI**)
- T.L. Grigorie, D.G. Sandu, C.L. Corcau, *Numerical study of an error model for a strap-down INS*, 8th Conference Application of Mathematics in Technical and Natural Sciences (AMiTaNS'16), Albena, Bulgaria, 22-27, June, 2016 (**in curs de indexare ISI**)
- T.L. Grigorie, C.L. Corcau, P. Negrea, D.G. Sandu, *GPS/INS integration - some current issues and development perspectives*. 16th International Multidisciplinary Scientific GeoConference SGEM 2016, Albena, Bulgaria, 28 June - 7 July 2016 (**in curs de indexare ISI**)
- T.L. Grigorie, C.L. Corcau, P. Negrea, D.G. Sandu, *“Evaluation of an INS error model for miniaturized inertial sensors”*. 16th International Multidisciplinary Scientific GeoConference SGEM 2016, Albena, Bulgaria, 28 June - 7 July 2016 (**in curs de indexare ISI**)

• **2 articole comunicate la conferinte:**

- T.L. Grigorie, D.G. Sandu, *A validation platform for INS/GPS integrated navigators based on interest parameters real-time visualization*, ISSC 2016 - International Conference the Logics of Image: Visualization, Iconicity, Imagination and Human Creativity, Santorini, 25-30 July 2016.
- T.L. Grigorie, D.G. Sandu, C.L. Corcau, *Positioning errors prediction through MEMS-INS/GPS data fusion*. 5th International Conference on Engineering & Technology, Computer, Basic & Applied Sciences (ECBA- 2016), Athens, Greece, December 15-16, 2016.

Ambii doctoranzi din echipa de cercetare au fost antrenati in activitatea de diseminare, acestia participand activ in faza de elaborare si redactare de articole.

De mentionat este si faptul ca o parte dintre informatiile obtinute in urma acestei etape a proiectului au fost utilizate pentru perfectionarea cursului *Sisteme integrate de navigatie aerospatiale* de la forma de invatamant master, la Universitatea din Craiova.

Avand in vedere realizarea totala a activitatii A 4.1, punctele atinse in cadrul acesteia, actiunile intreprinse si rezultatele obtinute, consideram ca Obiectivul 4 al acestei etape a proiectului a fost indeplinit in totalitate.

Indeplinirea tuturor obiectivelor initial fixate ale acestei etape creaza premisele rezolvarii cu succes a urmatoarei etape a proiectului, „Dezvoltarea experimentală de structuri hardware de navigatori integrati INS/GPS, folosind unitati inertiiale de detectie low-cost cu senzori MEMS. Tunarea experimentală si evaluarea prin simulare numerica a algoritmilor de fuziune in structurile integrate INS/GPS. Demonstrarea functionalitatii navigatorilor integrati INS/GPS dezvoltati, prin testare si validare experimentală in diferite scenarii de detectie.”, etapa unica / 2017.

Director de Proiect,
Conf. dr. ing. Teodor Lucian GRIGORIE



Programul:	Resurse Umane
Tipul proiectului:	Proiecte de cercetare pentru stimularea constituirii de tinere echipe de cercetare independente
Cod proiect:	PN-II-RU-TE-2014-4-2732

SINTEZA LUCRĂRII,

cuprinzând activitatea desfășurată și rezultatele obținute comparativ cu obiectivele proiectului de cercetare

pentru
- Etapa III (unica) / 2017 -

Titlul proiectului

SISTEME INTEGRATE DE NAVIGATIE INS/GPS DE INALTA PRECIZIE SI COST REDUS, BAZATE PE ALGORITMI INTELIGENTI DE FUZIUNE A DATELOR

Etapa III (unica)/2017, *Dezvoltarea experimentală de structuri hardware de navigatori integrati INS/GPS, folosind unitati inertiiale de detectie low-cost cu senzori MEMS. Tunarea experimentală și evaluarea prin simulare numerică a algoritmilor de fuziune în structurile integrate INS/GPS. Demonstrarea funcționalității navigatorilor integrati INS/GPS dezvoltati, prin testare și validare experimentală în diferite scenarii de detectie, s-a derulat pe parcursul a 9 luni calendaristice (ianuarie - septembrie), perioada în care s-au realizat toate cele 7 activitati și s-au îndeplinit toate cele 4 obiective prevăzute:*

O8. Dezvoltarea experimentală de structuri hardware de navigatori integrati INS/GPS cu unitati inertiiale de detectie low-cost cu senzori MEMS.

A 1.3. Proiectare și realizare experimentală structuri hardware de navigatori integrati INS/GPS cu unitati inertiiale de detectie low-cost cu senzori MEMS.

O9. Tunarea cu date achiziționate experimental și evaluarea prin simulare numerică a algoritmilor de fuziune în structuri integrate INS/GPS.

A 2.3. Tunarea cu date achiziționate experimental și evaluarea prin simulare numerică a algoritmilor de fuziune în structuri integrate INS/GPS.

O10. Testarea experimentală și evaluarea performanțelor navigatorilor integrati INS/GPS dezvoltati în diferite scenarii de detectie.

A 3.3. Demonstrare funcționalitate și evaluare performante navigatori integrati INS/GPS pentru detectie cu cer deschis, cu semnale bune GPS.

A 3.4. Demonstrare funcționalitate și evaluare performante navigatori integrati INS/GPS pentru detectie în diferite scenarii de intrerupere a semnalului GPS.

A 3.5. Testare navigatori integrati INS/GPS doar pentru detectie INS pentru a evalua performanțele de navigatie dacă acestea urmează să fie folosite fără a avea acces la semnalele GPS.

O11. Diseminarea rezultatelor în mediul științific și academic prin publicare de lucrări științifice în reviste și la conferințe internaționale de prestigiu, menținerea la zi a unei pagini web, perfecționare de cursuri la forma de învățământ master.

A 4.2. Diseminarea prin publicare.

A 4.3. Perfecționare curs master: Sisteme integrate de navigatie aerospațială.

Pe lângă realizarea activităților științifice, membrii echipei de cercetare au urmărit și realizarea activităților administrative și de management prevăzute (elaborarea de rapoarte, distribuire sarcini și urmărire termene de realizare etc.), care au concurat la finalizarea în bune condiții a acestei etape. În cele 9 luni s-au efectuat 24 de deplasări ale membrilor echipei, dintre care:

- 1 deplasare externă de cercetare/documentare la *University of Quebec, Research Laboratory in Active Controls, Avionics and Aeroservoelasticity (LARCASE), Canada;*
- 2 deplasări externe pentru a participa la cursuri profesionale în domeniul GNSS oferite fără a se percepe taxa de participare de către *European Global Navigation Satellite Systems (GNSS) Agency* în cadrul e-Knot proiect: *Fundamentals of GNSS* (aprilie 2017, Astri Polska, Varsovia, Polonia) și *Multi-Sensors Navigation* (mai 2017, GSA, Czech Republic, Prague);
- 3 deplasări externe pentru a participa la diseminarea rezultatelor la conferințe internaționale (2 dintre acestea decontate din fondurile proiectului și 1 decontată din fondurile de cercetare ce revin directorului de proiect ca o cota din regia percepută de către Universitatea din Craiova pentru proiectul actual);
- 18 de deplasări interne de lucru/documentare (2 membri ai echipei sunt/au fost doctoranzi la Universitatea Politehnică din București). Echipa de cercetare s-a reunit în complet în noua sedință pentru a analiza activitățile desfășurate până în acel

moment si rezultatele obtinute, precum si pentru a stabili programul actiunilor urmatoare ale fiecarui membru. Fondurile alocate in aceasta etapa au fost utilizate integral.

In cele ce urmeaza se vor prezenta sintetic actiunile desfășurate și rezultatele obținute in cadrul celor sapte activitati prevazute pentru a fi realizate in aceasta etapa.

Obiectivul 1:

Activitatea 1.1.: Proiectare si realizare experimentală structuri hardware de navigatori integrati INS/GPS cu unitati inertiiale de detectie low-cost cu senzori MEMS.

Activitatea a vizat proiectarea si realizarea experimentală de structuri hardware de navigatori care integreaza cele doua concepte utilizate pe scara larga in navigatia aeriana, INS si GPS, folosind senzori inertiali MEMS. Structurile hardware au fost dezvoltate in complexul de laboratoare al specializarii de Inginerie Aerospatiale din cadrul Universitatii din Craiova. Componentele de detectie ale acestora sunt un modul inertial si un modul de pozitionare satelitara, datele furnizate de catre acestea fiind integrate cu ajutorul unui microcontroller.

Proiectarea hardware initiala – alegerea componentelor

Proiectul este dezvoltat in jurul unui modul inertial (unitate de detectie inertiala) ce incorporeaza trei senzori inertiali miniaturizati analogici si anume:

- LPY510AL – Gyrometru analogic biaxial;
- LPR510AL – Gyrometru analogic biaxial;
- MMA7361L – Accelerometru analogic triaxial.

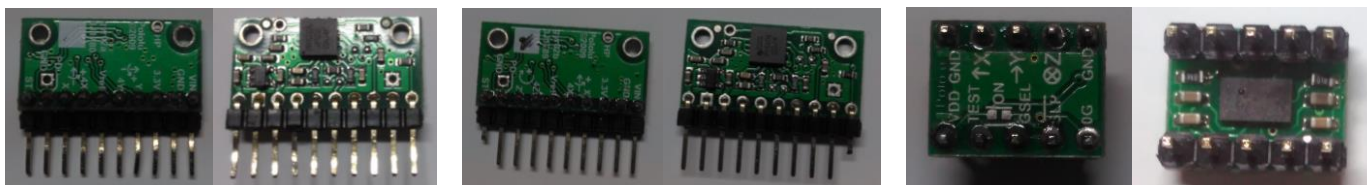


Fig. 1 Senzorii inertiali utilizati

Fiecare dintre acesti senzori necesita o tensiune de alimentare optima pentru operare de 3.3V. Pentru realizarea practica a Navigatorului Integrat intr-o configuratie hardware eficienta, s-a ales un modul GPS (ublox NEO-6M) ce necesita aceeasi tensiune optima pentru operare (de alimentare) de 3.3V. S-a decis folosirea acestui modul GPS pentru ca este cunoscut si des intalnit pe piata, are un format ce permite iesiri/legaturi usor de lipit si astfel usor de integrat, are un consum de energie scazut si indeplineste criteriile mesajelor GPS, optime pentru ce s-a urmarit in realizarea practica si in dezvoltarea Navigatorului Integrat.

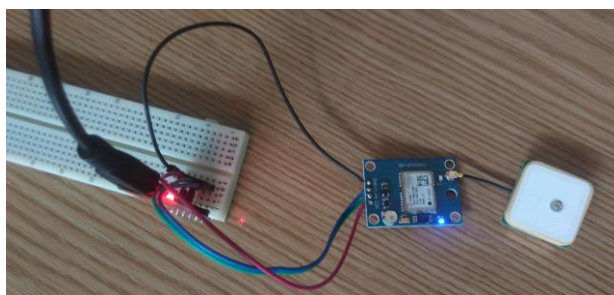


Fig. 2 Modulul GPS

Integrarea celor doua module se face cu ajutorul unui microcontroller. Deoarece s-a urmarit dezvoltarea aplicatiei in Matlab – Simulink, s-a ales folosirea unui microcontroller ce se regaseste in lista de microcontrolere a bibliotecii *MPLAB Device Blocks for Simulink*. Aceasta este o biblioteca dezvoltata de firma Microchip ce ofera posibilitatea dezvoltarii aplicatiilor pentru microcontrolere direct din Matlab – Simulink si permite utilizatorului sa treaca, cu usurinta, peste partea de configurare a microcontrollerului si a perifericelor acestuia, concentrandu-se astfel direct pe partea de aplicatie a proiectului.

Microcontrollerul dsPIC33EP512MU810 a fost ales astfel pentru interfatarea celor doua module de navigatie. Dispozitivul ajuta la simplificarea configuratiei hardware necesitand, precum celelalte module de navigatie folosite, o tensiune de alimentare optima de operare de 3.3V si oferind posibilitatea programarii acestuia direct din Matlab – Simulink. De asemenea, ofera o gama larga de module periferice, integrate in microcontroller, utile pentru dezvoltarea si testarea proiectului in timp real. Printre aceste dispozitive periferice, ce s-au urmarit a fi utilizate in proiect, se numara: pana la 4 canale de UART (comunicare seriala), modul de conversie analog numerica de 10 biti ce permite pana la 1,1M esantionari pe secunda, modul de conversie analog numerica de 12 biti ce permite pana la 500k esantionari pe secunda si prezinta pana la 32 de canale analogice.

Microcontrollerul vine incapsulat intr-un format miniaturizat SMD (surface-mounted device) ceea ce complica realizarea practica datorita faptului ca lipiturile cipului pe suprafata PCB prezinta un grad crescut de dificultate; lipiturile pieselor in astfel de format necesita o tehnica/tehnologie dedicata si totodata implica timp crescut de manufacturare a PCB-ului. Pentru a elimina dificultatile, pentru a simplifica in continuare configuratiile hardware si pentru a realiza manufacturarea modelului experimental cu usurinta, s-a optat pentru folosirea unei cartele MCU si anume cartela mikroe1207.

Cartela MCU (mikroe1207) din gama EasyPic v7 este conceputa special pentru prototiparea si realizarea aplicatiilor permitant utilizatorului optiunea de a introduce cartela in socluri de prototipare (asemanatoare soclurilor de tip DIP). Avantajul acestui modul este faptul ca toate componentele auxiliare necesare, vitale functionarii microcontrollerului, vin deja montate impreuna cu microcontrollerul, intr-un format modular usor de utilizat. Acest considerent reprezinta un motiv in plus ce intareste decizia folosirii microcontrollerului dsPIC33EP512MU810.

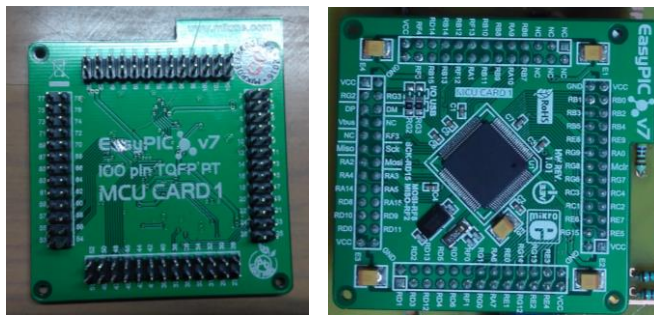
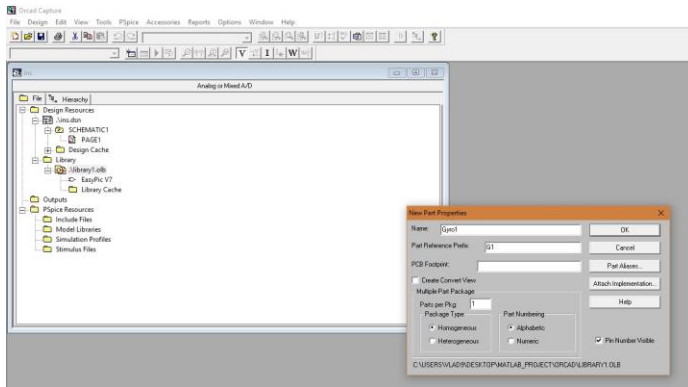


Fig. 3 Microcontrolerul dsPIC33EP512MU810

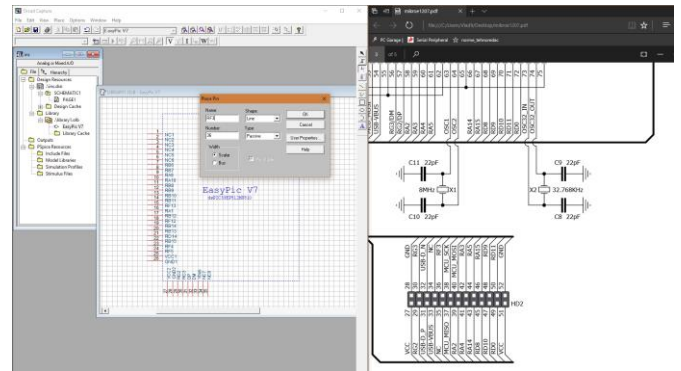
Proiectarea hardware – stabilirea conexiunilor

Integrarea sistemului s-a facut pe baza intrarilor si iesirilor disponibile, analogice si digitale, ale microcontrolerului. Mai exact, s-au stabilit pinii de conexiune ce permit configurarea portului serial necesar conectarii modului GPS, respectiv s-au stabilit pinii de conexiune, pentru interfatarea senzorilor analogici, ce permit citirea si conversia semnalelor analogice. Pentru a extrage datele procesate de catre Navigatorul Integrat am decis sa folosim o iesire seriala de tip UART respectiv am stabilit conexiunile ce permit configurarea portului serial intre microcontroler si Matlab. Pinii de conexiune au fost stabiliti tinand cont si de forma si marimea cablajului din cupru, de pozitionarea modulelor fata de microcontroler (modulul inertial, modulul GPS), astfel incat conectarea si integrarea acestora intr-un singur model sa fie cat mai eficienta si usor de realizat.

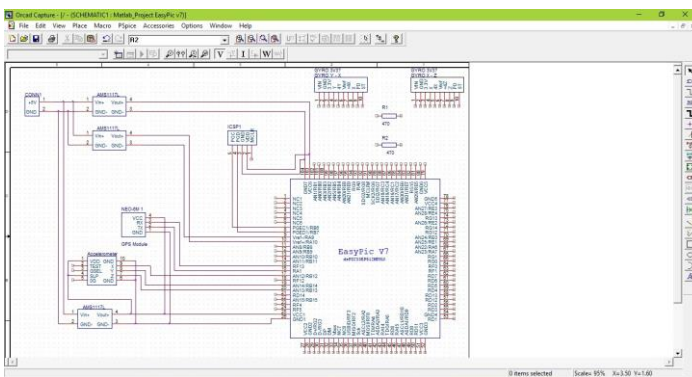
Proiectarea Navigatorului Integrat s-a realizat cu ajutorul programului OrCAD. Acesta permite dezvoltarea proiectului prin stabilirea legaturilor/conexiunilor componentelor, dupa care permite proiectarea circuitului PCB in functie de conexiunile stabilite. In etapa proiectarii circuitului PCB, pentru a asigura montarea corecta a pieselor in socluri, s-au creat *footprint*-uri pentru fiecare piesa in parte, plasate astfel incat lipirea si montarea sa se faca cat mai usor si eficient. De asemenea, circuitul a fost proiectat sa fie tiparit si asamblat pe o placa de textolit cablat cu cupru - dublu fatata.



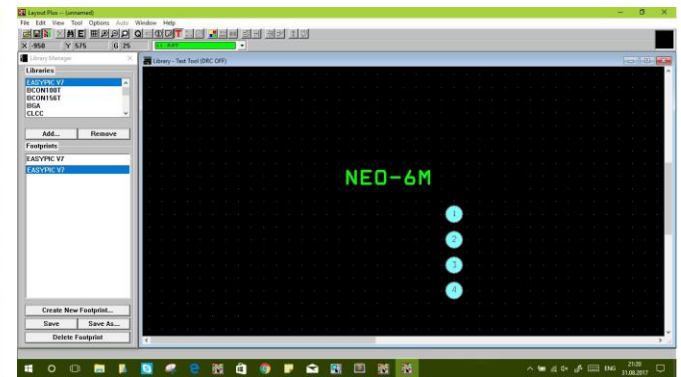
Creating Accelerometer_Sensor Library



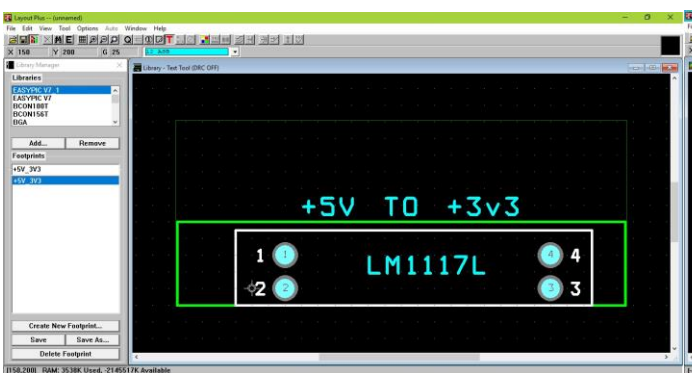
Creating EasyPic v7 Library



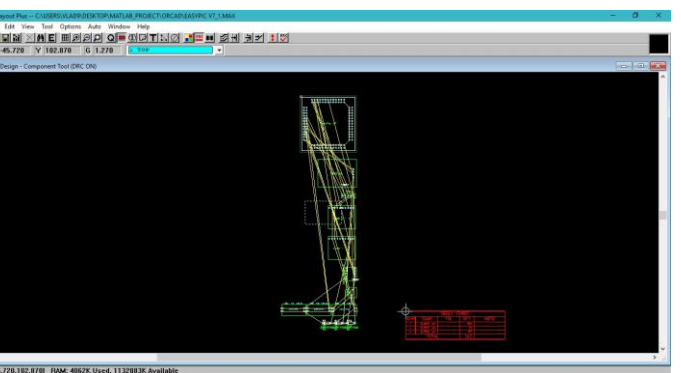
Connecting Gyros to MCU



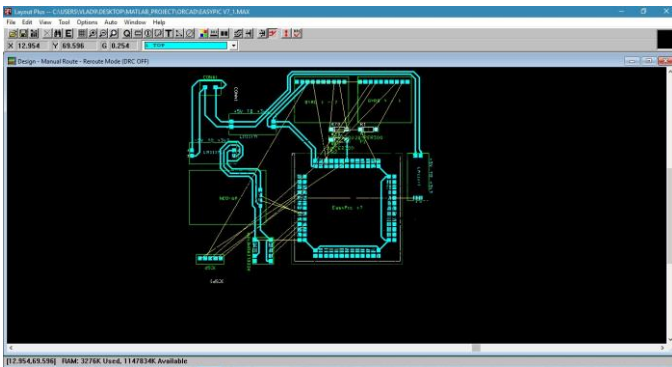
Creating Gps_Module Footprint Connection



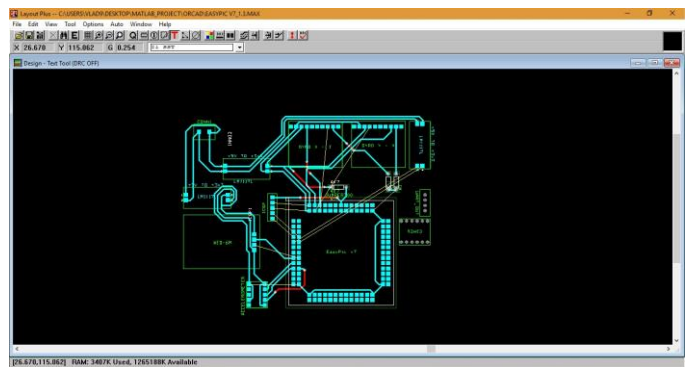
Creating Module Footprint Connection



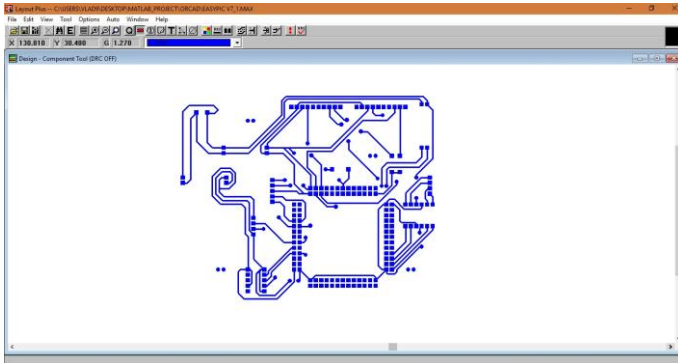
Creating Editing Layout



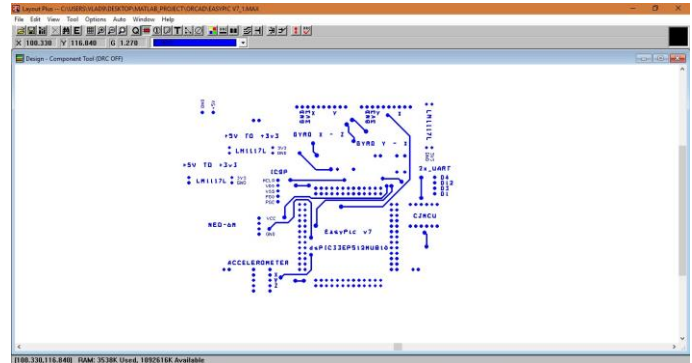
Editing Layout



Editing Layout



Printing_BOT_Layer



Printing_TOP_Layer_Mirrored

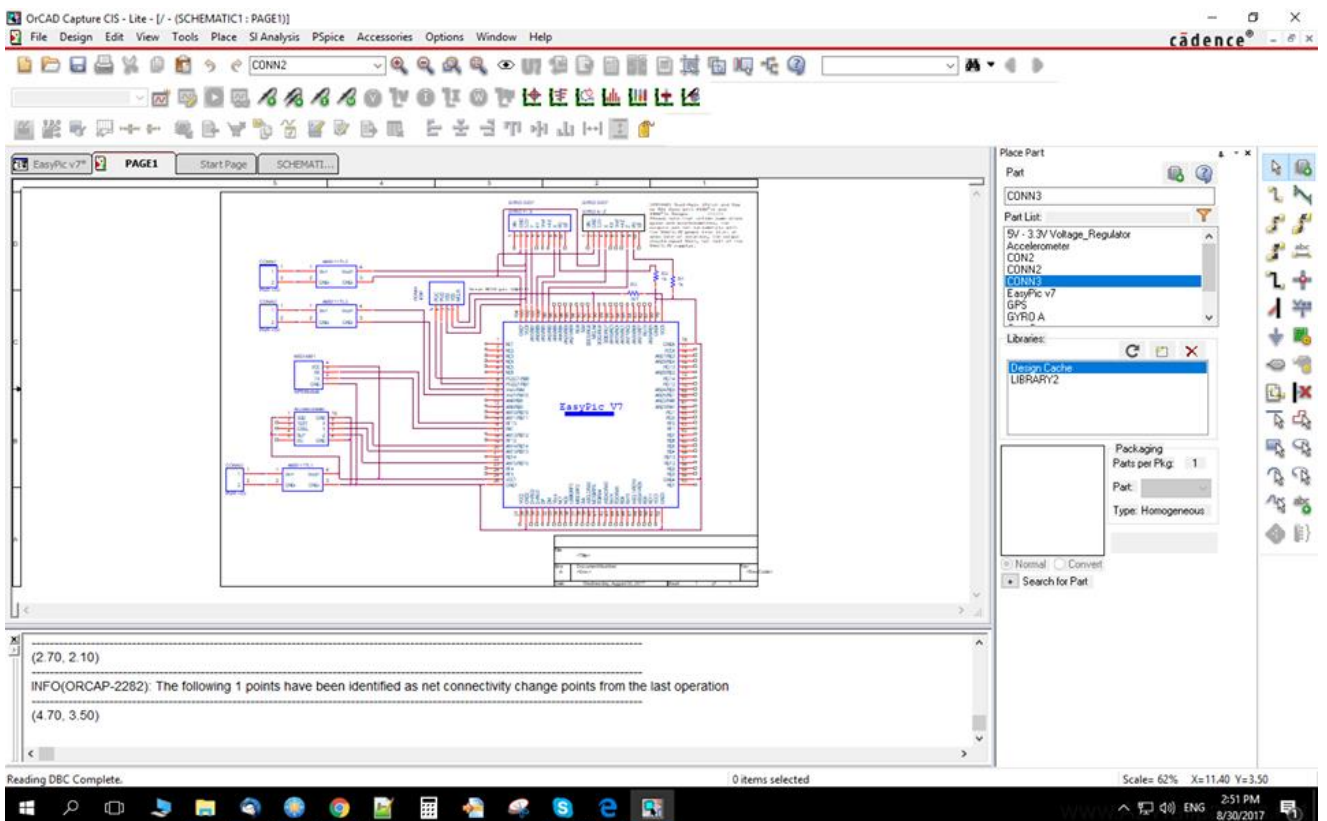
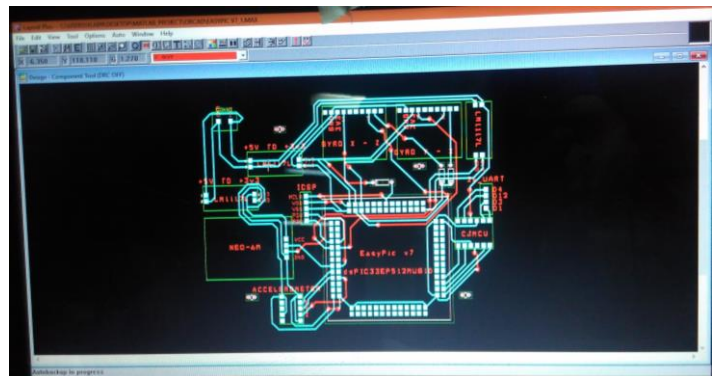
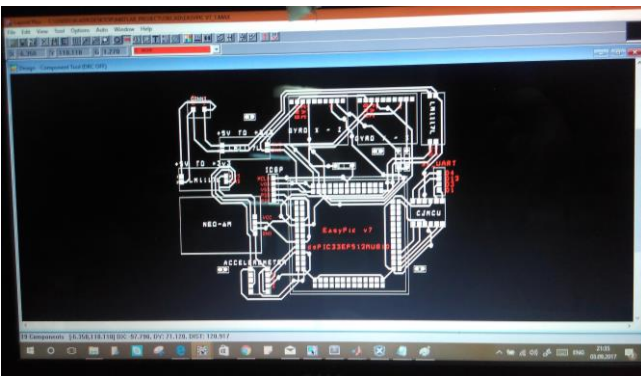


Fig. 4 Proiectarea hardware a sistemului

Realizarea practica a structurii hardware

Pentru a efectua printarea circuitului pe fetele cablajului de cupru, s-a ales folosirea tehnologiei PNP (Press n Pell). Tehnologia PNP reprezinta o metoda ieftina si rapida pentru realizarea prototipelor cablajelor de cupru folosind doar o imprimanta laser. Mai exact, dupa ce s-a proiectat circuitul imprimat pe calculator folosind programul OrCAD – Layout, s-a printat cu ajutorul imprimantei laser, pe folia PNP, circuitul in cauza. Dupa care, s-a plasat folia printata (incarcata cu toner) pe fatada cablajului de cupru, in pozitia dorita, si s-a presat la cald cu ajutorul unui fier de calcat. Dupa realizarea transferului termic al tonerului, s-a lasat placa de textolit cateva minute pentru a ajunge la temperatura constanta a camerei dupa care s-a inlaturat folia PNP, ramanand circuitul imprimant dorit pe fatada de cablaj a placii de textolit.

Pentru a inlatura cuprul nedorit, s-a folosit tehnologia de corodare in clorura ferica. Astfel, urmarind-se pregatirea placii pentru lipire si montare, s-a inlaturat tonerul de pe cablajul circuitului “printat” si s-a trecut la etapa de gaurire a punctelor, gauri in care s-au lipit soclurile proiectate pentru montarea si conectarea pieselor in circuit.



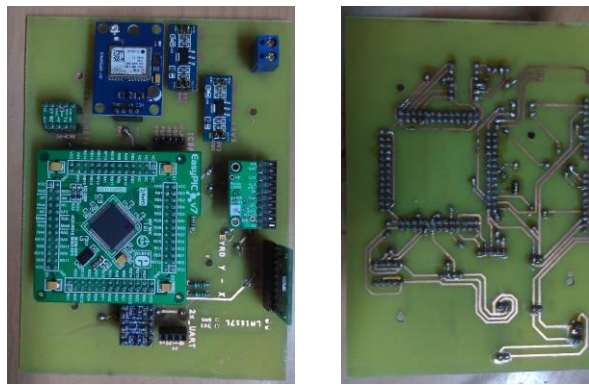


Fig. 5 Realizarea practica a structurii hardware

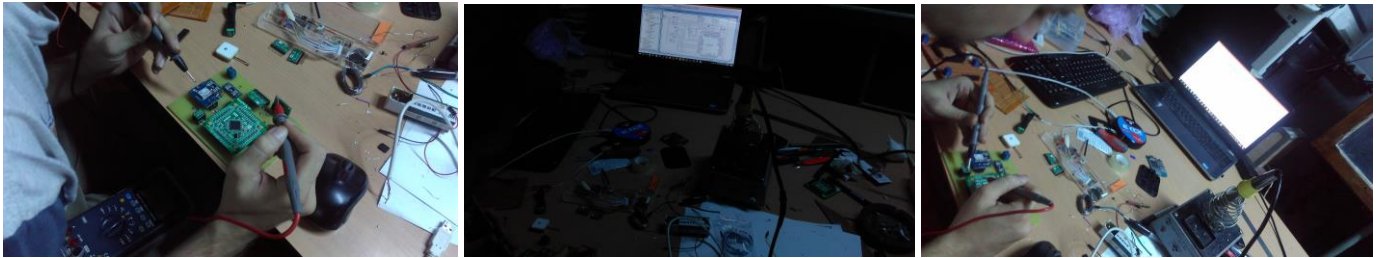
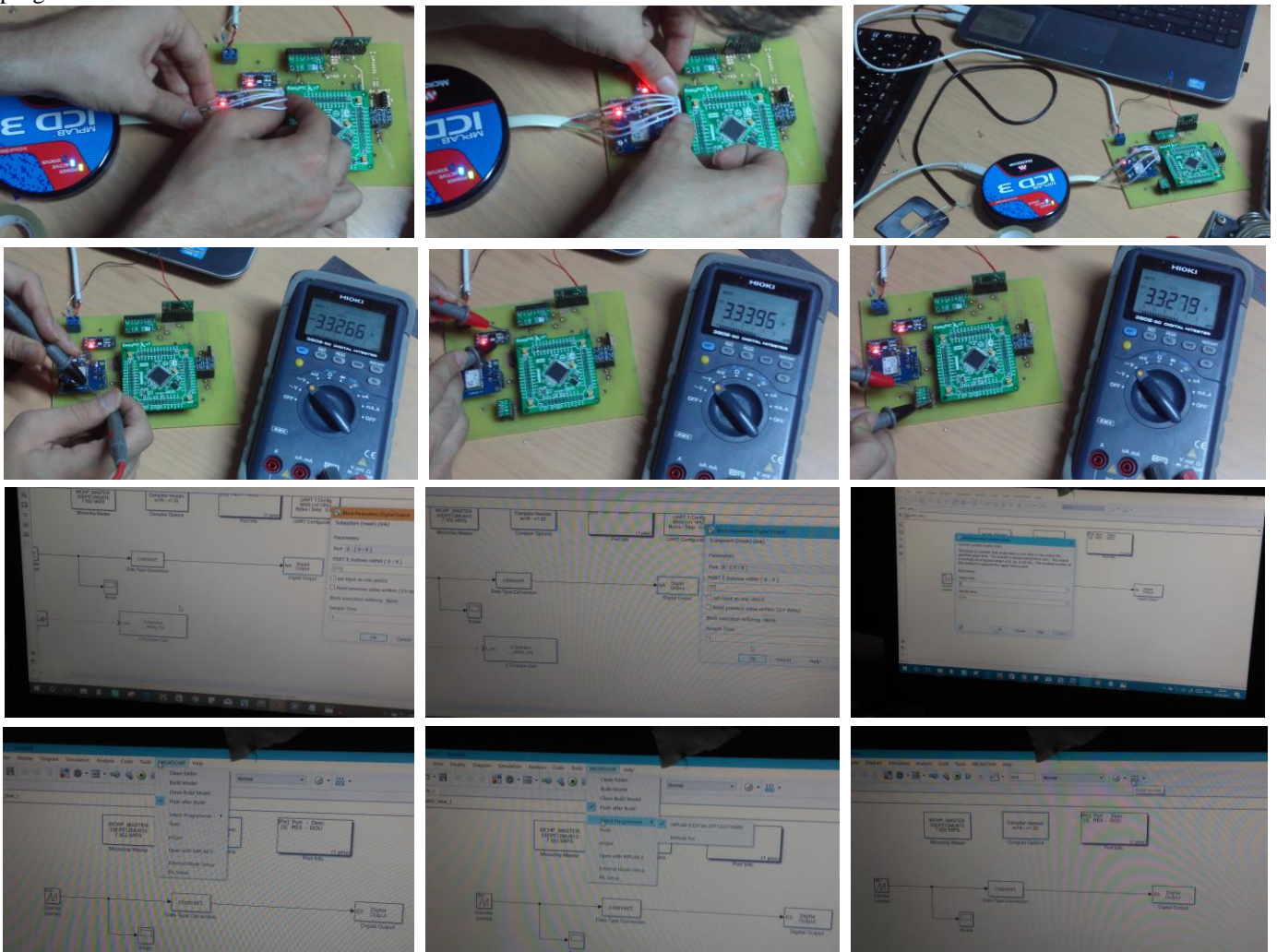


Fig. 6 Testarea conexiunilor electronice

Testarea software a structurii hardware

Pentru a programa microcontrolerul s-a folosit programatorul ICD3 (In Circuit Debugger 3) produs de firma Microchip. Programatorul ICD3 este, in mod special, capabil de a programa un numar mare de microcontrolere din familiile PIC si dsPIC, produse de Microchip, dintre care se numara si microcontrolerul dsPIC33EP512MU810.

Dupa montarea componentelor pe placa, s-a conectat programatorul ICD3 la sistemul hardware si s-a programat microcontrolerul cu o aplicatie de tipul “flasing led” pentru a testa daca conexiunea programatorului la microcontroler este corecta si daca programarea se poate realiza cu succes si fara erori, eliminand astfel suspiciunile problemelor de tip hardware la programare.



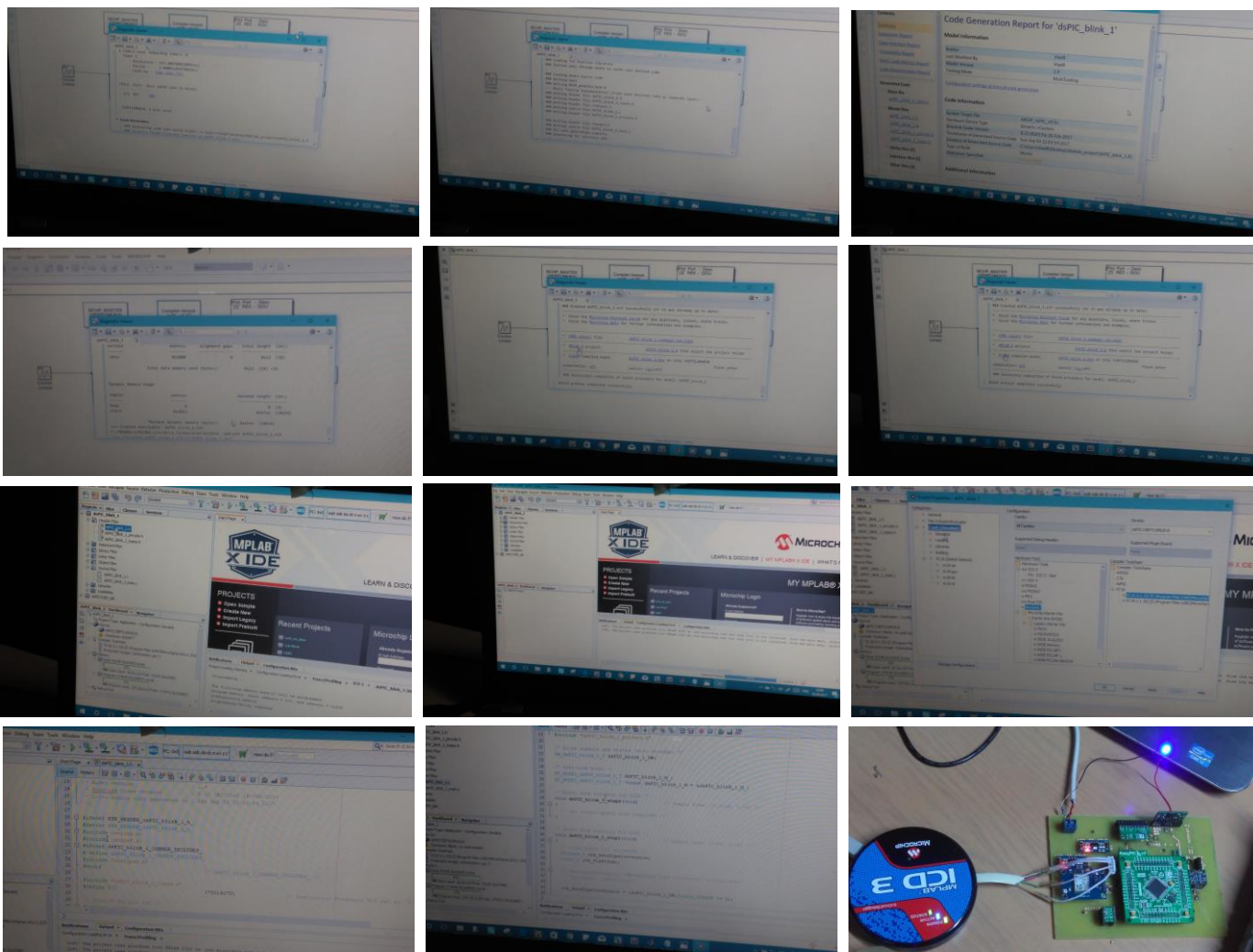


Fig. 7 Programarea si testarea software

Modulul GPS (ublox NEO-6M) este capabil sa transmita, printr-un port de comunicare de tip serial, mesaje GPS sub forma protocolului NMEA (standard international) si sub forma protocolului UBX (dezvoltat de firma ublox). Modulul este configurabil si este capabil sa transmita o gama larga de mesaje GPS. Deoarece acesta vine pre-setat sa transmita sub protocolul NMEA mesajele GSV, RMC, GSA, GGA, GLL, VTG, TXT cu o viteza de transfer de 9600 baud, pentru dezvoltarea Navigatorului Integrat, unde s-a urmarit folosirea mesajelor NAV-VELNED si NAV-POSLH, s-a conectat modulul GPS la calculator (sau PC- personal computer) prin intermediul unui modul FTDI (convertor bidirectional UART – USB/RS232) si cu ajutorul softului *u-center* (dedicat acestui tip de modul GPS) s-a configurat modulul GPS cu setarile dorite (tip mesaj GPS, viteza de transfer, optiuni de pozitionare, protocol de comunicare). Reconfigurarea GPS a permis transmiterea datelor folosind protocolul UBX in locul protocolului NMEA, cu care receptorul GPS a fost pre-setat atunci cand a fost livrat.

Pentru senzorii modulului inertial, s-au realizat operatiile de configurare conform informatiilor oferite in documentatia acestora (sensibilitate, plaje de masurare, grad de eroare), astfel incat citirile sa fie afisate in o/sec respectiv in m/s^2 . Pentru o rezolutie cat mai buna in masurari s-a optat pentru folosirea convertorului analog numeric cu rezolutia de 12 biti.

Avand in vedere realizarea totala a activitatii A 1.1, punctele atinse in cadrul acesteia, actiunile intreprinse si rezultatele obtinute, consideram ca Obiectivul 1 al acestei etape a proiectului a fost indeplinit in totalitate.

Obiectivul 2:

Activitatea 2.1.: *Tunarea cu date achizitionate experimental si evaluarea prin simulare numerica a algoritmilor de fuziune in structuri integrate INS/GPS.*

Activitatea a fost prevazuta pentru a duce la indeplinire al doilea obiectiv al etapei si au avut in vedere achizitionarea de date experimentale pentru a tuna algoritmi de fuziune de date propusi. Pentru a pregati aplicatia pentru integrarea algoritmilor de procesare a datelor INS si GPS, s-au dezvoltat o serie de functii in limbajul de programare C pentru a introduce datele captate, sub o forma optima, in algoritm, astfel incat microcontrolerul sa fie capabil sa realizeze operatiile de procesare si sa transmita datele procesate catre Matlab in timp real prin intermediul unui convertor bidirectional UART – USB/RS232. Modulul GPS fiind setat sa transmita mesajele NAV – VELNED si NAV – POSLLH intr-un singur vector de date sub forma binara, cu ajutorul functiilor dezvoltate in limbajul C, s-a realizat parsarea (alegerea) datelor dorite din mesajele GPS si introducerea acestora impreuna cu datele captate de la INS in concordanta cu logica algoritmica.

S-a realizat astfel o prima programare a microcontrolerului pentru a achizitiona date de la senzorii inertiali si de la sistemul GPS, care sa fie stocate intr-un laptop prin intermediul programului Matlab. Primele teste de functionalitate au fost realizate in Laboratoarele de Inginerie Aerospaziale de la Universitatea din Craiova, cu sistemul pe masa, in timp de testarea dinamica a sistemului s-a realizat prin ambarcarea acestuia pe un autovehicul folosit pe post de vehicul de monitorizat. Simultan cu achizitionarea de date experimentale a fost realizata si o monitorizare in timp real a vehiculului prin plasarea pozitiei acestuia pe o harta.

Funcția de parsare a datelor GPS

```
#include "p33EP512MU810.h"
#include <stdio.h>
#include <string.h>
typedef struct {
    double latitude;
    double longitude;
    double altitude;
    double velNorth;
    double velEast;
    double velDown;
} navMessage;
void ParsePOSLLHMsg(unsigned char* message, double* latitude, double* longitude, double* altitude)
{
    long int temp1;
    temp1 = message[8];
    temp1 = (temp1 << 8) | message[7];
    temp1 = (temp1 << 8) | message[6];
    temp1 = (temp1 << 8) | message[5];
    *longitude = temp1 * 1e-7;
    temp1 = message[12];
    temp1 = (temp1 << 8) | message[11];
    temp1 = (temp1 << 8) | message[10];
    temp1 = (temp1 << 8) | message[9];

    *latitude = temp1 * 1e-7;
    temp1 = message[16];
    temp1 = (temp1 << 8) | message[15];
    temp1 = (temp1 << 8) | message[14];
    temp1 = (temp1 << 8) | message[13];
    *altitude = temp1 * .001;
}
void ParseVELNEDMsg(unsigned char* message, double* velNorth, double* velEast, double* velDown)
{
    long int temp;
    temp = message[8];
    temp = (temp << 8) | message[7];
    temp = (temp << 8) | message[6];
    temp = (temp << 8) | message[5];
    *velNorth = temp * .01;
    temp = message[12];
    temp = (temp << 8) | message[11];
    temp = (temp << 8) | message[10];
    temp = (temp << 8) | message[9];
    *velEast = temp * .01;
    temp = message[16];
    temp = (temp << 8) | message[15];
    temp = (temp << 8) | message[14];
    temp = (temp << 8) | message[13];
    *velDown = temp * .01;
}
navMessage GPSNavigationMessage(unsigned int bufferSize, unsigned char *buffer)
{
    static unsigned char messageBuffer[50];
    static unsigned char messageBufferCounter;
    static unsigned int messageLength;
    static unsigned char messageLengthCounter;
    static unsigned char CK_A, CK_B;
    static unsigned char messageStatus;
    static navMessage message;
    unsigned int i;
    for (i = 0; i < bufferSize; i++)
    {
        switch (messageStatus)
        {
            //Wait for first header character 0xB5
            case 0:
                if (buffer[i] == 0xB5)
                    messageStatus++;
                break;
                //Wait for second header character 0x62
            case 1:
                if (buffer[i] == 0x62)
                    messageStatus++;
                else
                    messageStatus = 0;
                break;
                //Wait for Message Class character
                //Only navigation messages are parsed (message class 0x01)
            case 2:
                if (buffer[i] == 0x01)
                {
                    messageStatus++;
                }
            }
        }
    }
}
```



```

        CK_A += buffer[i];
        CK_B += CK_A;
    }
    else
    {
        messageStatus = 0;
        CK_A = 0;
        CK_B = 0;
    }
break;
                //Wait for Message ID character
                //Only POSLLH(0x02) and VELNED(0x12) messages are parsed
case 3:
    messageBuffer[messageBufferCounter++] = buffer[i];
    messageLengthCounter = 0;
    messageStatus++;
    CK_A += buffer[i];
    CK_B += CK_A;
break;
                //Wait for message length
case 4:
    if (messageLengthCounter == 0)
    {
        messageLength = buffer[i];
    }
    else
    {
        messageLength = (buffer[i] << 8) | messageLength;
        messageStatus++;
    }
    messageLengthCounter++;
    CK_A += buffer[i];
    CK_B += CK_A;
break;
                //Wait for data bytes
case 5:
    messageBuffer[messageBufferCounter++] = buffer[i];
    CK_A += buffer[i];
    CK_B += CK_A;

    if (--messageLength == 0)
        messageStatus++;
break;
                //Wait for CK_A
case 6:
    if (CK_A != buffer[i])
    {
        messageStatus = 0;
        messageBufferCounter = 0;
        CK_A = 0;
        CK_B = 0;
    }
    else
        messageStatus++;
break;
                //Wait for CK_B
case 7:
    if (CK_B == buffer[i])
    {
        if (messageBuffer[0] == 0x02)
            ParsePOSLLHMsg(messageBuffer, &message.latitude, &message.longitude, &message.altitude);

        if (messageBuffer[0] == 0x12)
            ParseVELNEDMsg(messageBuffer, &message.velNorth, &message.velEast, &message.velDown);
    }
    messageStatus = 0;
    messageBufferCounter = 0;
    CK_A = 0;
    CK_B = 0;
break;
    }
}
return message;
}
void MessageToStream(navMessage Message, unsigned char *StreamLength, char* Stream)
{
    sprintf(Stream, "Lat:%10.8f,Lon:%10.8f,Alt:%8.3f,VelN:%6.3f,VelE:%6.3f,VelD%6.3f\r\n",
        Message.latitude, Message.longitude, Message.altitude, Message.velNorth, Message.velEast, Message.velDown);
    *StreamLength = strlen(Stream);
}
void DataPack(char *message, double data)
{
    char buffer[20];
    sprintf(buffer, "%s%5.3f\r\n", message, data);
}

```

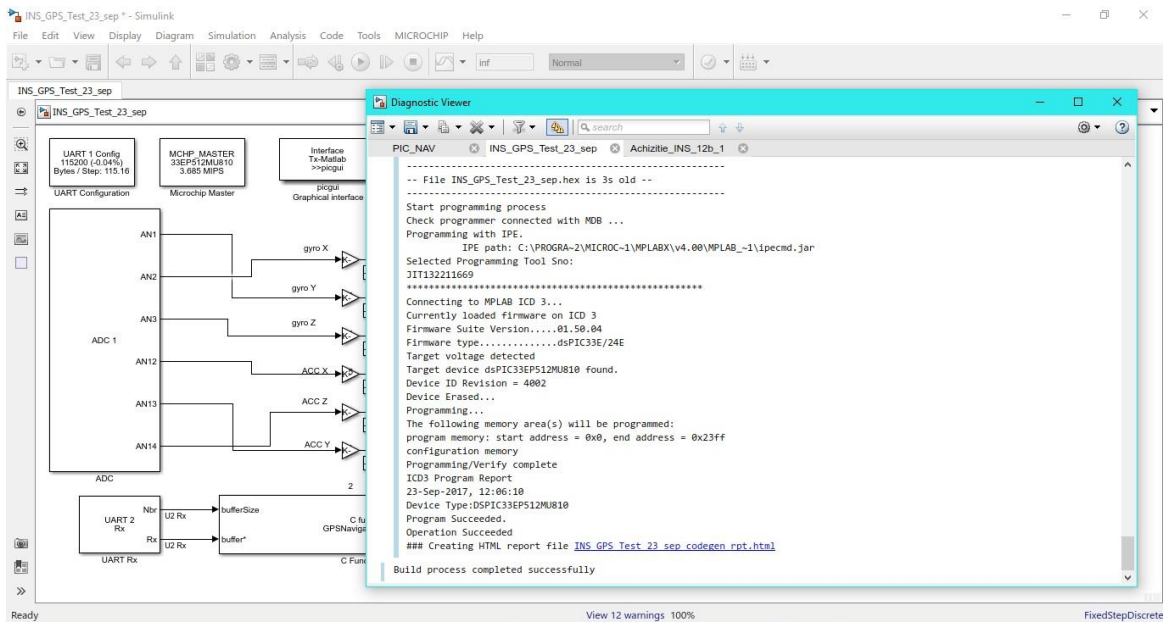



Fig. 8 Programarea software

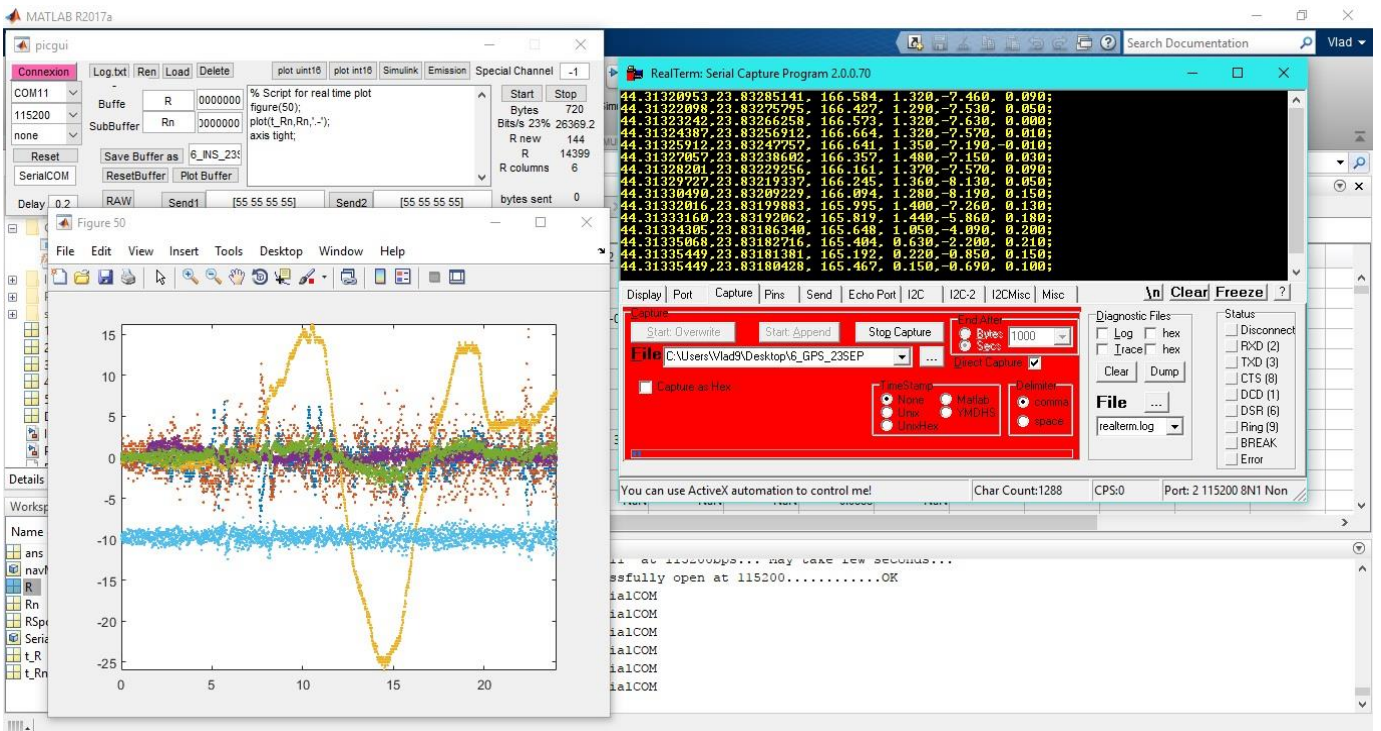
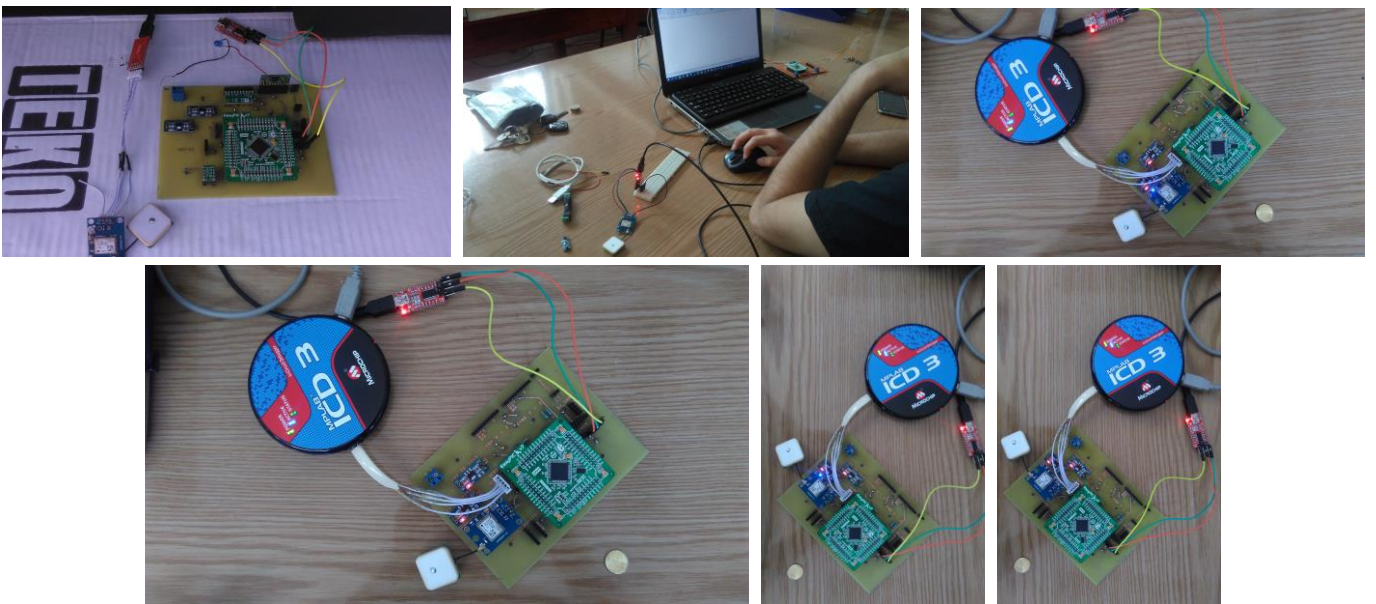


Fig. 9 Testarea pe componente si in complet in laborator

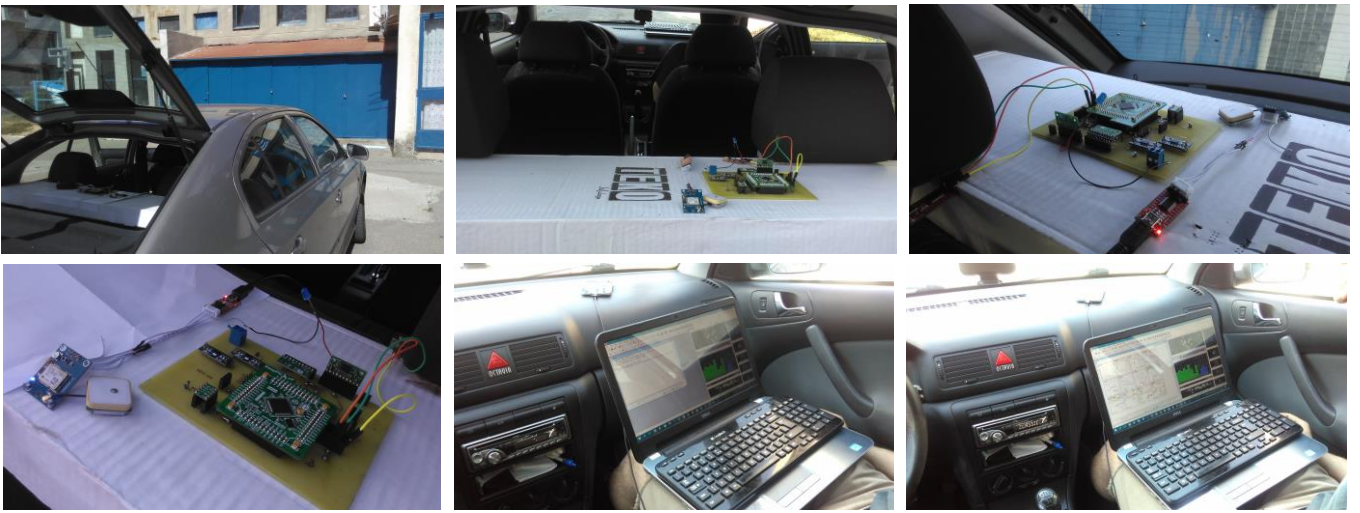


Fig. 10 Testarea pe componente cu sistemul ambarcat pe timp de zi

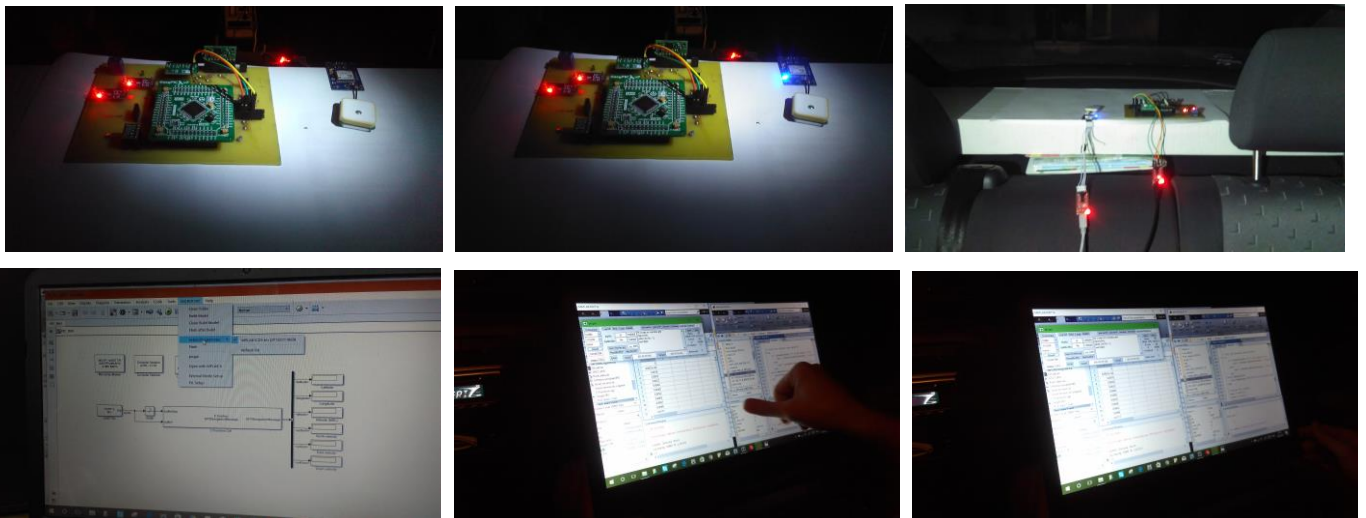


Fig. 11 Testarea pe componente cu sistemul ambarcat pe timp de noapte

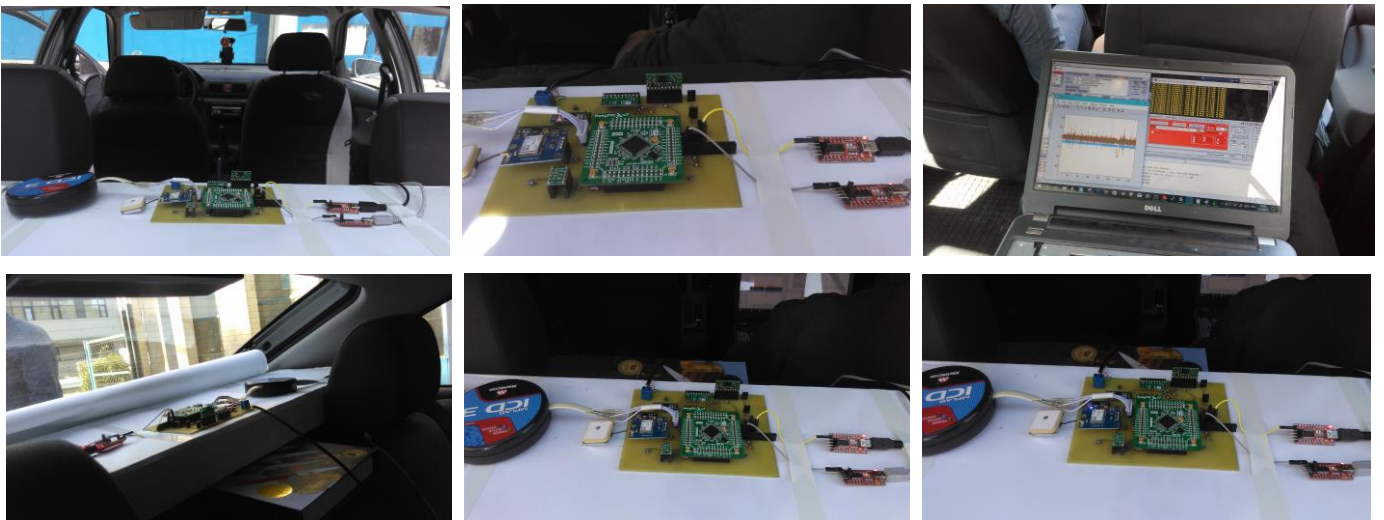


Fig. 12 Testarea cu sistemul ambarcat in complet

Datele de la senzorii inertiali au fost achizitionate cu o cadenta de 100 esantioane/s, in timp ce receptorul GPS a furnizat date o data pe secunda. Pe langa calibrarea grosiera realizata in laborator, bias-urile senzorilor inertiali au fost usor ajustate cu vehiculul de testare in repaus. Informatia de la senzorul accelerometric triaxial a fost stocata in m/s^2 , in timp ce de la cei doi senzori girometrici biaxiali au fost folosite doar trei canale de viteza unghiulara care au furnizat date stocate in laptopul de achizitie in $^\circ/s$. Receptorul GPS a furnizat informatii legate de pozitia globala a vehiculului (latitudine, longitudine, latitudine) si de componentele vitezei acestuia in referentialul NED (North-East_Down). De asemenea, pentru situatia comutarii catre ANFIS-ul din algoritmul de fuziune a datelor s-a considerat si flag-ul care contorizeaza disponibilitatea receptorului GPS (0 sau 1) si care este folosit in switch-ul din software-ul care implementeaza sistemul integrat de navigatie. In situatia in care receptorul GPS devine indisponibil datele de pozitie si viteza arata ca in exemplul de mai jos: setarea sistemului este ca atunci cand nu mai primeste date sa puna ultima pozitie valida cunoscuta, iar in final afiseaza un semnal de nul. Imediat ce receptorul proceseaza date valide acestea sunt comunicate pe magistrala de date.

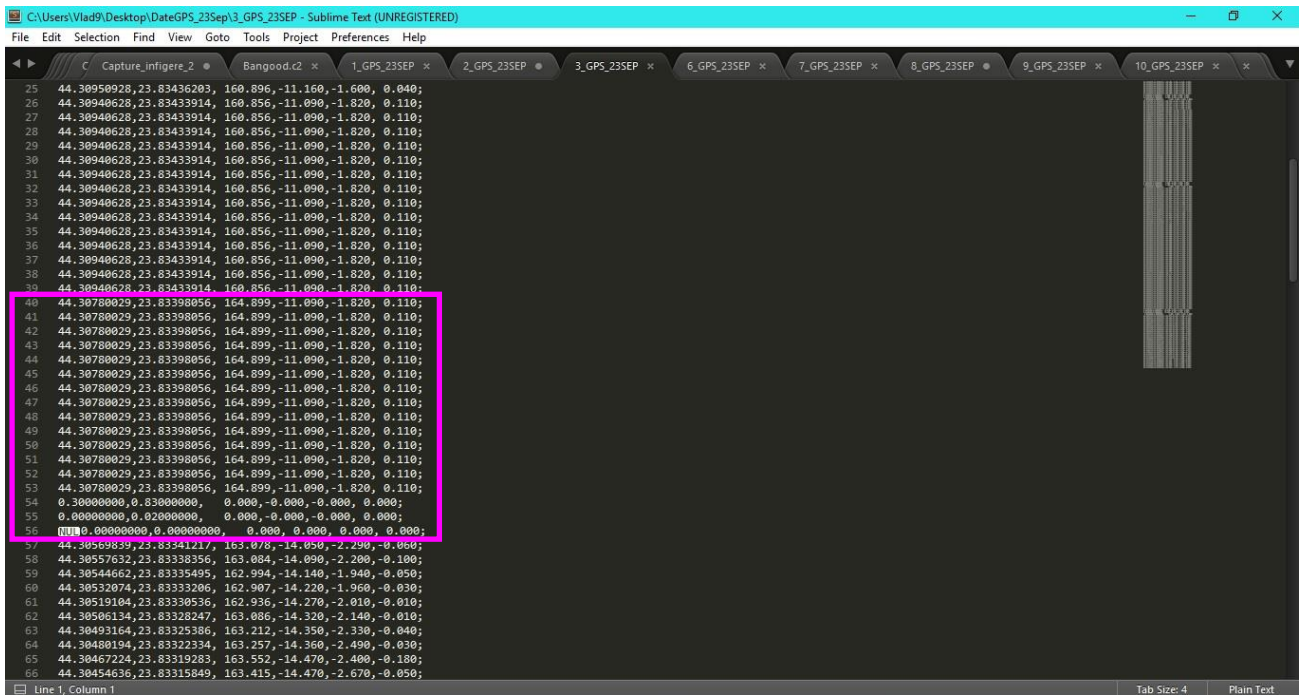


Fig. 13 Caderea semnalului GPS

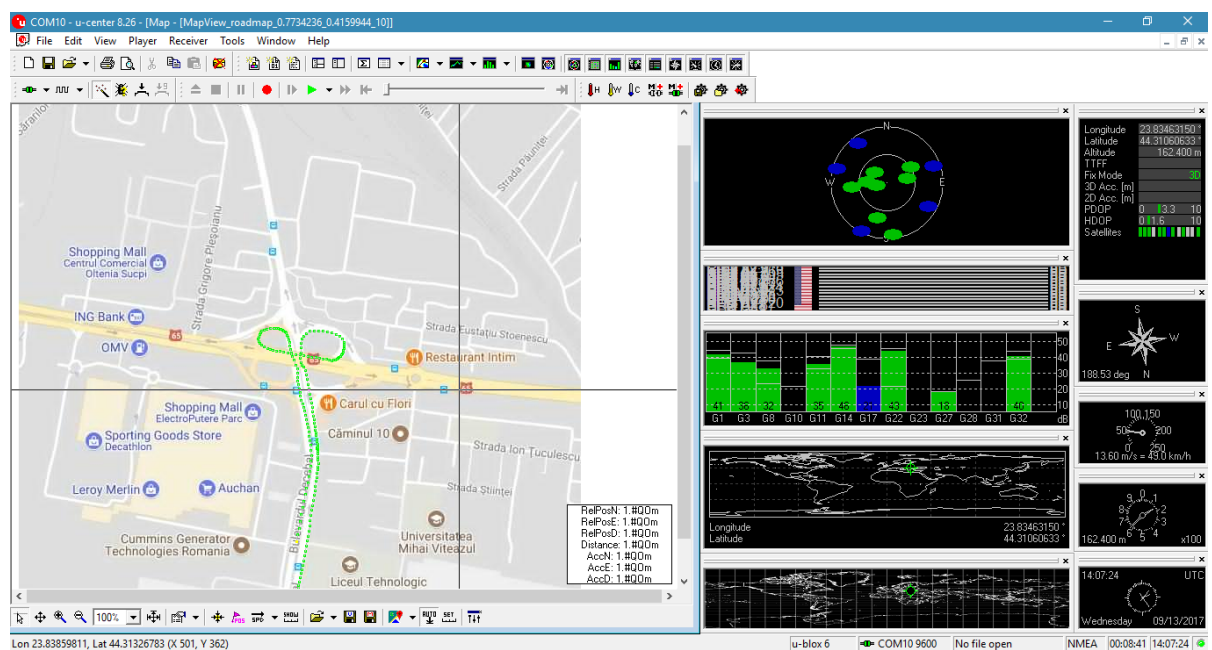
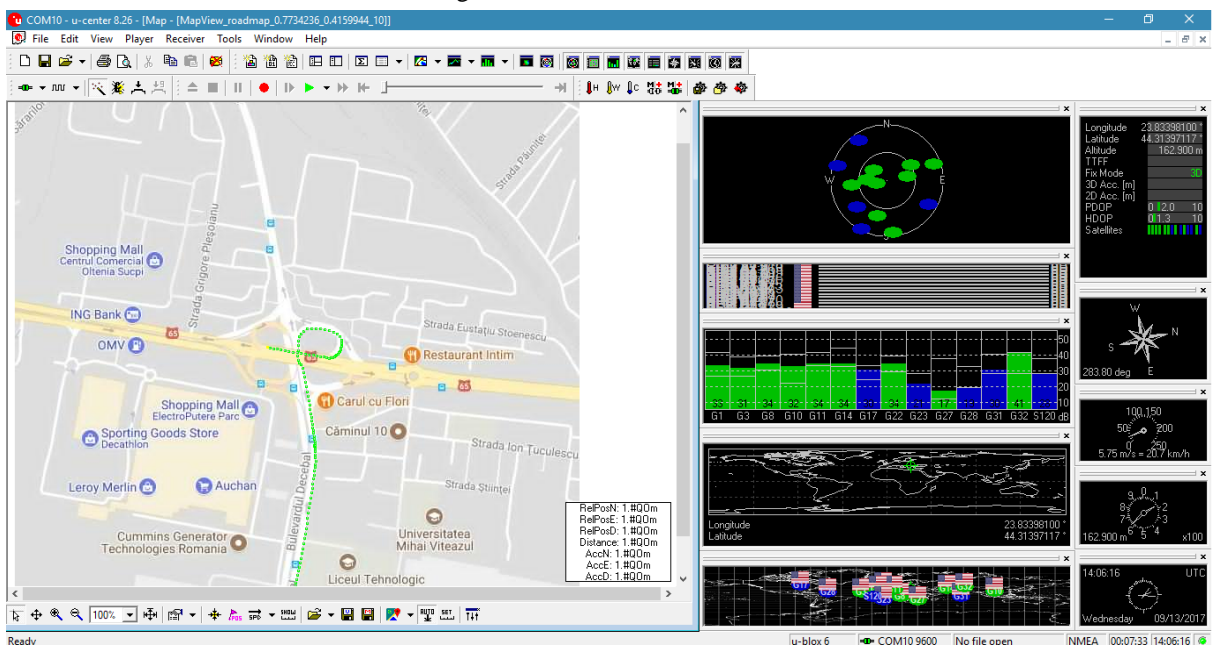
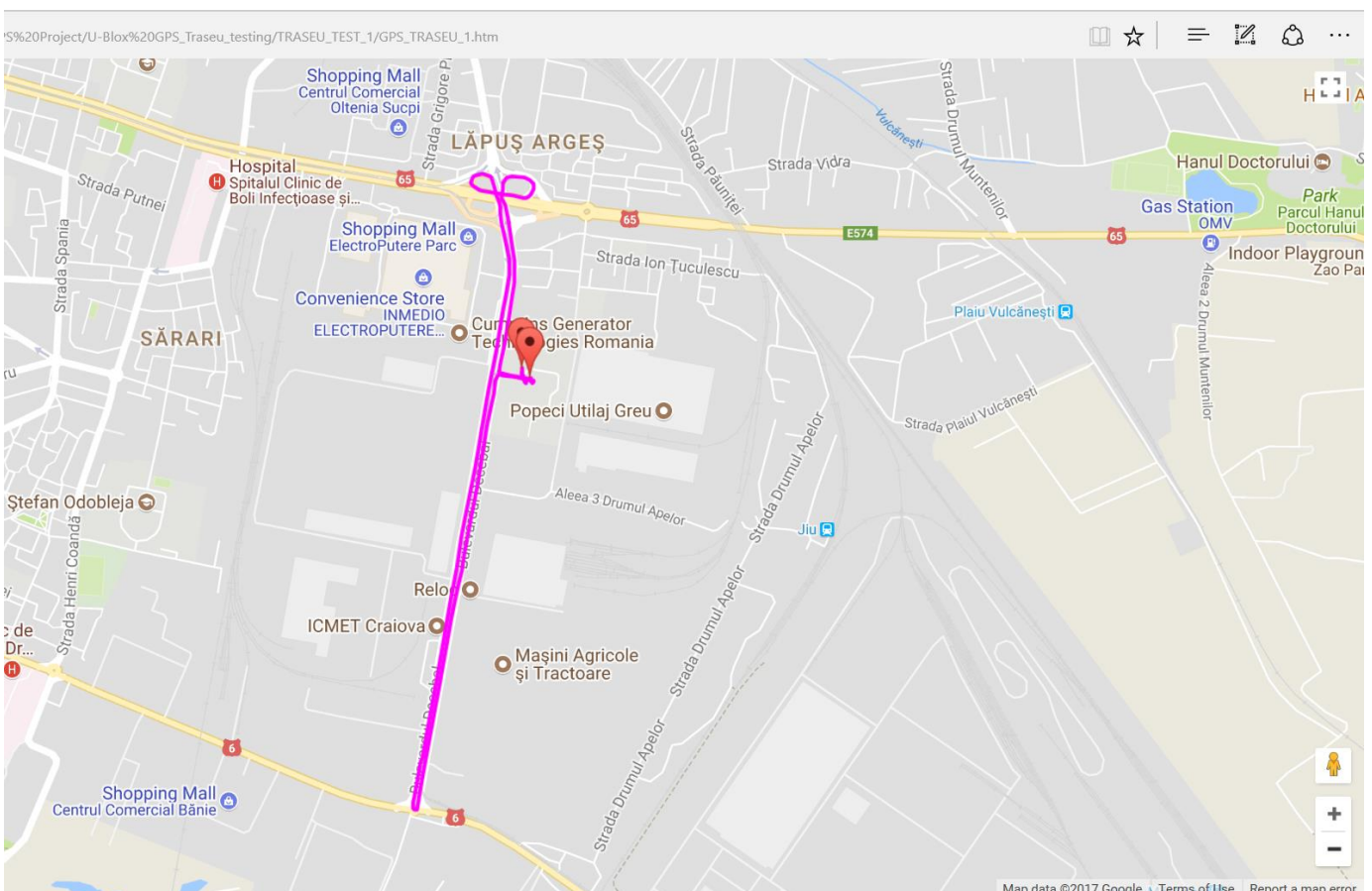
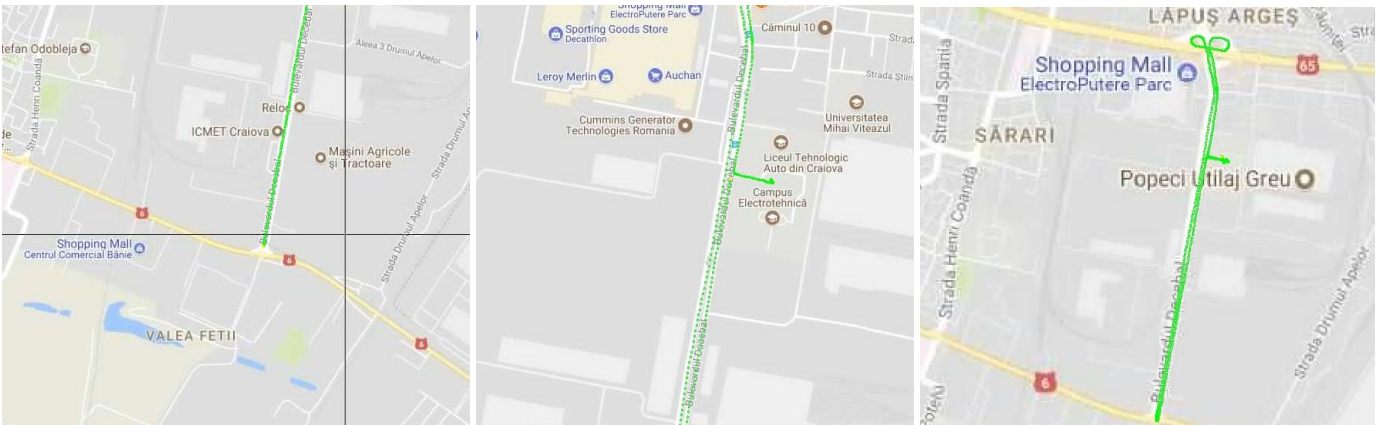
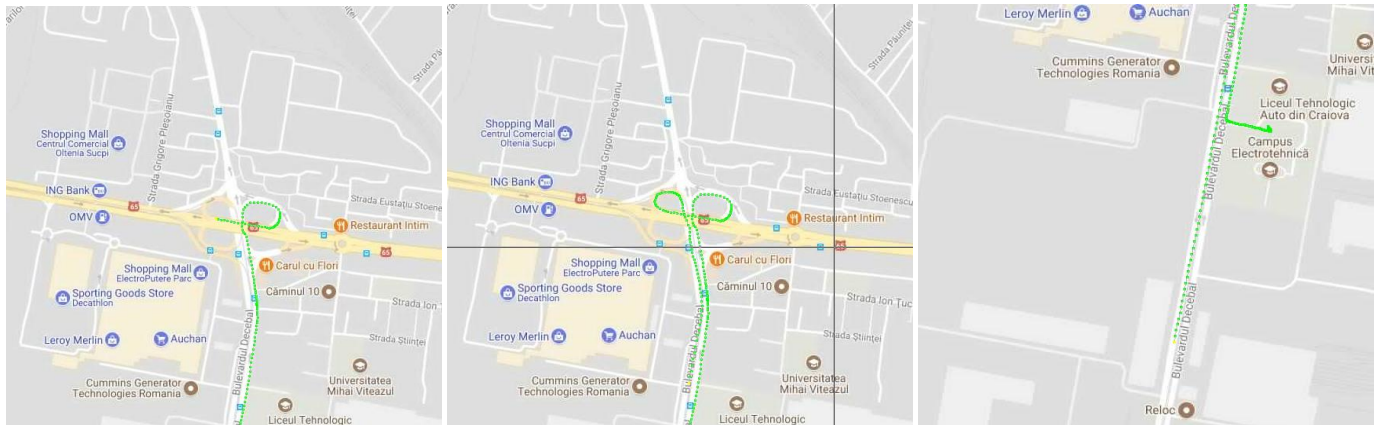


Fig. 14 Monitorizarea parametrilor sistemului GPS ambarcat

Pentru colectarea de date au fost realizate mai multe teste in zona complexului de laboratoare de la Inginerie Aerospaciala Craiova, obiectivele propuse in prezentul proiect fiind acelea de a demonstra functionalitatea algoritmilor propusi pe date experimentale.

Datorita faptului ca functionarea algoritmilor propusi se bazeaza pe antrenarea de retele neuronale cu date experimentale, este evident ca precizia si aria de acoperire a acestora creste cu cantitatea de date colectate intr-o zona geografica cat mai mare.

In cele ce urmeaza, atat in cadrul acestei activitati, cat si in cadrul urmatoarelor trei activitati, o sa prezentam analiza realizata pe date experimentale achizitionate in teste din zona laboratoarelor noastre.



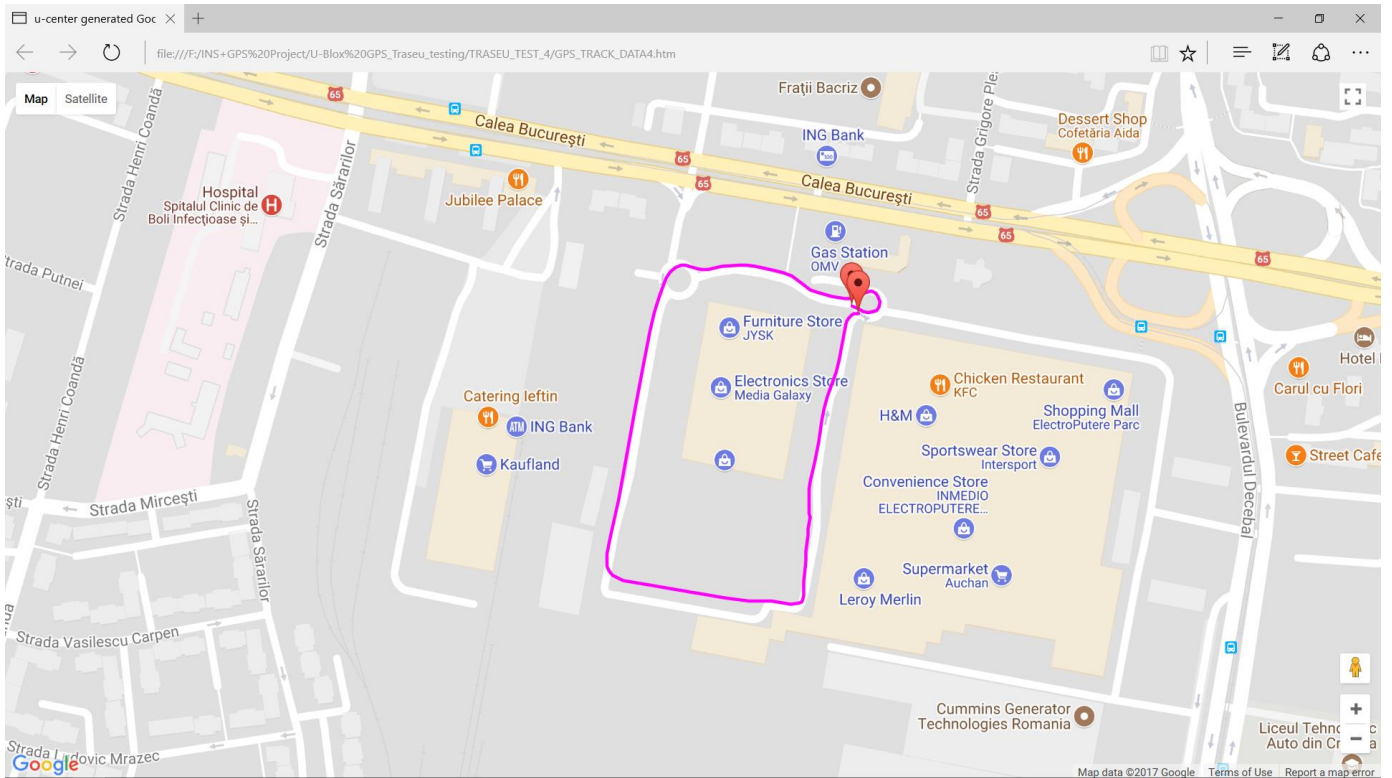
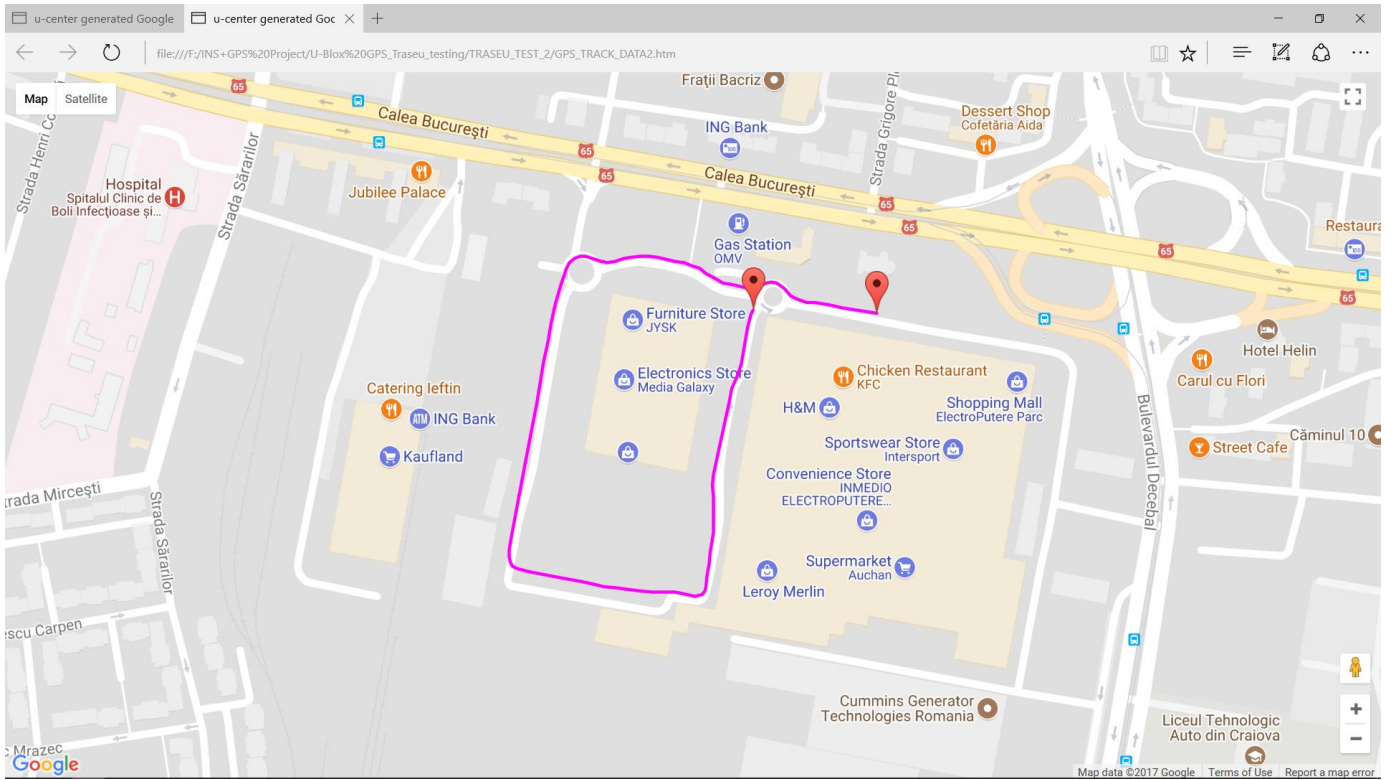


Fig. 15 Monitorizarea pozitiei vehiculului in timpul testelor

In prima faza sunt expuse rezultatele prin care au algoritmi neuro-fuzzy pentru predictia datelor pierdute in citirile sistemului GPS datorita cadentei de achizitionare semnificativ diferita fata de cea a INS: in situatia noastra cadenta GPS a fost de 1 sample/s, iar cea INS de 100 samples/s. Structura sistemului integrat de navigatie INS/GPS care utilizeaza un astfel de algoritm este prezentata in Fig. 16.

Algoritmul neuro-fuzzy este un extrapolator pentru datele receptionate de la sistemul GPS, dar, al carui mecanism de formare si antrenare, asa cum s-a prezentat in etapa a II-a a proiectului, utilizeaza in prima faza date de la sistemul INS, care, dupa initializare, pe termen scurt, nu-si degradeaza semnificativ performantele solutiei de navigatie sub influenta erorilor senzorialor din unitatea inertiala de detectie. Schema structurala a procesului de antrenare initiala a Sistemelor de Inferenta Fuzzy (FIS) din cele sase canale este prezentata in Fig. 17. Spre deosebire de situatia simulata in Etapa a II-a a proiectului unde diferenta dintre cadentele celor doua sisteme era de un ordin de marime, in datele experimentale actuale avem o diferenta de doua ordine de marime intre cadentele celor doua sisteme, deci o situatie mult mai dezavantajoasa.

In continuare sunt expuse rezultatele obtinute pentru un caz de testare, in care traiectoria orizontala a vehiculului a avut forma unui U, cu o coborare de cativa metri in zona de intoarcere, conform hartii de mai jos (Fig. 18).

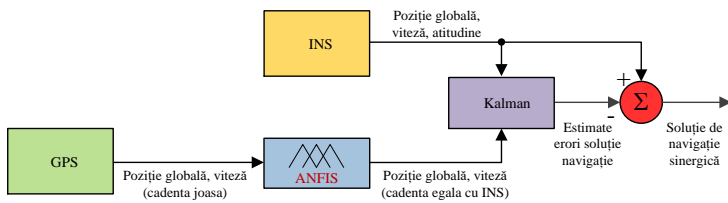


Fig. 16 Structura INS/GPS cu extrapolator neuro-fuzzy

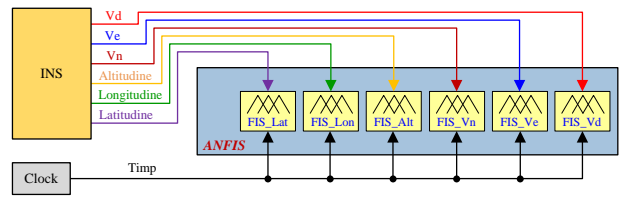


Fig. 17 Procesul de antrenare initiala a FIS-ului

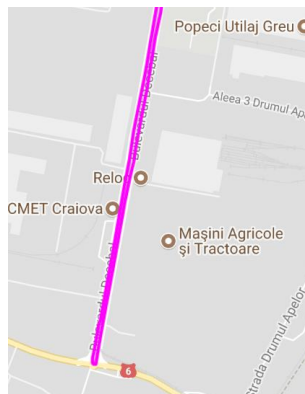


Fig. 18 Traseul de testare

FIS-urile initiale au fost antrenate pentru primele 100 de esantioane din fiecare canal de pozitie si viteza, prima actualizare a acestora facandu-se la momentul $t=2s$. Pentru fiecare din cele sase canale sunt date in continuare bazele de reguli obtinute pentru FIS-urile initiale si evaluarea rezultatelor comparativ cu curbele construite cu iesirile sistemului GPS. Pentru vizualizarea mai buna a modului in care semnalele estimate urmaresc semnalele GPS s-au realizat cate doua grafice in zoom pentru caracteristicile generale ale fiecaruia din cele sase canale de detectie.

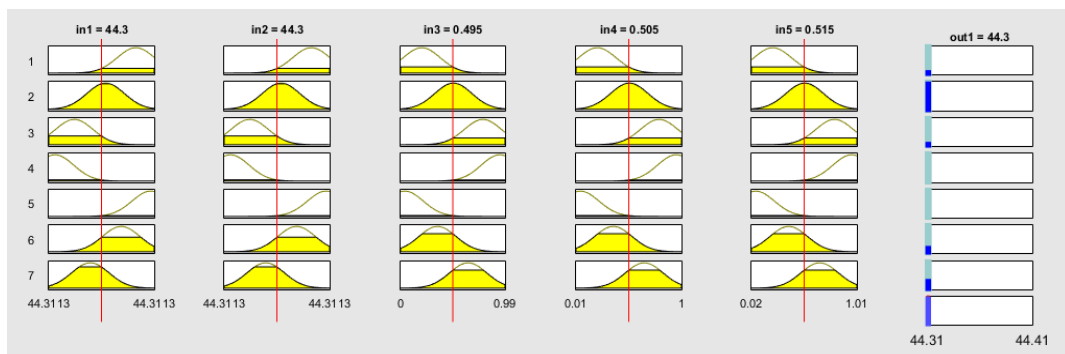


Fig. 19 Regulele FIS-ului initial din canalul de Latitudine

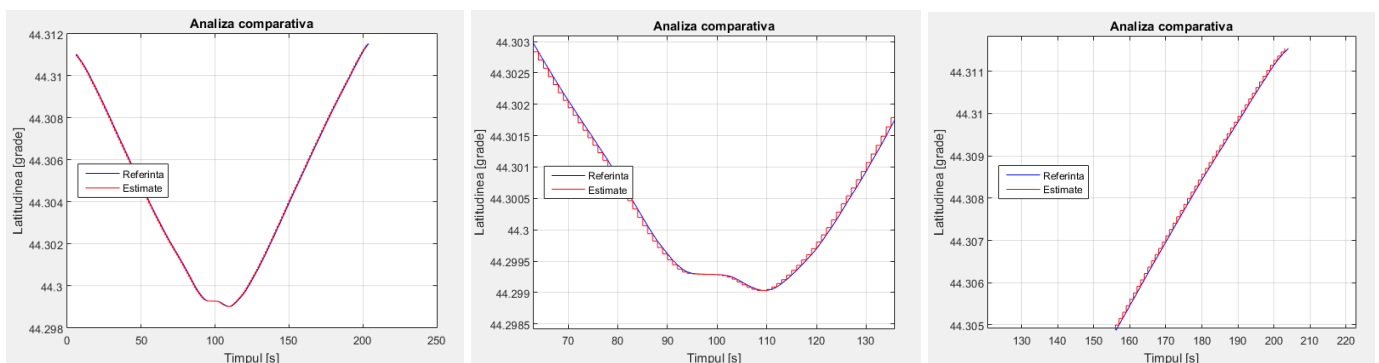


Fig. 20 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de Latitudine

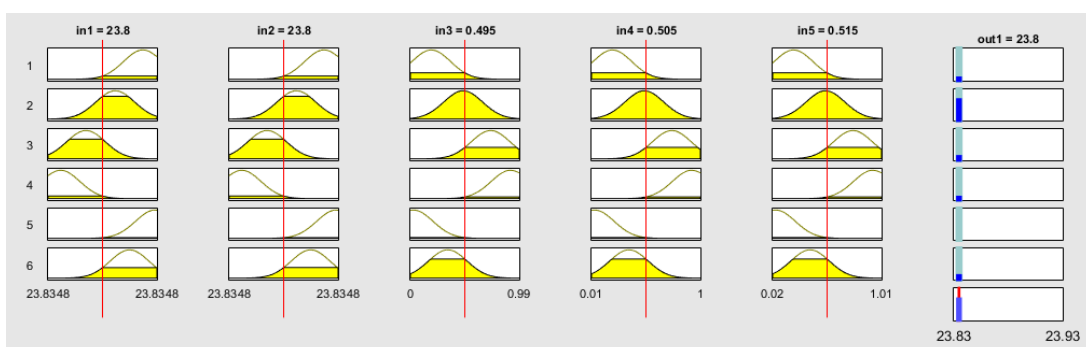


Fig. 21 Regulele FIS-ului initial din canalul de Longitudine

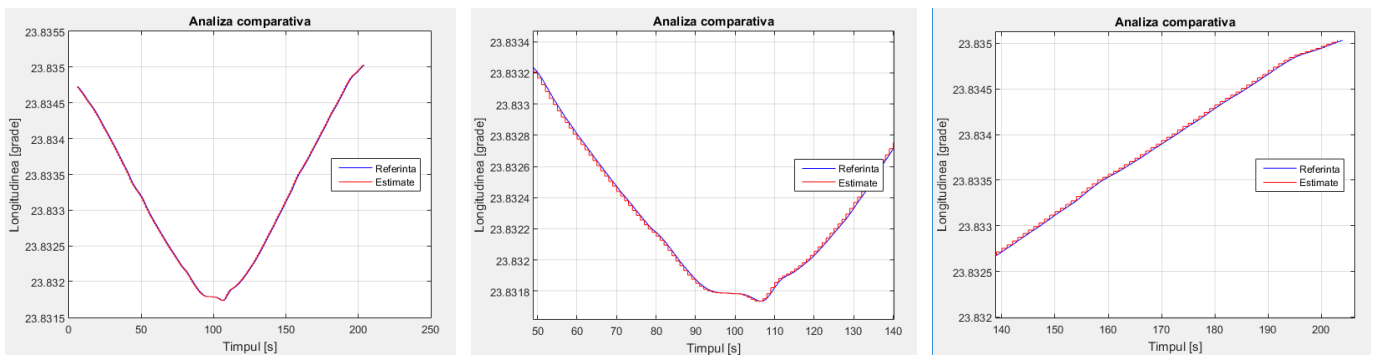


Fig. 22 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de Longitudine

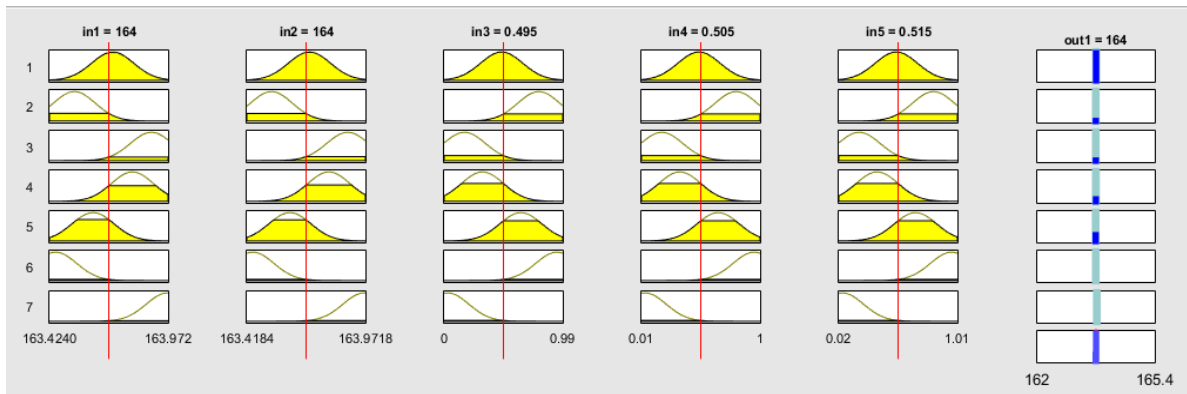


Fig. 23 Regulele FIS-ului initial din canalul de Altitudine

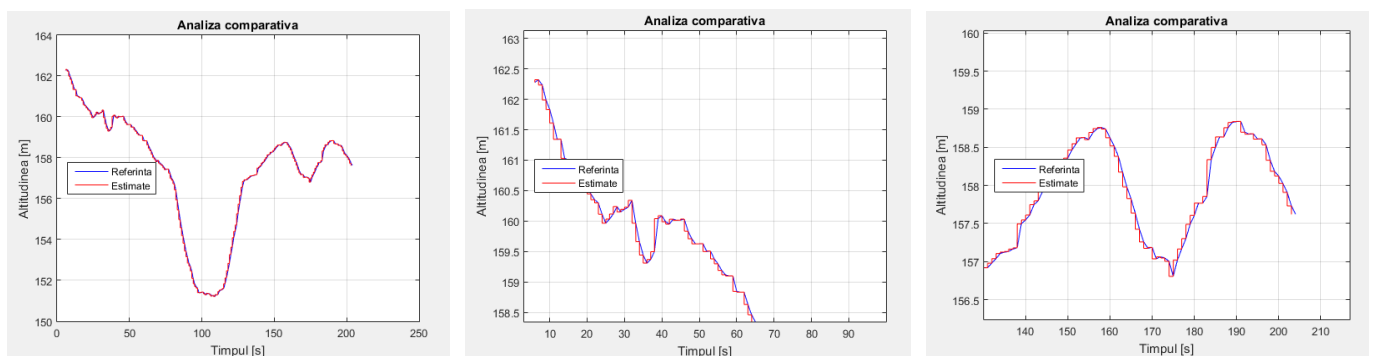


Fig. 24 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de Altitudine

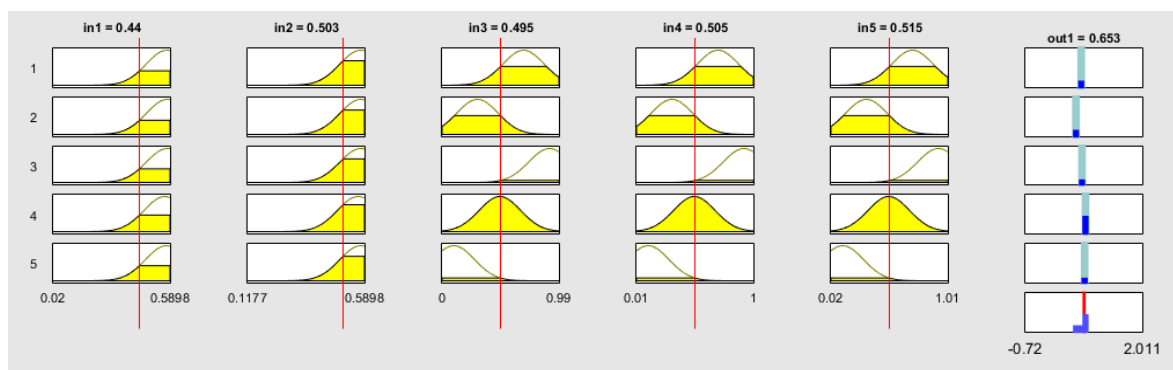


Fig. 25 Regulele FIS-ului initial din canalul de viteza in directia Nord

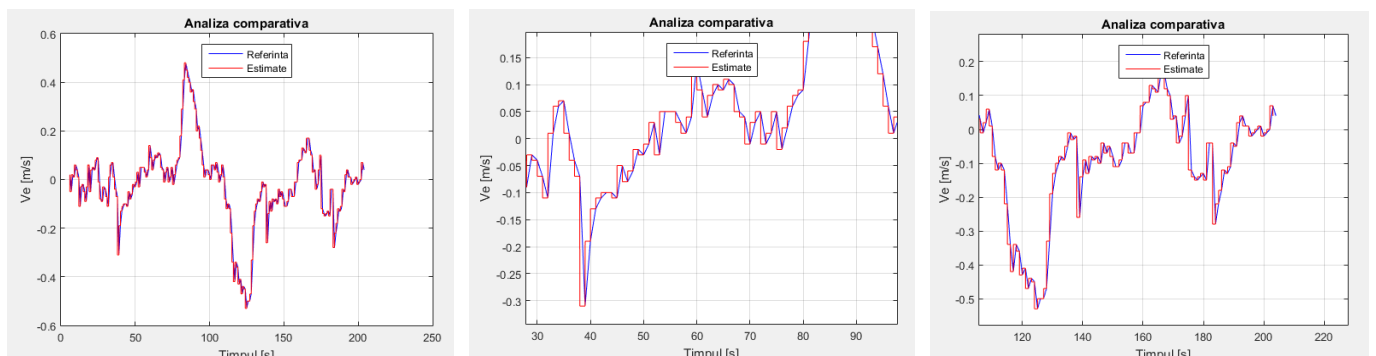


Fig. 26 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de viteza in directia Nord

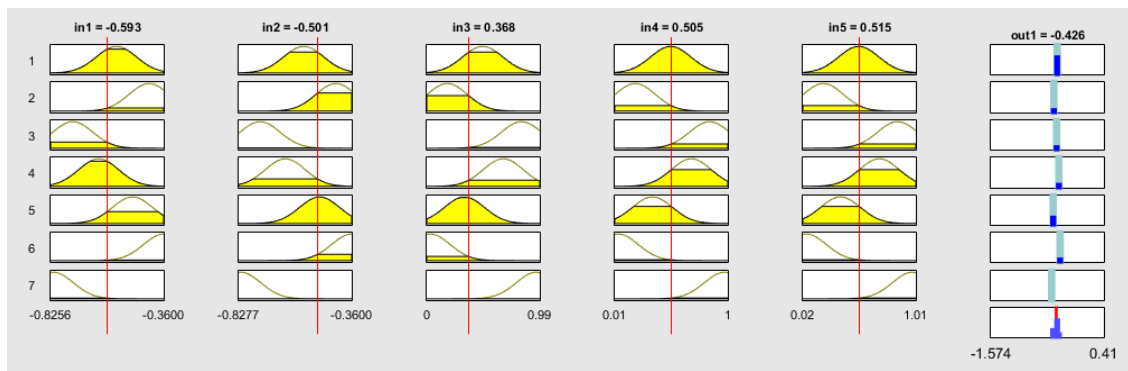


Fig. 27 Regulele FIS-ului initial din canalul de viteza in directia Est

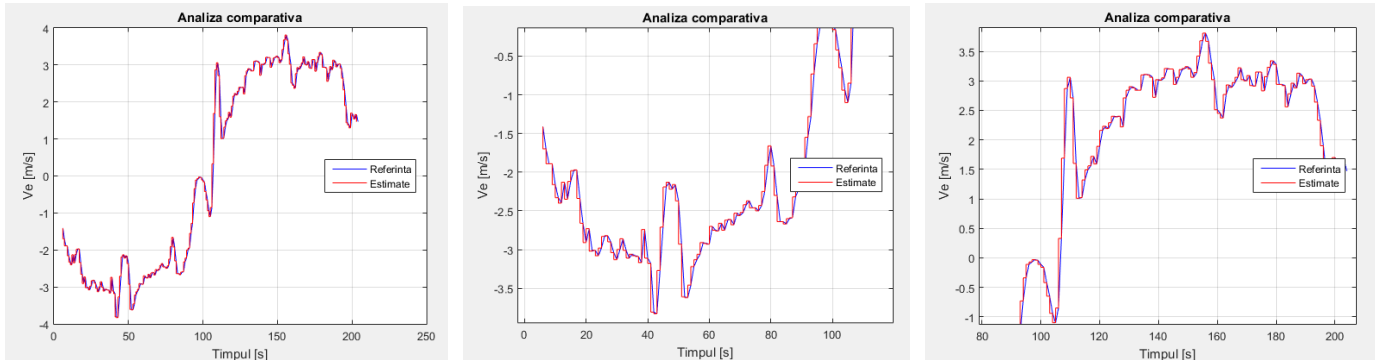


Fig. 28 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de viteza in directia Est

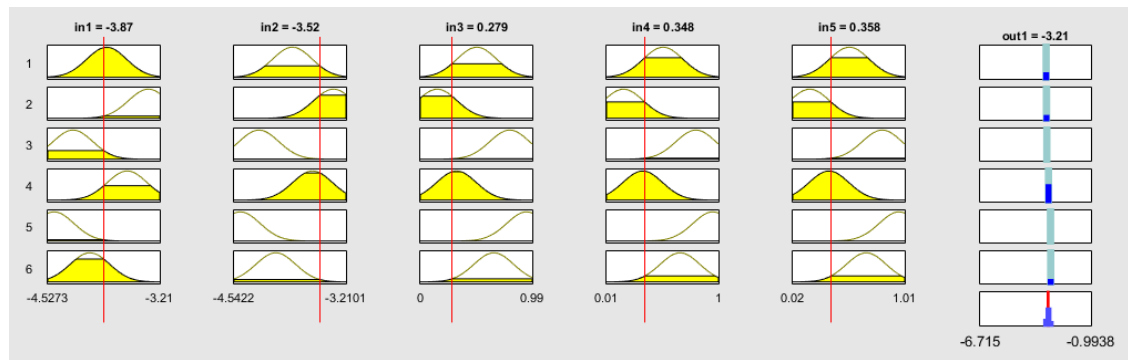


Fig. 29 Regulele FIS-ului initial din canalul de viteza de coborare

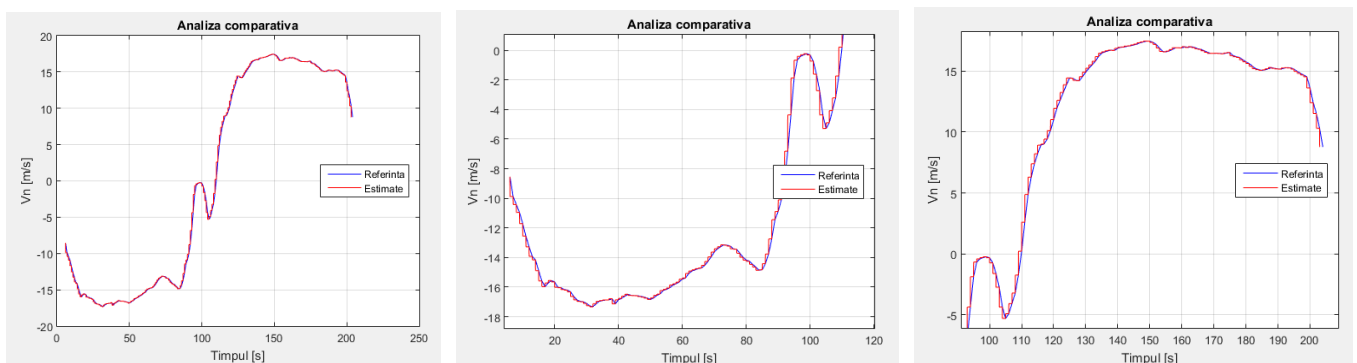


Fig. 30 Evaluarea rezultatelor pentru canalul de viteza de coborare

Plecand de la noile date extrapolate pentru GPS la cadenta de 100 samples/s si considerand valorile achizitionate de la senzorii inertiali (Fig. 31 si Fig. 32) pentru cest caz de testare, au rezultat datele de antrenare pentru ANFIS ca iesiri ale software-ului de integrare cu filtru Kalman din Fig. 33.

Dupa cum a fost stabilit in a II-a Etapa a proiectului, procesul de antrenare poate fi organizat ca in Fig. 34. Pachetul de date de antrenare are zece intrari (sase cai de la senzorii inertiali, trei unghiuri de atitudine si timpul de cadere a semnalului GPS) si sase iesiri (considerate in situatia de fata ca fiind corectiile generate de catre filtrul Kalman pentru canalele de pozitie si viteza). In situatia in care se produce pierderea semnalului GPS sistemele de inferenta fuzzy antrenate corecteaza direct solutia INS, oferind in acest fel solutia integrata de navigatie.

Cele sase sisteme FIS au pe intrari cele zece variabile stocate, iar la iesire fiecare dintre ele ofera corectii pe cate unul din urmatoarele canale: latitudine, longitudine, altitudine, viteza in directia nord, viteza in directia est, viteza verticala de coborare.

In cele ce urmeaza se exemplifica generarea structurilor FIS, antrenarea si evaluarea acestora pentru testul curent, care a avut o durata de peste 3 minute. Pentru fiecare din cele sase FIS-uri sunt prezentate bazele de reguli obtinute inainte si dupa antrenare (250 epoci), evolutiile erorii de antrenare pentru primele 50 de epoci si pentru 250 de epoci, si deviatiile intre datele de antrenare si cele furnizate de catre modelul FIS pentru sistemul neantrenat, antrenat 50 de epoci si respectiv 250 de epoci.

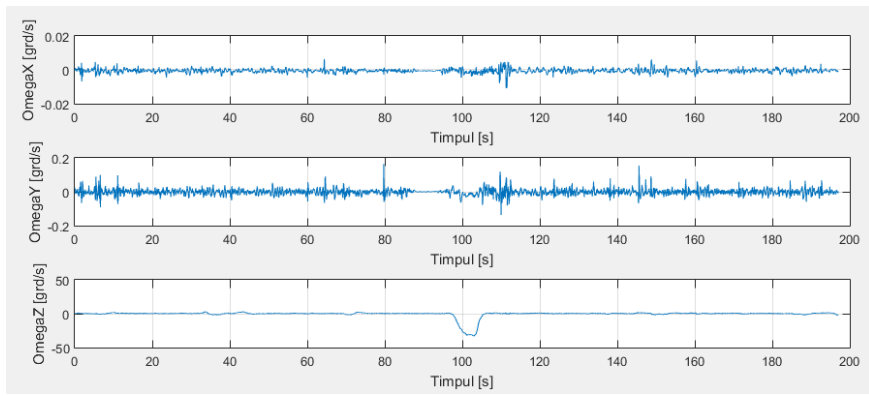


Fig. 31 Datele girometrice

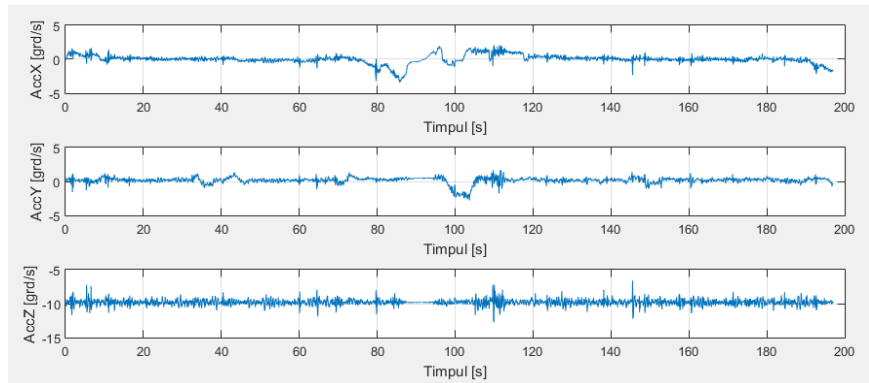


Fig. 32 Datele accelerometrice

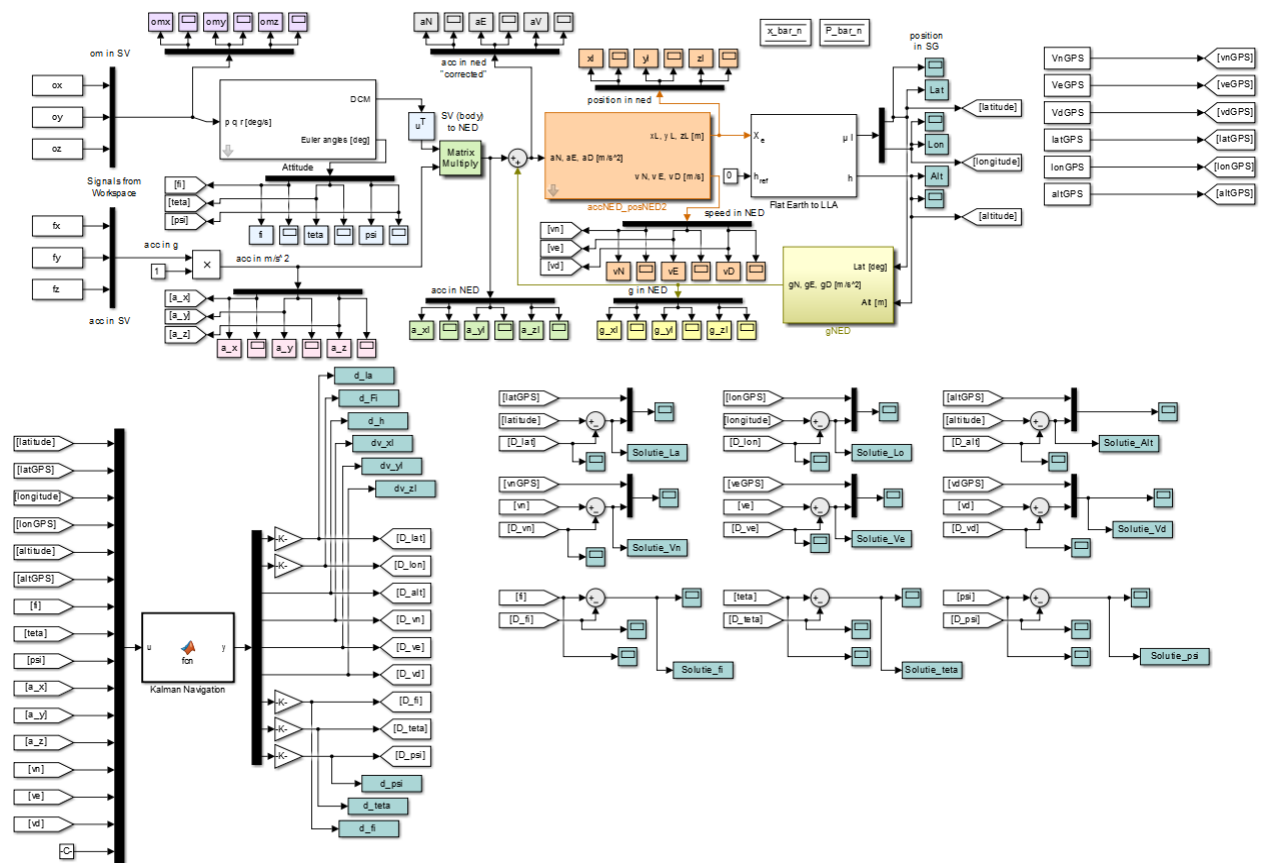


Fig. 33 Software-ului de integrare INS/GPS cu filtru Kalman

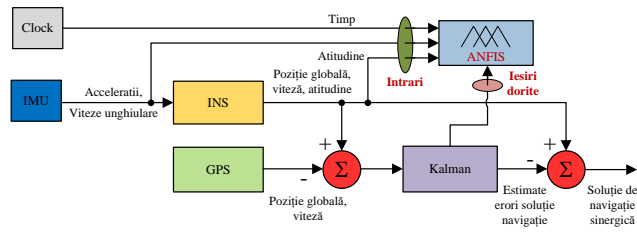


Fig. 34 Schema structurala a procesului de antrenare a FIS-ului

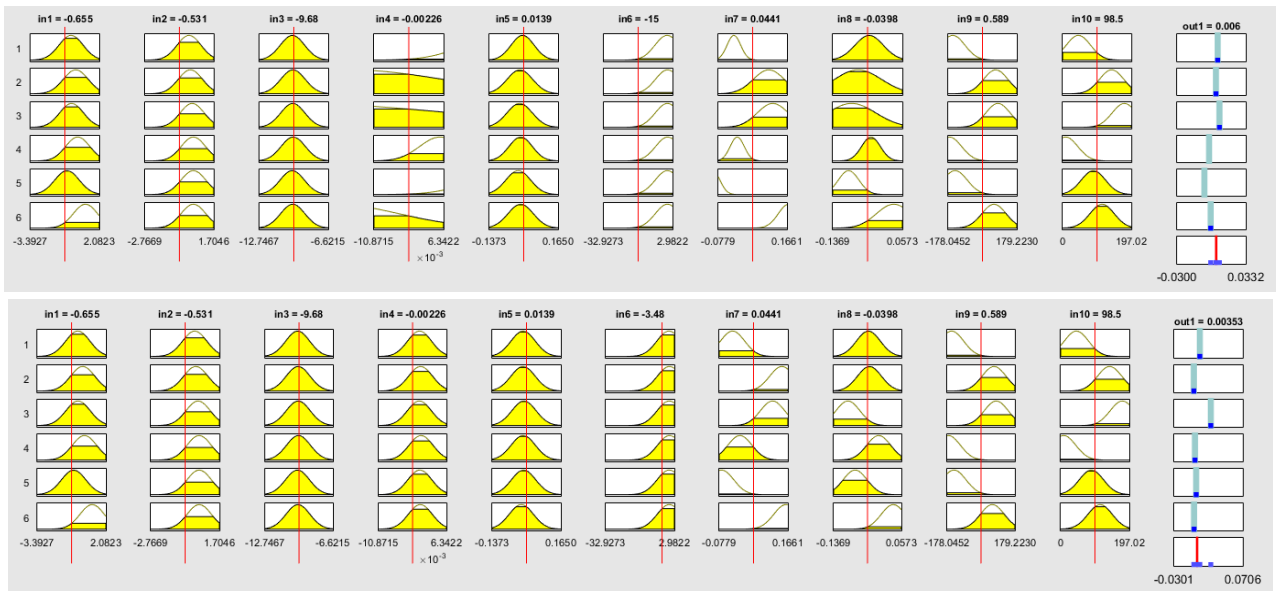


Fig. 35 Regulile inainte si dupa antrenarea FIS-ului din canalul de latitudine

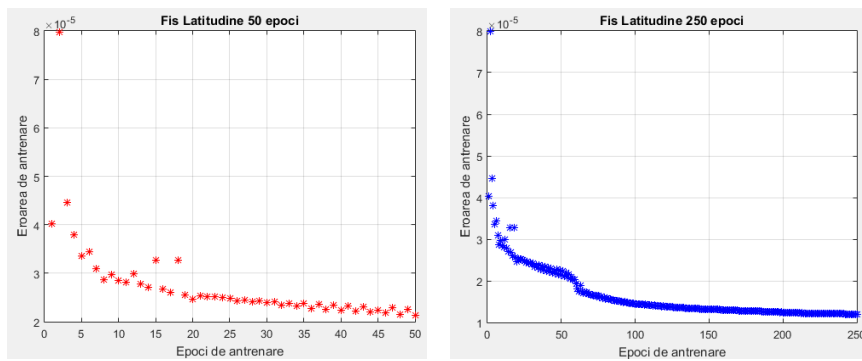


Fig. 36 Rezultatele antrenarii FIS-ului pentru canalul de latitudine

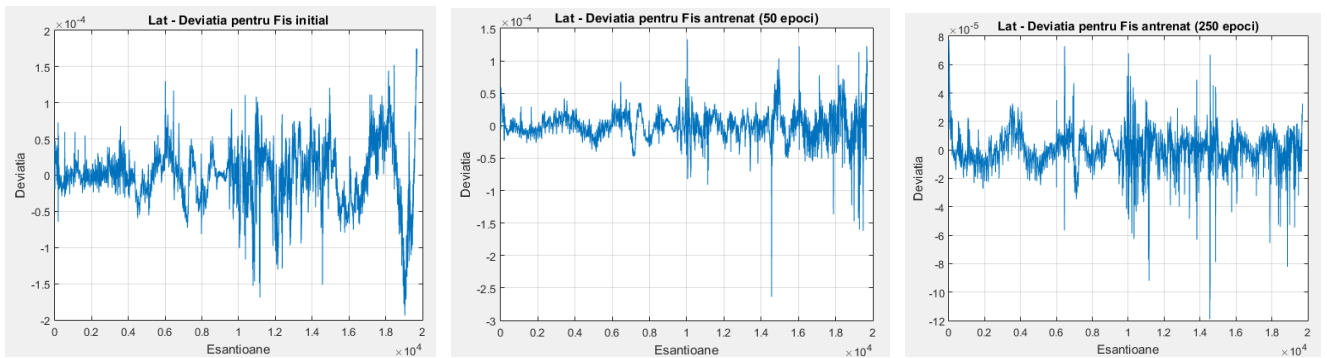


Fig. 37 Rezultatele evaluarii FIS-ului pentru canalul de latitudine

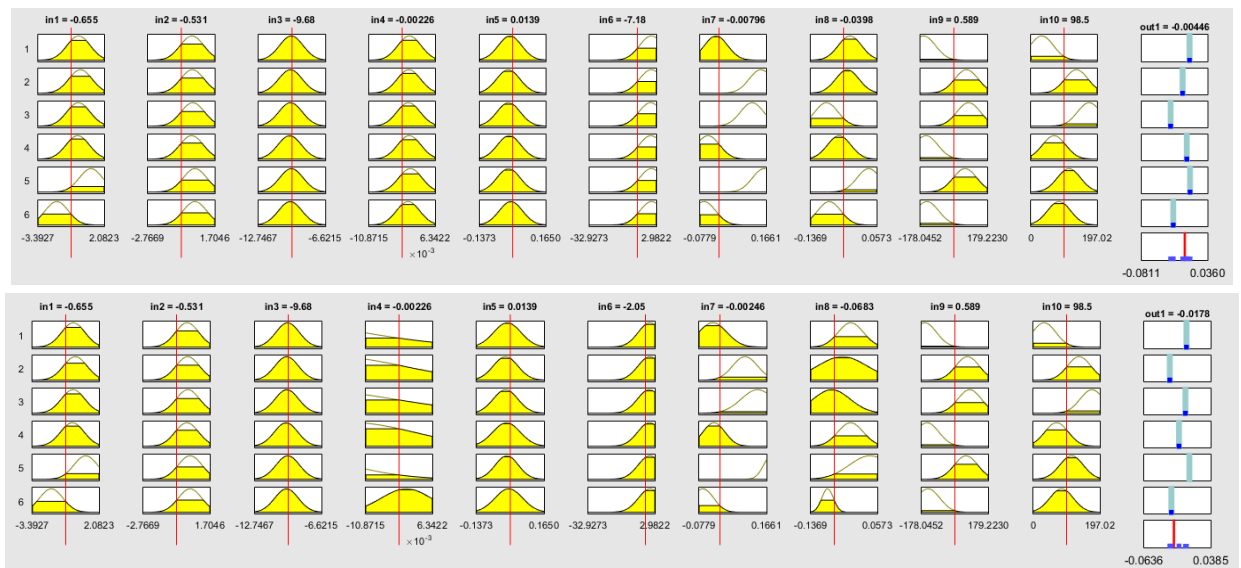


Fig. 38 Regulile inainte si dupa antrenarea FIS-ului din canalul de longitudine

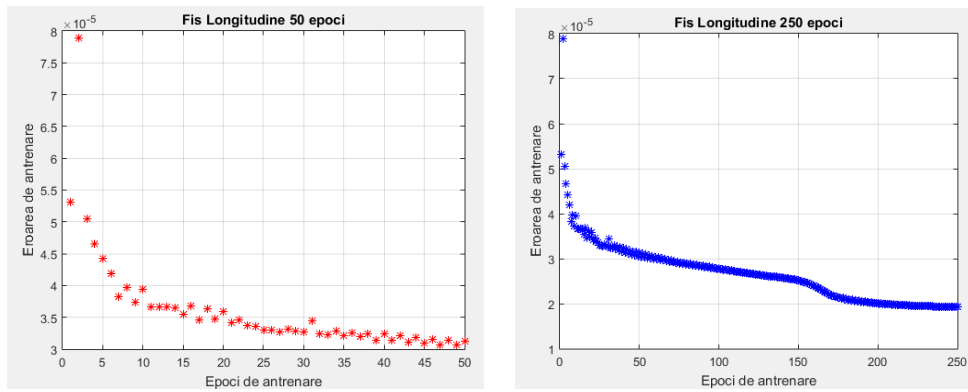


Fig. 39 Rezultatele antrenarii FIS-ului pentru canalul de longitudine

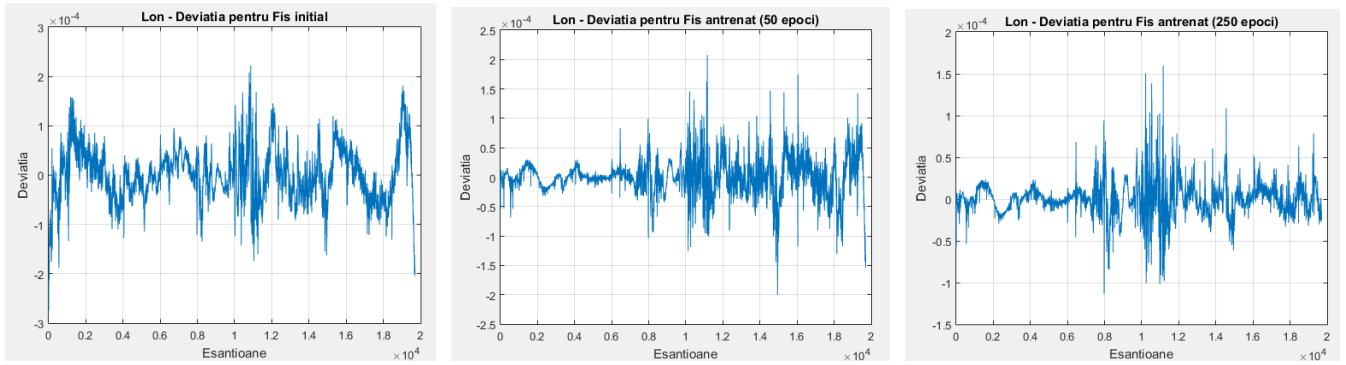


Fig. 40 Rezultatele evaluarii FIS-ului pentru canalul de longitudine

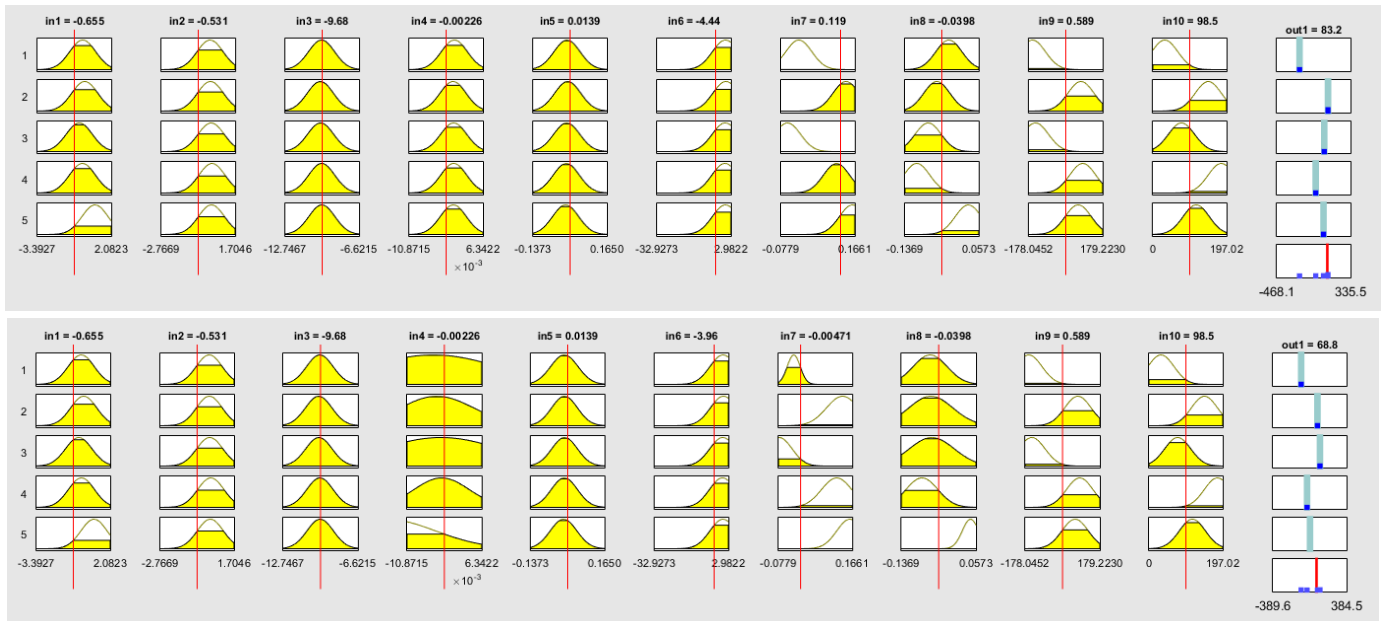


Fig. 41 Regulile inainte si dupa antrenarea FIS-ului din canalul de altitudine

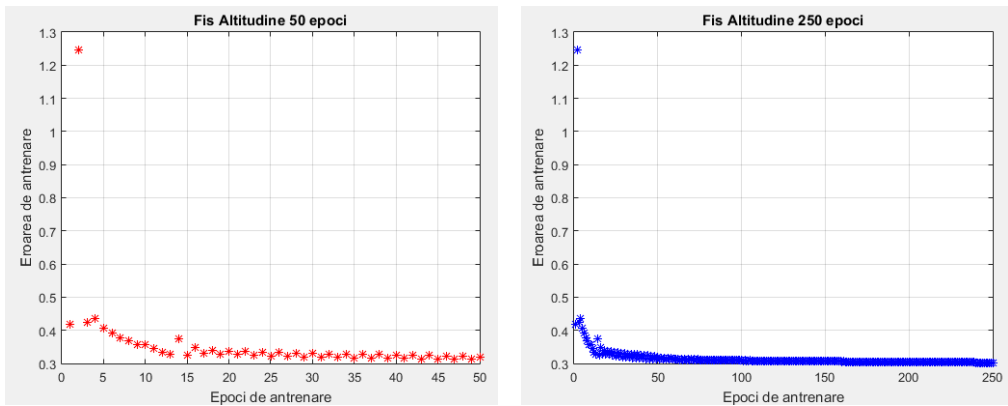


Fig. 42 Rezultatele antrenarii FIS-ului pentru canalul de altitudine

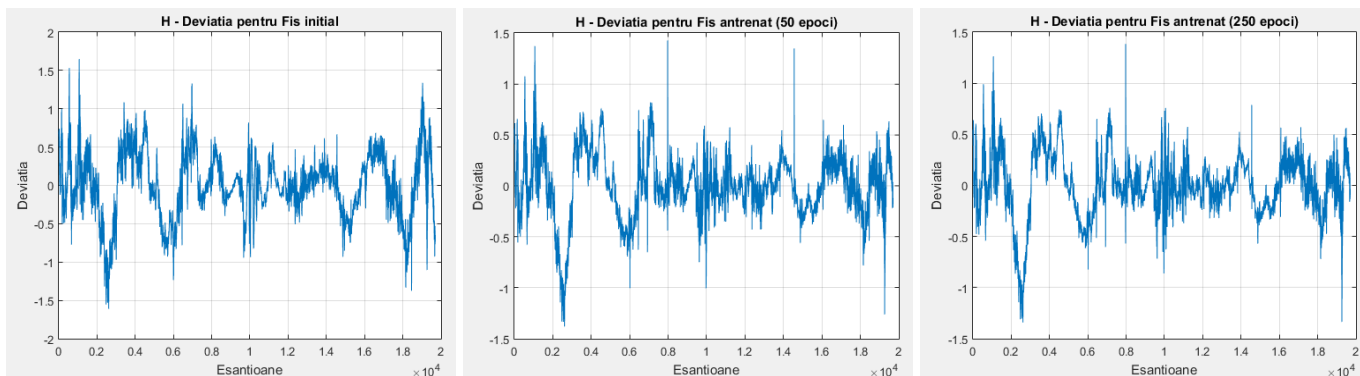


Fig. 43 Rezultatele evaluării FIS-ului pentru canalul de altitudine

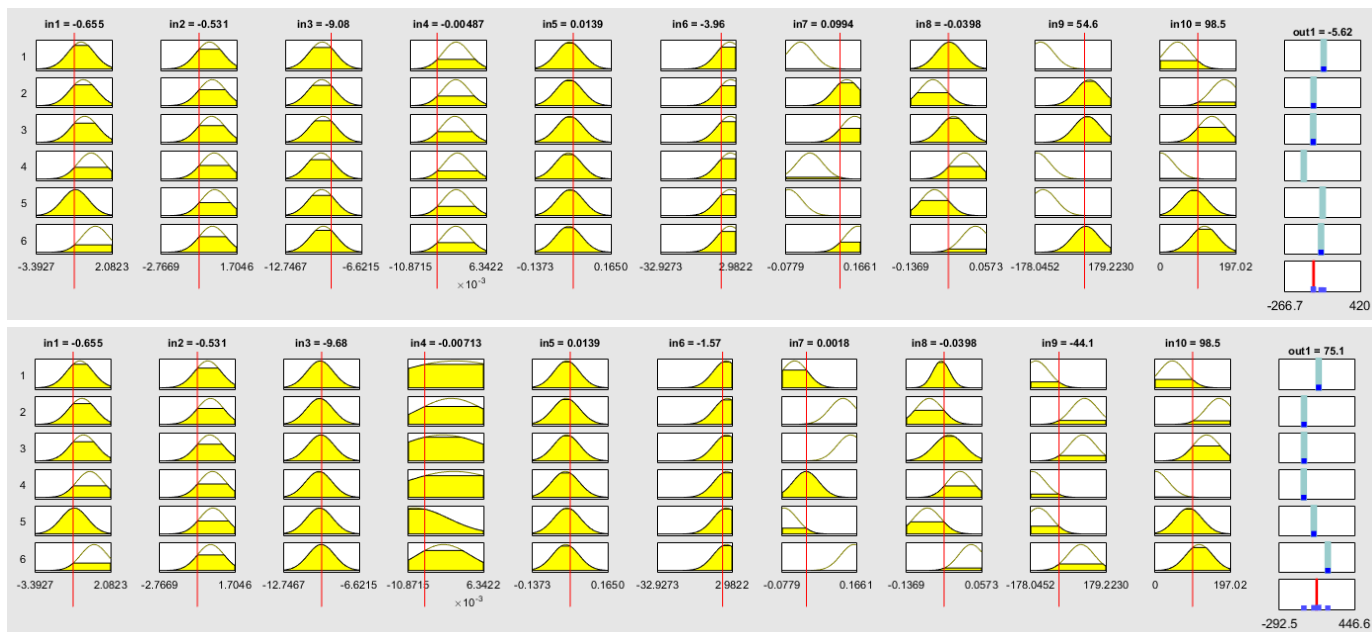


Fig. 44 Regulile înainte și după antrenarea FIS-ului din canalul de viteză în direcția nord

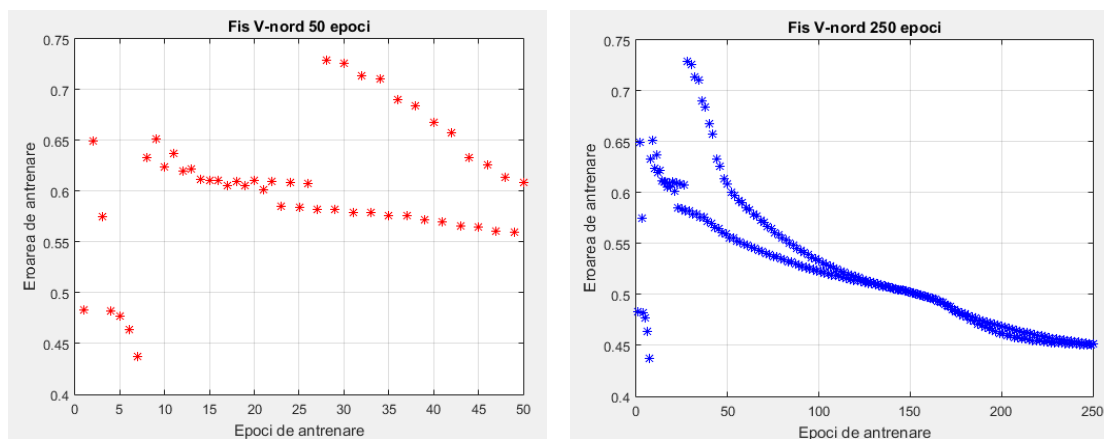


Fig. 45 Rezultatele antrenării FIS-ului pentru canalul de viteză în direcția nord

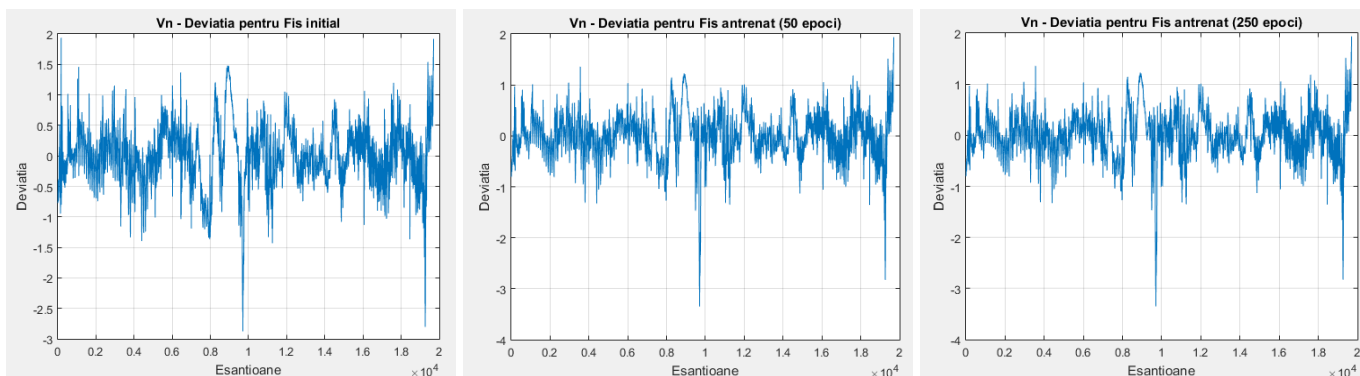


Fig. 46 Rezultatele evaluării FIS-ului pentru canalul de viteză în direcția nord

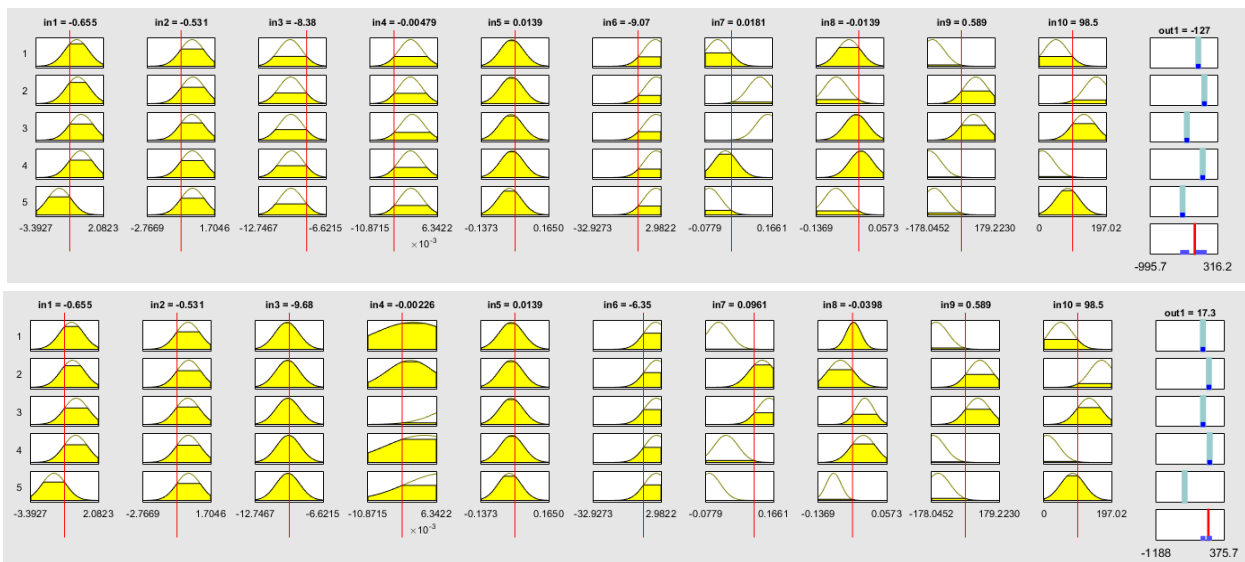


Fig. 47 Regulile inainte si dupa antrenarea FIS-ului din canalul de viteza in directia est

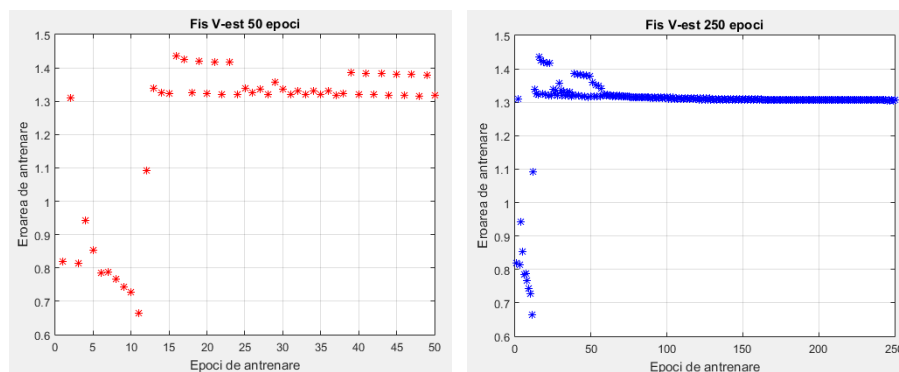


Fig. 48 Rezultatele antrenarii FIS-ului pentru canalul de viteza in directia est

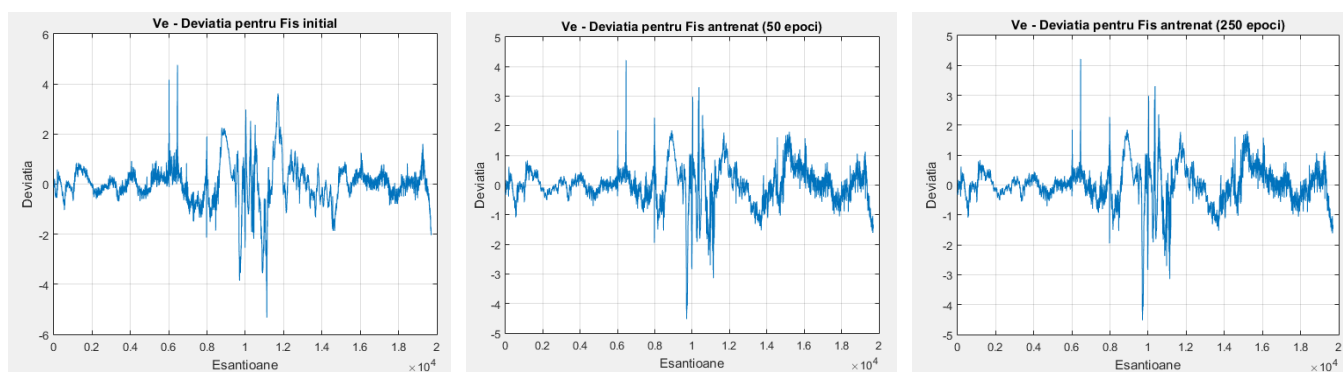


Fig. 49 Rezultatele evaluarii FIS-ului pentru canalul de viteza in directia est

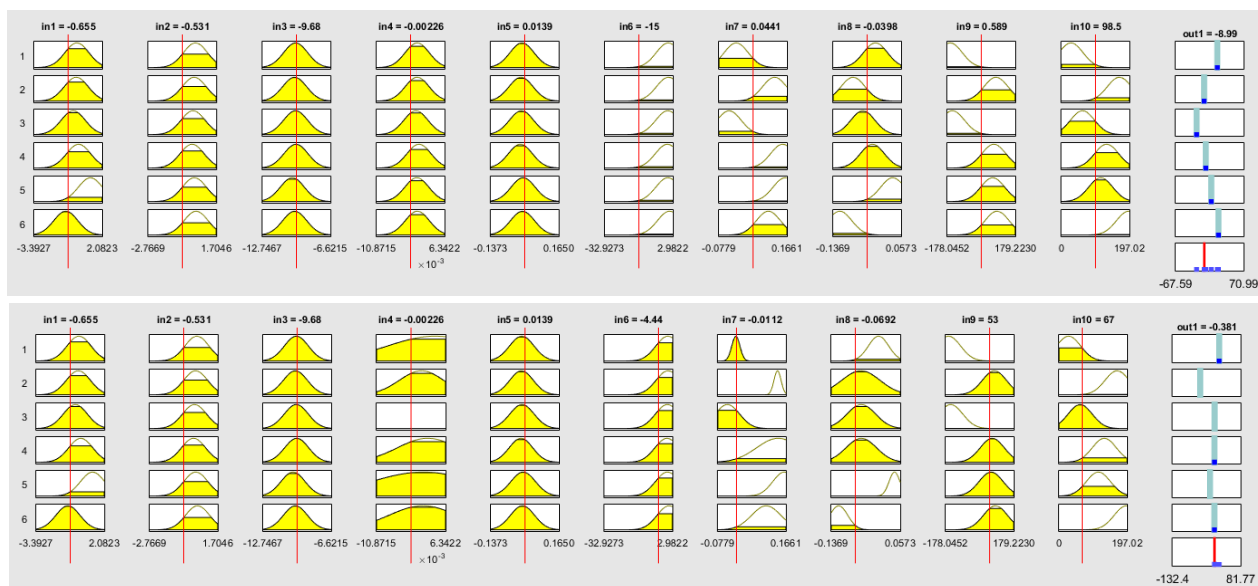


Fig. 50 Regulile inainte si dupa antrenarea FIS-ului din canalul de viteza verticala de coborare

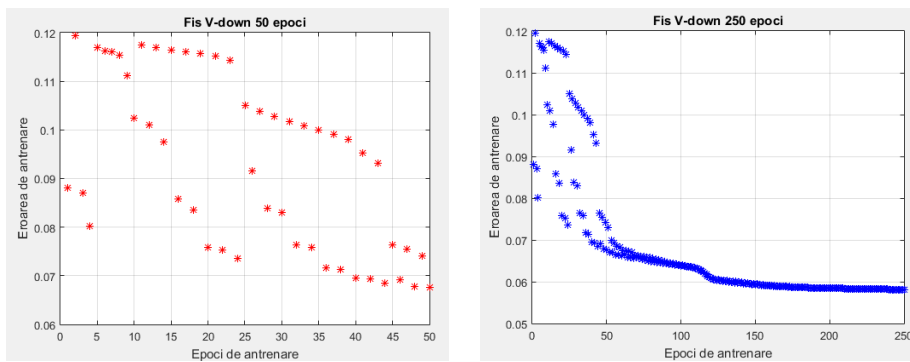


Fig. 51 Rezultatele antrenării FIS-ului pentru canalul de viteză verticală de coborare

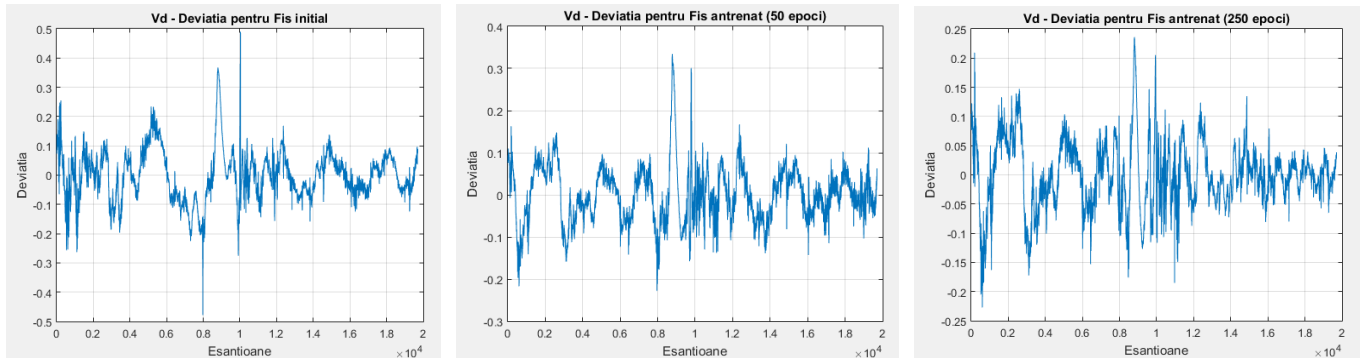


Fig. 52 Rezultatele evaluării FIS-ului pentru canalul de viteză verticală de coborare

Tabelul 1 furnizează valorile numerice ale deviațiilor absolute medii între date și modelele FIS, asociate componentelor de poziție globală și viteză.

Tabelul 1. Deviațiile absolute medii între date și modelele FIS, asociate componentelor de poziție globală și viteză

FIS	Latitudine [grd]	Longitudine [grd]	Altitudine [m]	Vn [m/s]	Ve [m/s]	Vd [m/s]
Neantrenat	2.9225e-05	4.1196e-05	0.3241	0.3612	0.5511	0.0670
50 epoci	1.5032e-05	2.1182e-05	0.2329	0.3220	0.4590	0.0526
250 epoci	8.6425e-06	1.3432e-05	0.2239	0.3220	0.4590	0.0445

Având în vedere realizarea totală a activității A 2.1, punctele atinse în cadrul acesteia, acțiunile întreprinse și rezultatele obținute, considerăm că Obiectivul 2 al acestei etape a proiectului a fost îndeplinit în totalitate.

Obiectivul 3:

Activitatea 3.1.: Demonstrare funcționalitate și evaluare performanțe navigatori integrați INS/GPS pentru detecție cu cer deschis, cu semnale bune GPS.

Activitatea 3.2.: Demonstrare funcționalitate și evaluare performanțe navigatori integrați INS/GPS pentru detecție în diferite scenarii de întrerupere a semnalului GPS.

și

Activitatea 3.3.: Testare navigatori integrați INS/GPS doar pentru detecție INS pentru a evalua performanțele de navigație dacă acestea urmează să fie folosite fără a avea acces la semnalele GPS.

Cele trei activități au fost prevăzute pentru a duce la îndeplinire al treilea obiectiv al etapei, vizând realizarea unor teste cu date experimentale pentru demonstrarea funcționalității algoritmilor de navigație propuși în trei situații diferite: detecție cu cer deschis (acces la semnal GPS tot timpul), detecție la întreruperea semnalului GPS, doar detecție INS.

În prima situație de testare sistemul integrat lucrează în varianta de integrare cu filtru Kalman, ambele sisteme, INS și GPS, furnizând date de navigație. Soluția de navigație este obținută prin corectarea soluției INS cu estimatele furnizate de către filtrul Kalman.

În cea de a doua situație sistemul integrat lucrează o perioadă cu fuziunea bazată pe filtrare Kalman, iar apoi, la caderea semnalului GPS, comută pe INS corectat cu ANFIS antrenat anterior. Comutarea se face în software-ul de integrare într-un switch pe baza valorii flag-ului de GPS, care indică validitatea datelor furnizate de receptorul GPS.

În situația a treia lipsește complet semnalul GPS, flagul fiind pe 0 de la începutul miniunii de navigație. Prin urmare sistemul integrat lucrează cu semnal de navigație furnizat de INS și corectat de ANFIS-ul antrenat anterior.

Modelul software care a fost implementat pentru navigatorul în complet, cu filtru Kalman și rețea ANFIS cu șase Sisteme de Inferență Fuzzy (pentru trei poziții globale și pentru trei viteze în NED), este prezentat în Fig. 53.

În cazul detecției cu cer deschis sunt expuse în continuare rezultatele obținute pentru datele provenite din testul de la Activitatea 2.1, situație în care funcționează numai filtrul Kalman în algoritmul de integrare. Sunt astfel prezentate soluțiile de navigație furnizate de către INS, GPS și sistemul integrat cu filtrare Kalman în termeni de componente de poziție globală (latitudine, longitudine, altitudine) și de componente de viteză în NED (Nord, Est și Down), corecțiile de poziție și viteză estimate de către filtrul Kalman și soluția de altitudine (unghiurile de ruluu, tangaj și giratie) furnizată de către sistemul integrat de navigație. Fata de varianta prezentată în etapele anterioare ale proiectului, care a utilizat alți senzori pentru testarea filtrului Kalman, în situația curentă s-a realizat un update în filtrul Kalman la nivelul matricei de covarianță Q, care, în urma evaluărilor experimentale, a fost aleasă cu forma:

$Q = \text{diag}([0.2342^{\wedge}8 \ 0.2631^{\wedge}8 \ 0.14876^{\wedge}4 \ 0.187503^{\wedge}8 \ 0.126453^{\wedge}8 \ 0.163987^{\wedge}5])$. Pentru pozitie si viteza sunt date si cate un grafic in zoom pentru solutiile GPS si integrata cu scopul de a se evidentia cum lucreaza sistemul integrat de navigatie.

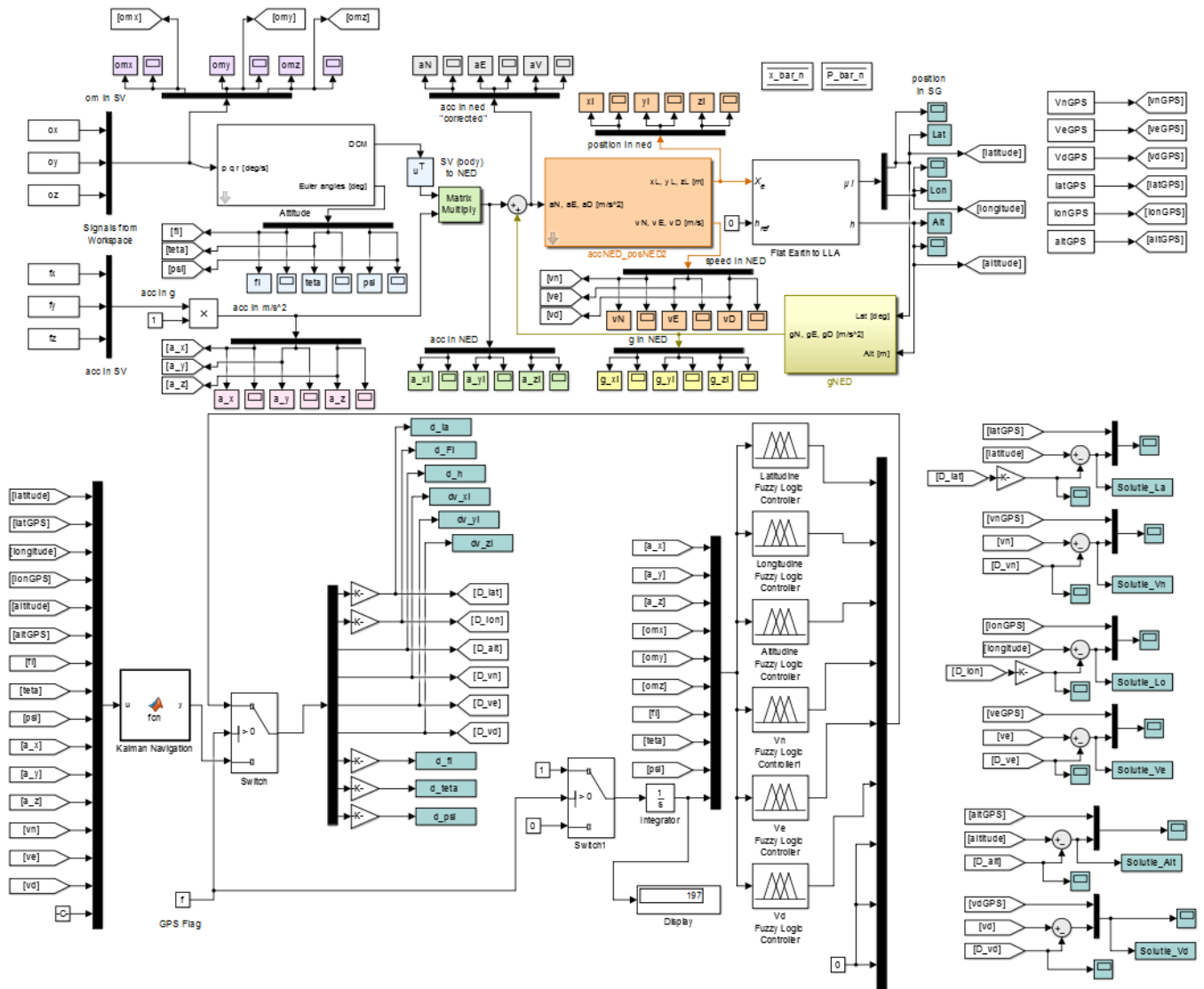


Fig. 53 Modelul software Modelul software care a fost implementat pentru navigatorul in complet

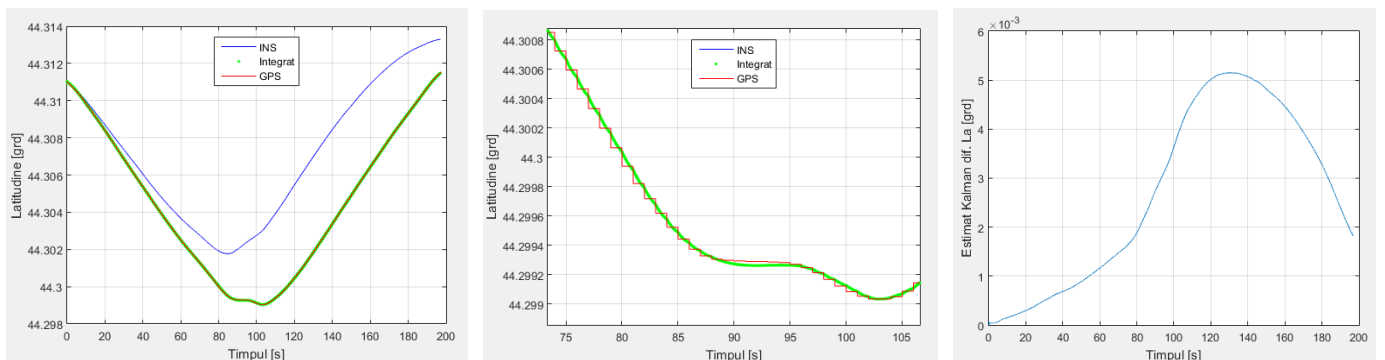


Fig. 54 Solutiile de navigatie si estimata filtrului Kalman pentru canalul de latitudine

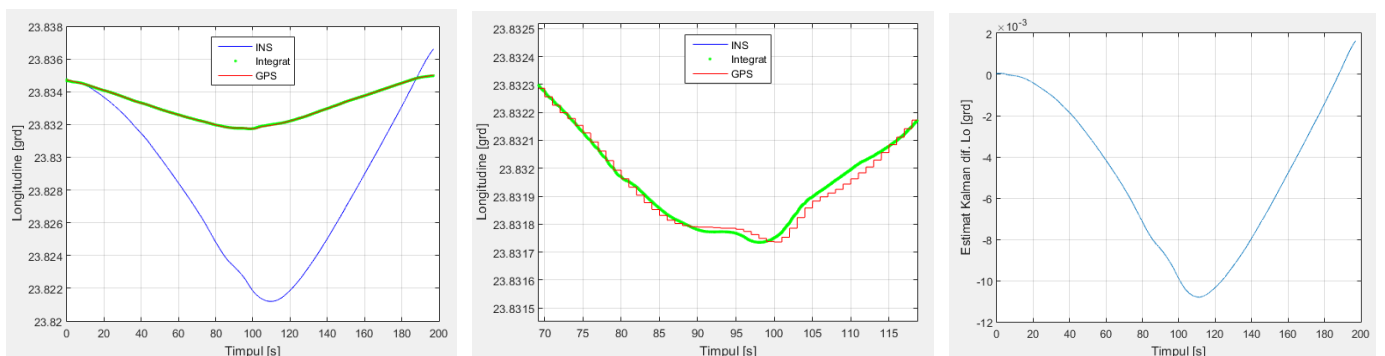


Fig. 55 Solutiile de navigatie si estimata filtrului Kalman pentru canalul de longitudine

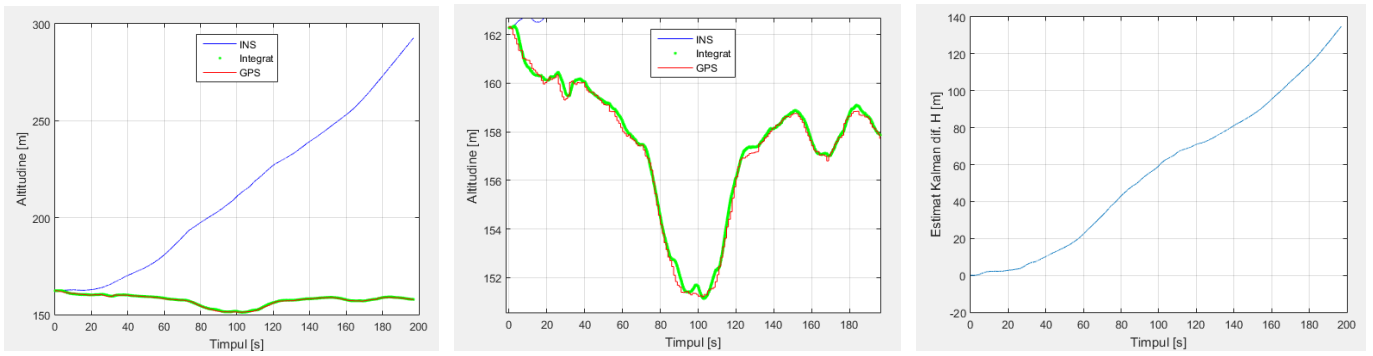


Fig. 56 Solutiile de navigatie si estimata filtrului Kalman pentru canalul de altitudine

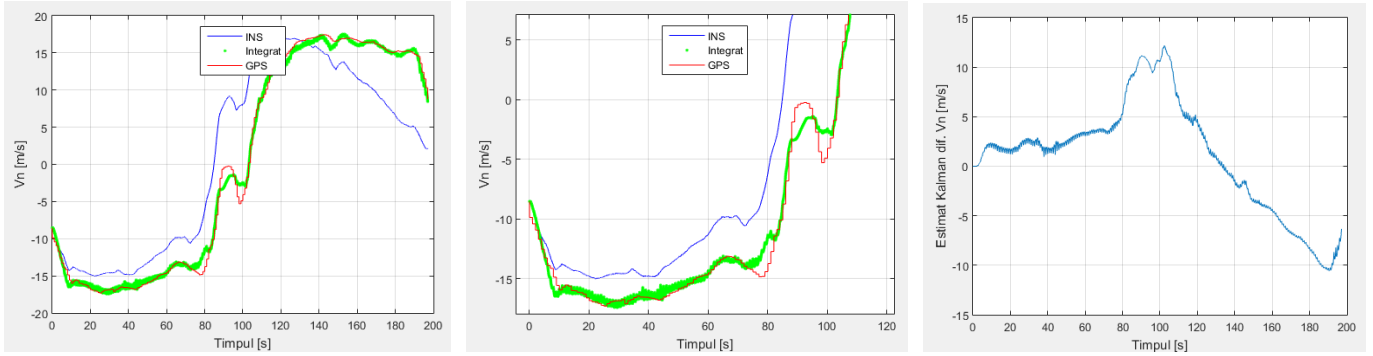


Fig. 57 Solutiile de navigatie si estimata filtrului Kalman pentru canalul de viteza in directia Nord

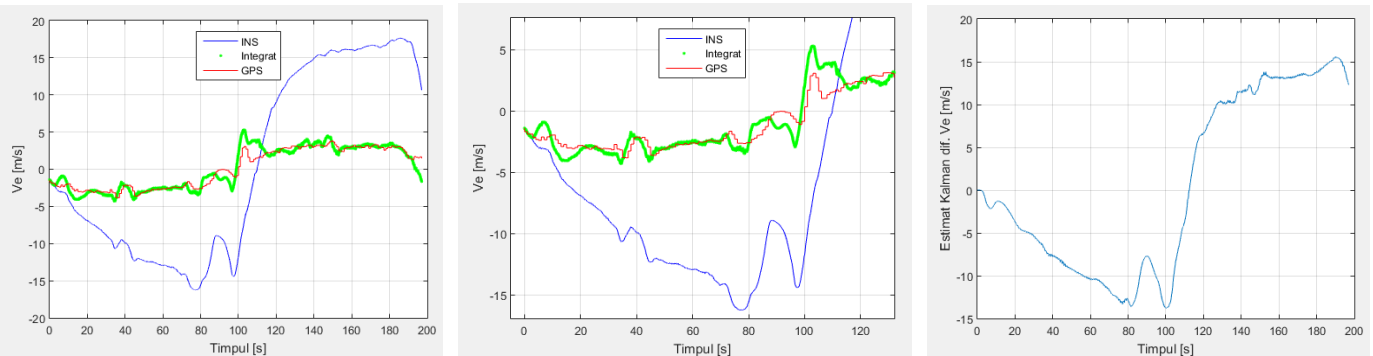


Fig. 58 Solutiile de navigatie si estimata filtrului Kalman pentru canalul de viteza in directia Est

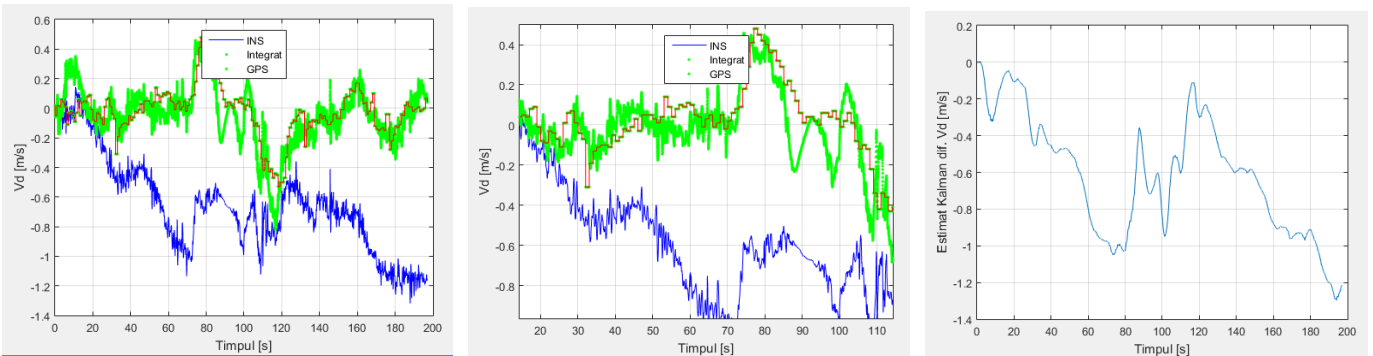


Fig. 59 Solutiile de navigatie si estimata filtrului Kalman pentru canalul de viteza verticala de coborare

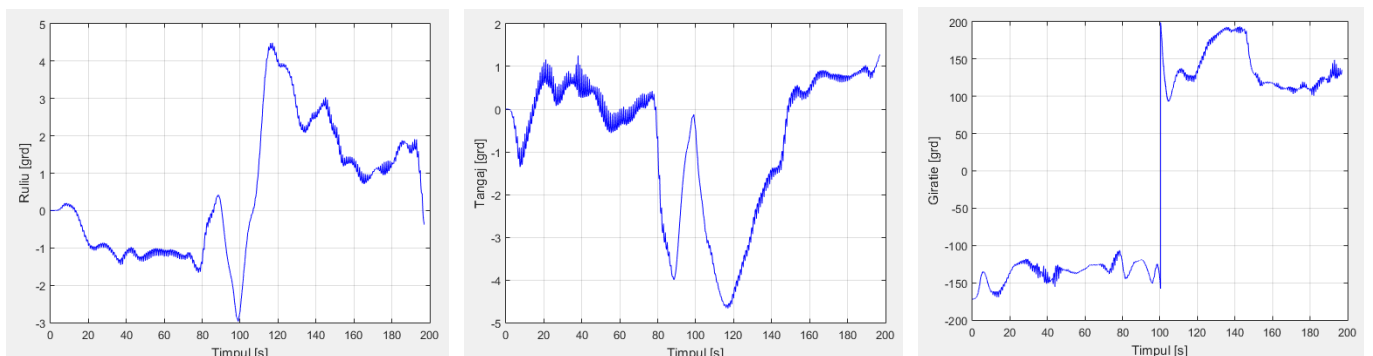


Fig. 60 Solutia de atitudine furnizata de sistemul integrat de navigatie

Dupa cum se observa din graficele expuse, dar si pe baza rezultatelor obtinute din alte teste, se poate concluziona ca aceasta arhitectura de integrare lucreaza foarte bine, solutia integrata urmarind solutia sistemului GPS, care se bucura de un nivel de incredere mai mare in filtrul Kalman.

Al doilea scenariu de testare presupune mentinerea flag-ului GPS pe pozitia 1 timp de 125 de secunde, perioada in care solutia de navigatie este furnizata prin intermediul filtrului Kalman, urmata de trecerea flag-ului pe 0, ceea ce echivaleaza cu trecerea pe varianta de rezerva in care INS colaboreaza cu retea ANFIS pentru a oferi solutia de navigatie. In testul realizat datele GPS au fost stocate pe post de referinta pentru solutia integrata, doar flagul din software-ul de integrare fiind trecut pe valoarea 0.

Sunt prezentate solutiile de navigatie furnizate de catre GPS si sistemul integrat cu filtrare Kalman pana in secunda 125 si bazat pe ANFIS dupa secunda 125 in termeni de componente de pozitie globala si de componente de viteza in NED, precum si corectiile de pozitie si viteza estimate de catre filtrul Kalman/ANFIS. Pentru toate solutiile grafice expuse sunt date si grafice in zoom care sa evidentieze modul de lucru diferit al integrarii bazate pe filtrare Kalman si pe retea ANFIS.

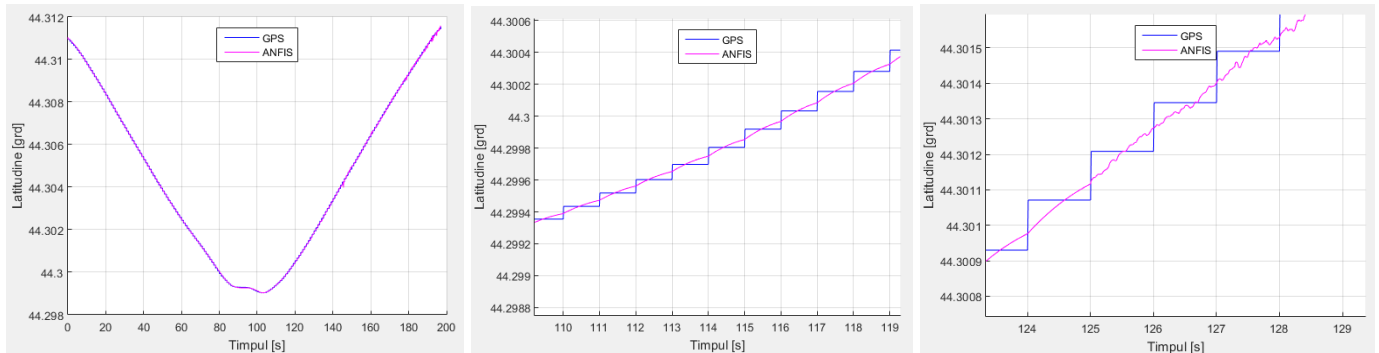


Fig. 61 Solutiile GPS si integrata pentru canalul de latitudine

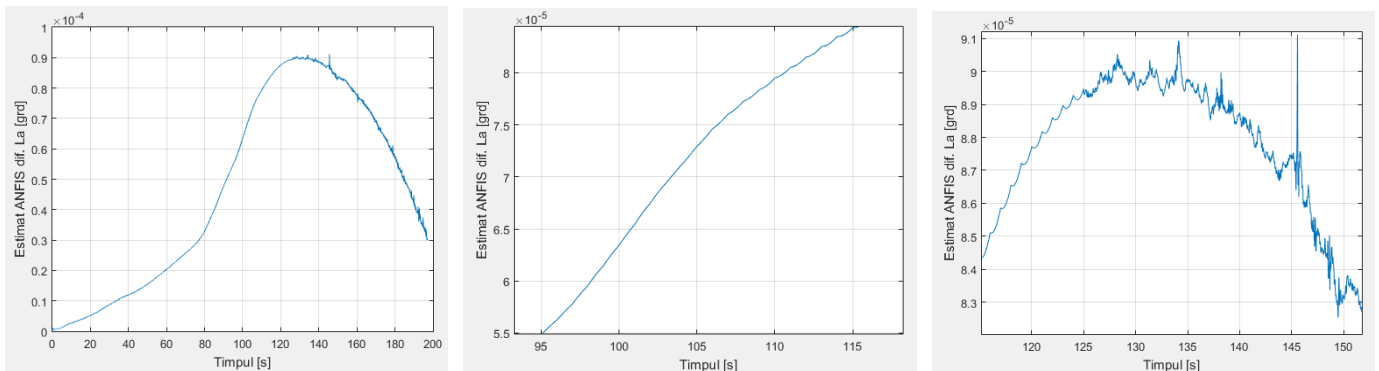


Fig. 62 Estimata filtrului Kalman/ANFIS pentru canalul de latitudine

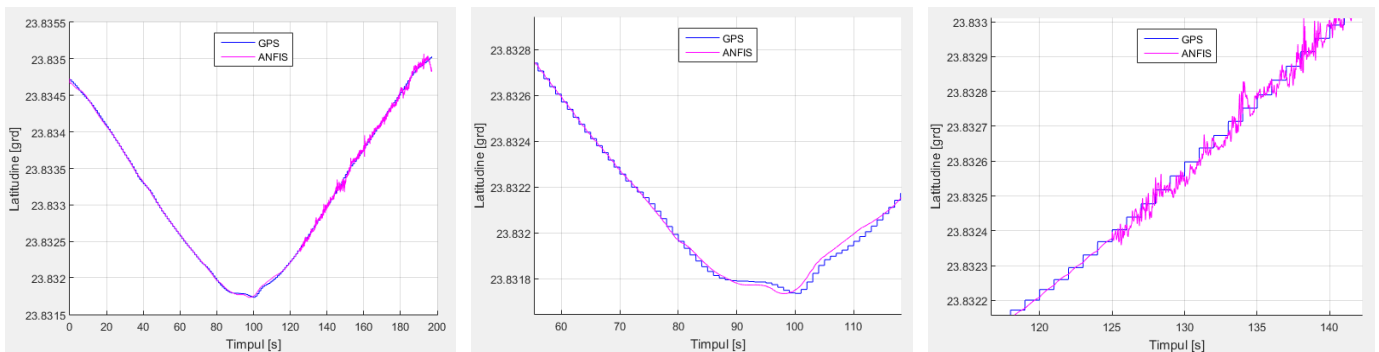


Fig. 63 Solutiile GPS si integrata pentru canalul de longitudine

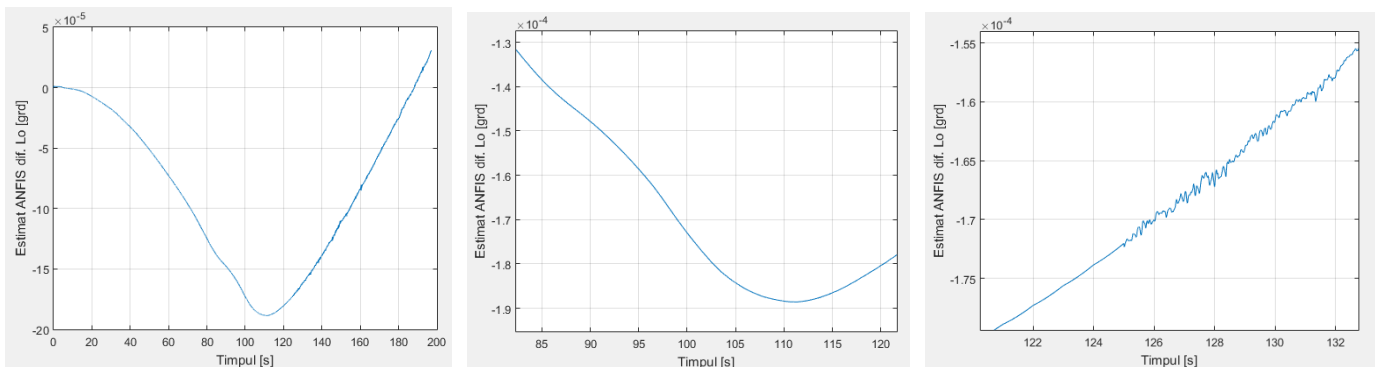


Fig. 64 Estimata filtrului Kalman/ANFIS pentru canalul de longitudine

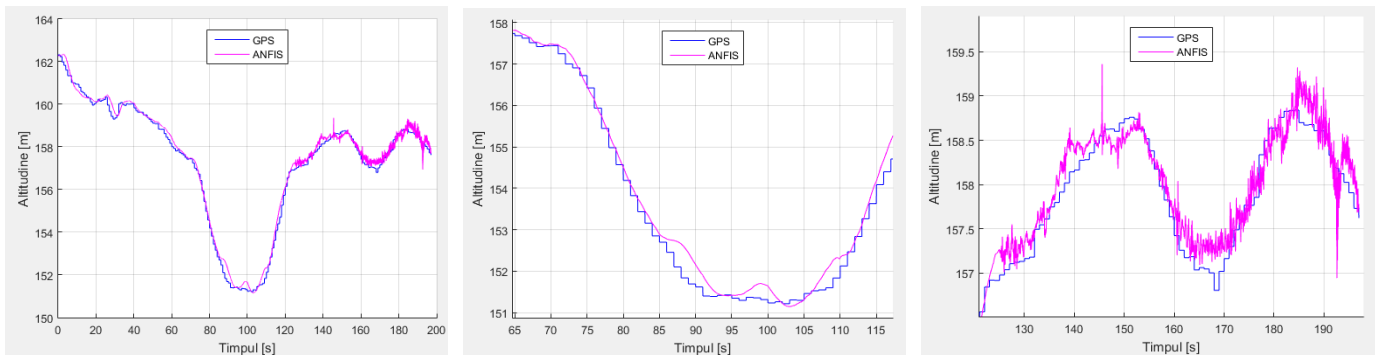


Fig. 65 Solutiile GPS si integrata pentru canalul de altitudine

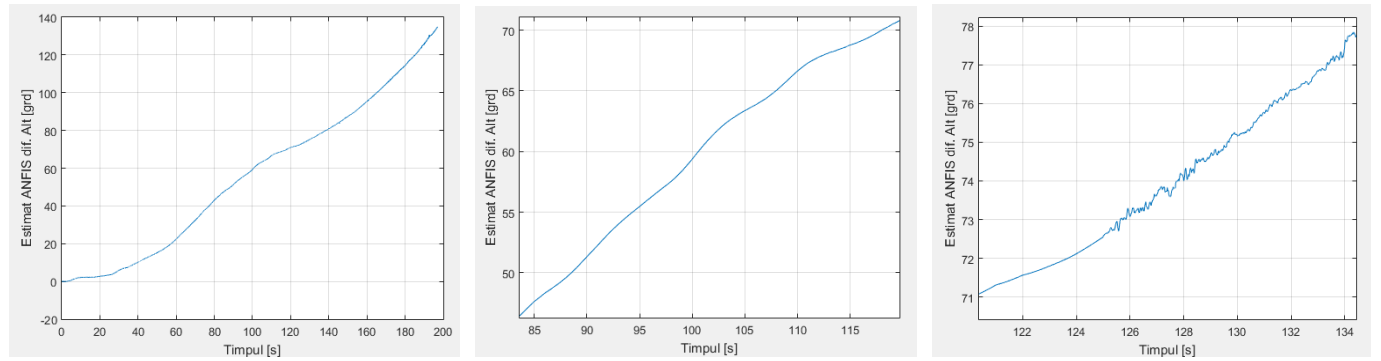


Fig. 66 Estimata filtrului Kalman/ANFIS pentru canalul de altitudine

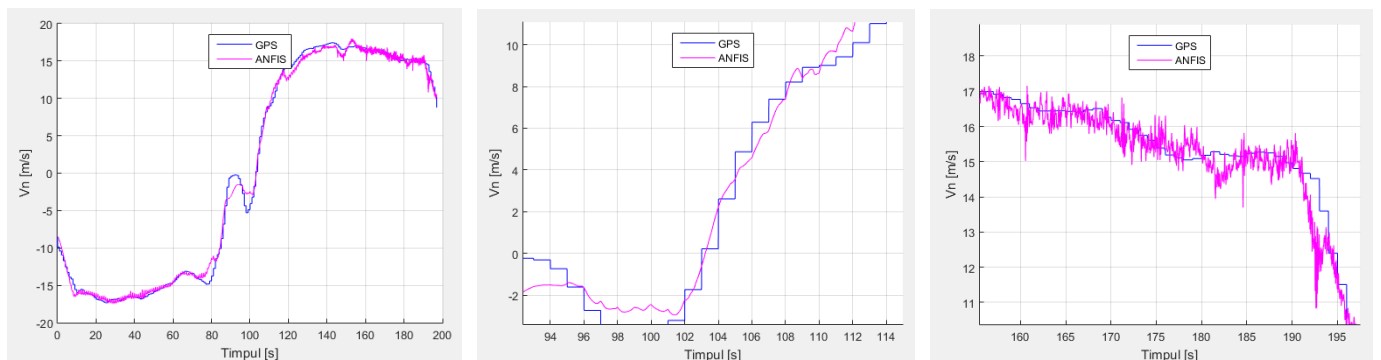


Fig. 67 Solutiile GPS si integrata pentru canalul de viteza in directia Nord

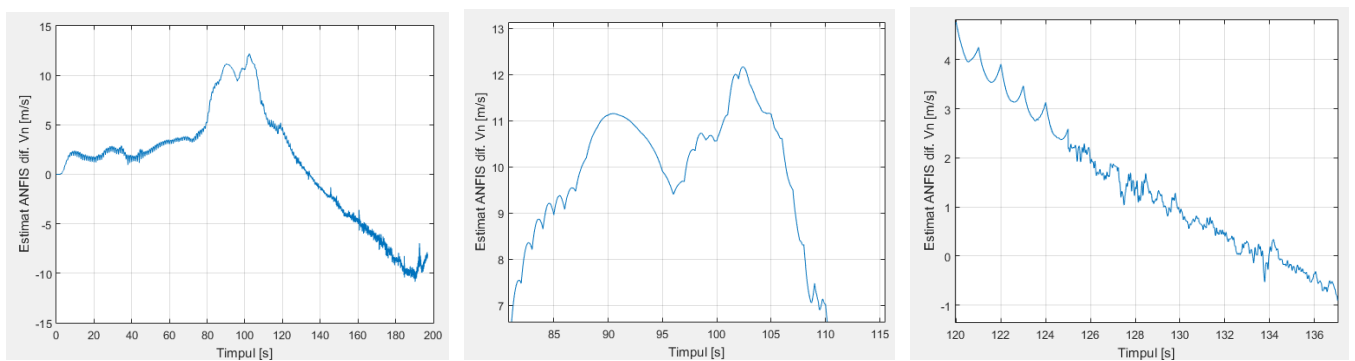


Fig. 68 Estimata filtrului Kalman/ANFIS pentru canalul de viteza in directia Nord

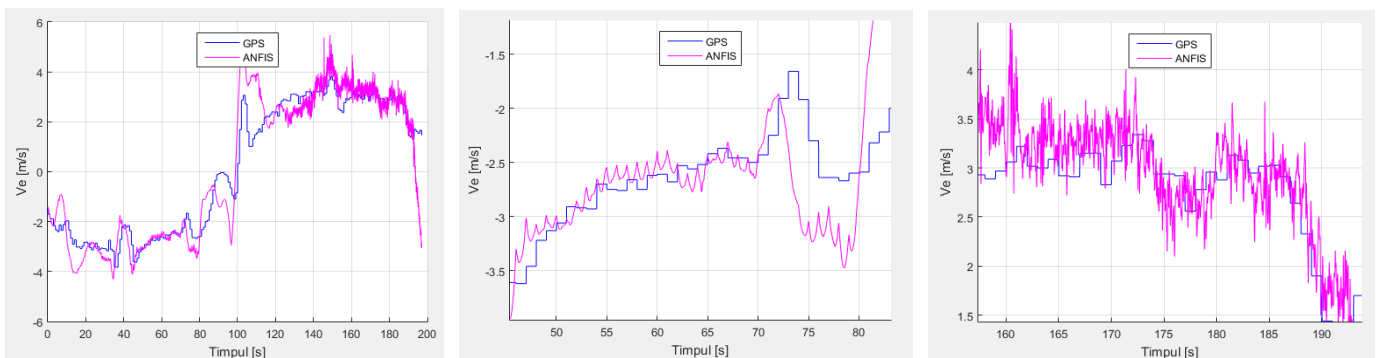


Fig. 69 Solutiile GPS si integrata pentru canalul de viteza in directia Est

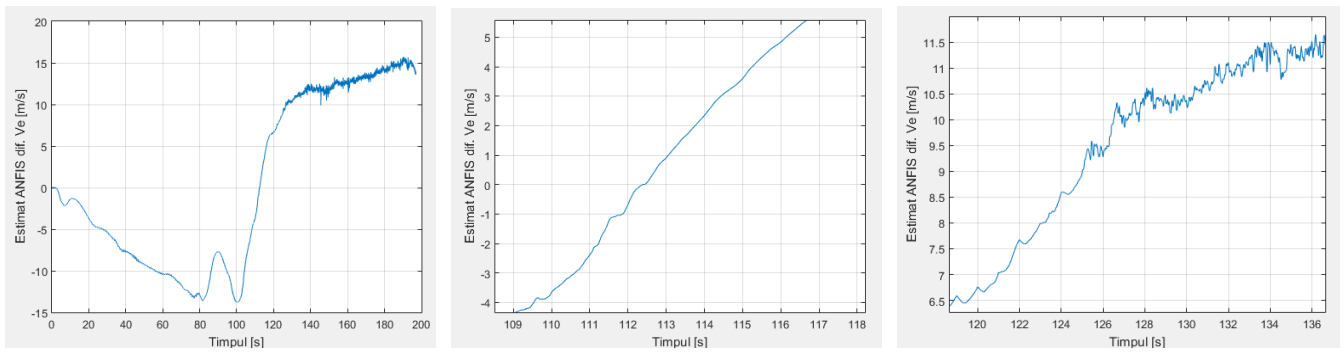


Fig. 70 Estimata filtrului Kalman/ANFIS pentru canalul de viteza in directia Est

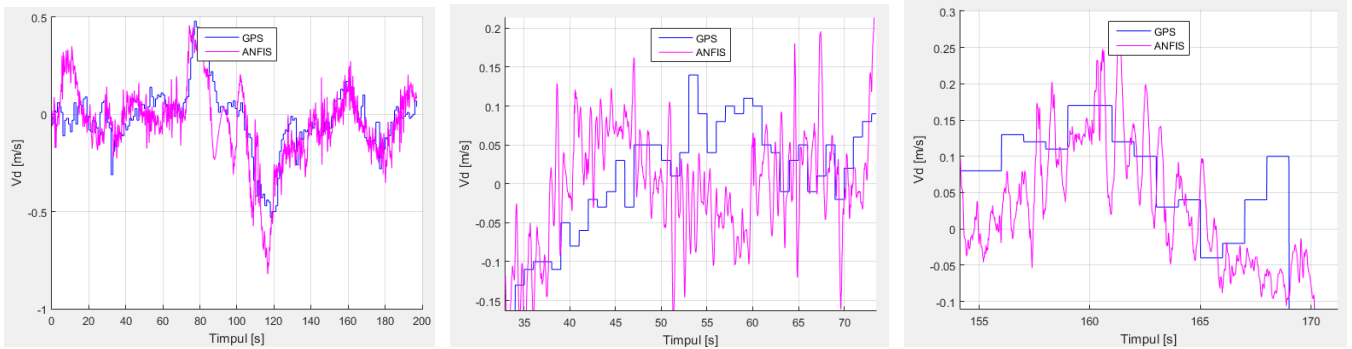


Fig. 71 Solutiile GPS si integrata pentru canalul de viteza verticala de coborare

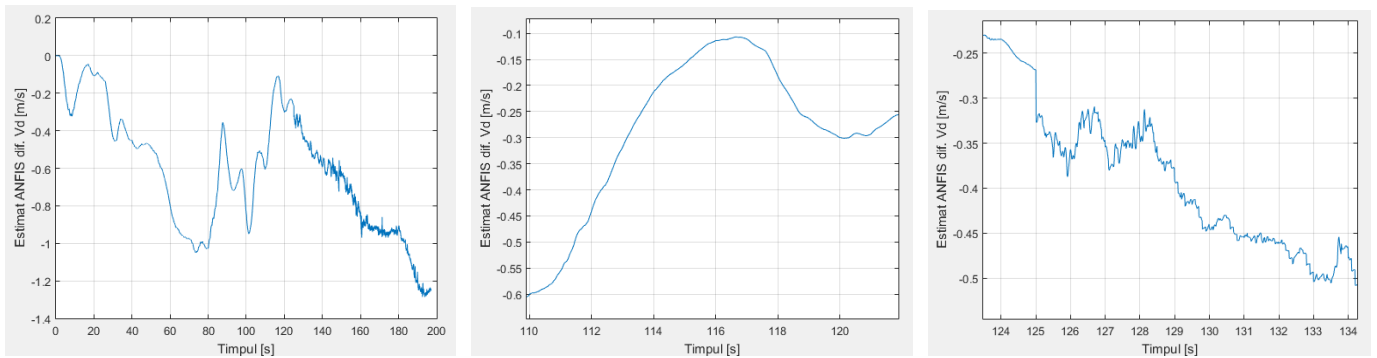


Fig. 72 Estimata filtrului Kalman/ANFIS pentru canalul de viteza verticala de coborare

Rezultatele obtinute pentru acest tip de teste confirma faptul ca reseaua ANFIS face fata pe termen scurt (cateva minute) pierderii sistemului GPS, solutia integrata de navigatie urmarind solutia de referinta data de GPS. Graficele expuse arata ca noua solutie de navigatie integrata este destul de zgomotoasa, lucru datorat faptului ca acesta provine din corectarea directa a solutiei INS cu estimatele furnizate de reseaua ANFIS, dar si din faptul ca pe intrarile retelei ANFIS sunt cuplati senzorii inertiali.

Pentru a treia etapa de testare navigatorului integrat nu i s-a furnizat deloc semnal GPS, flagul GPS fiind pus pe valoarea 0 din start. Solutia GPS a fost, de asemenea, retinuta pentru a referentia solutia sistemului integrat.

Rezultatele expuse in continuare prezinta solutiile de navigatie furnizate de catre GPS si sistemul integrat bazat pe ANFIS, in termeni de componente de pozitie globala si de componente de viteza in NED, precum si corectiile de pozitie si viteza estimate de catre ANFIS. Pentru solutiile de navigatie sunt date si grafice in zoom care sa evidentieze modul de lucru al integrarii bazate pe reseaua ANFIS.

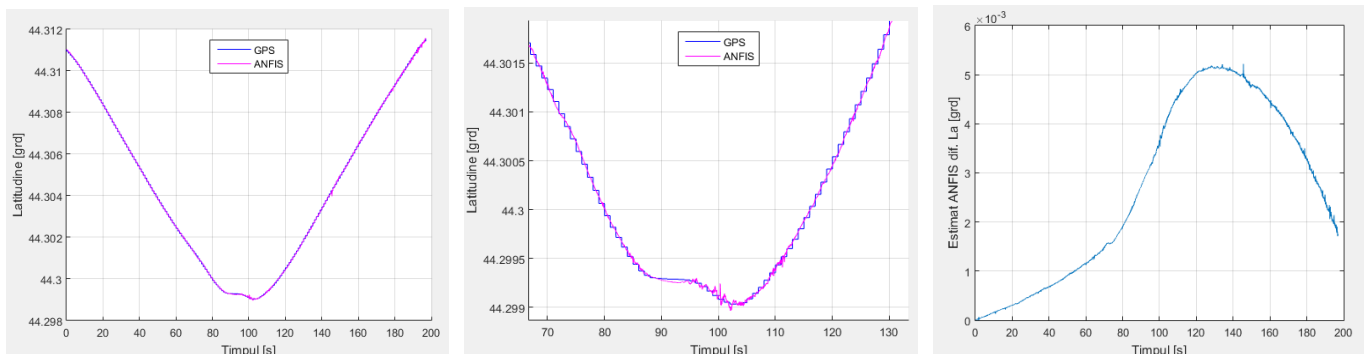


Fig. 73 Solutiile GPS si integrata si estimata ANFIS pentru canalul de latitudine

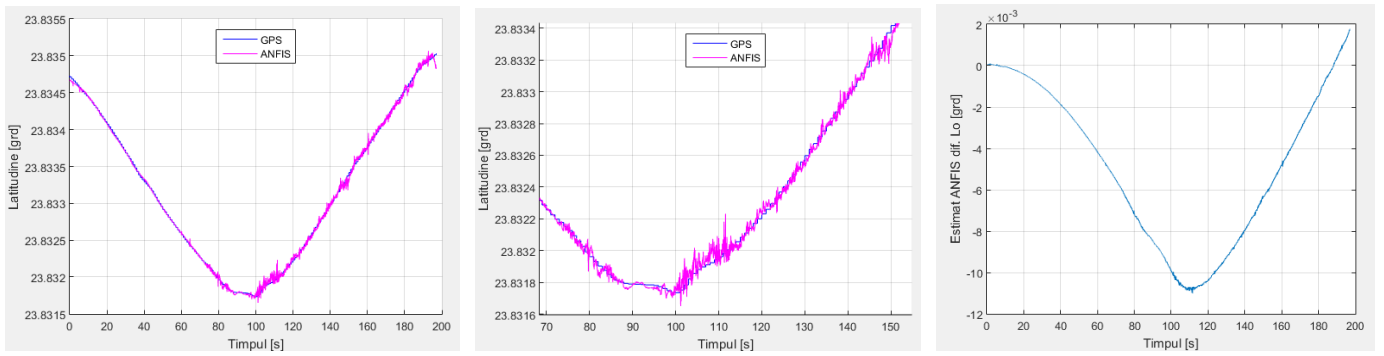


Fig. 74 Solutiile GPS si integrata si estimata ANFIS pentru canalul de longitudine

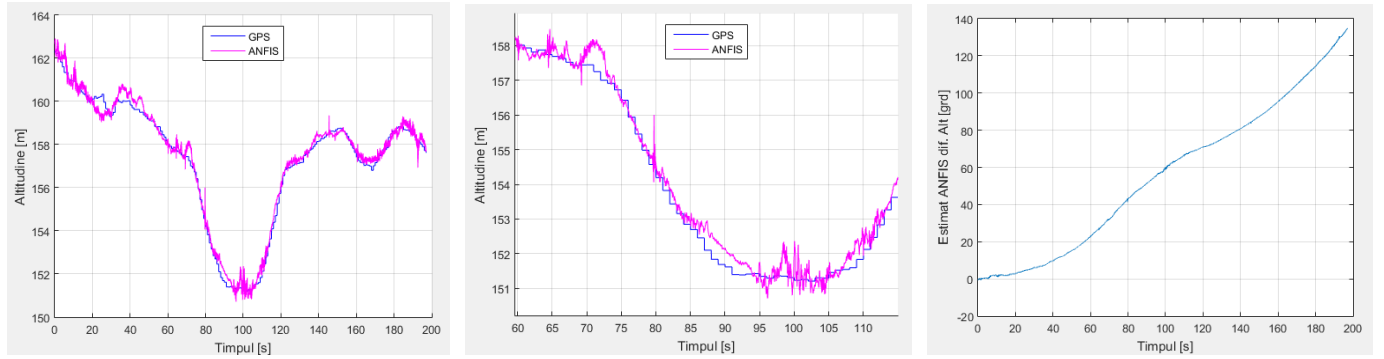


Fig. 75 Solutiile GPS si integrata si estimata ANFIS pentru canalul de altitudine

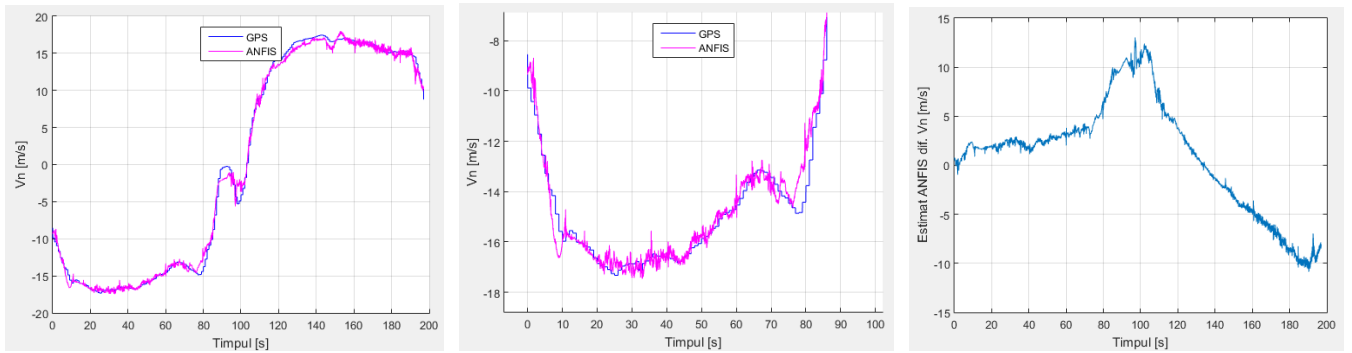


Fig. 76 Solutiile GPS si integrata si estimata ANFIS pentru canalul de viteza in directia Nord

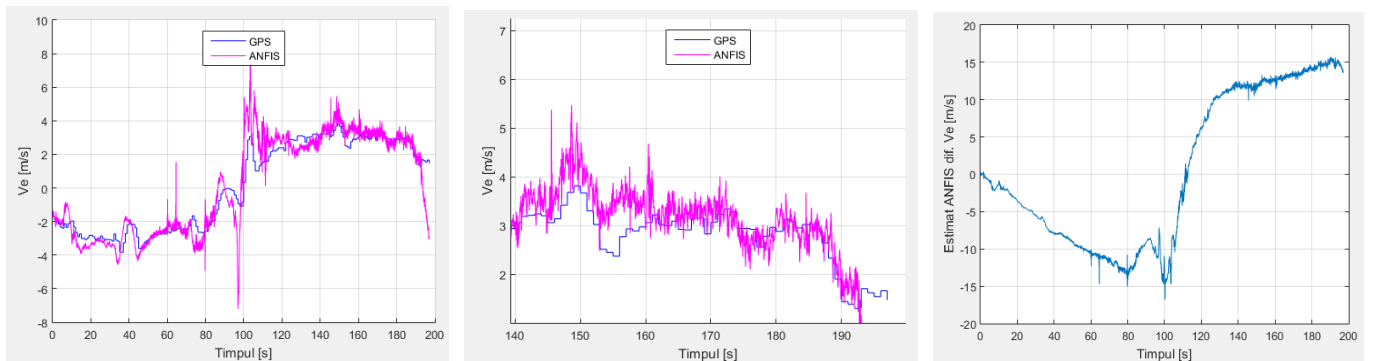


Fig. 77 Solutiile GPS si integrata si estimata ANFIS pentru canalul de viteza in directia Est

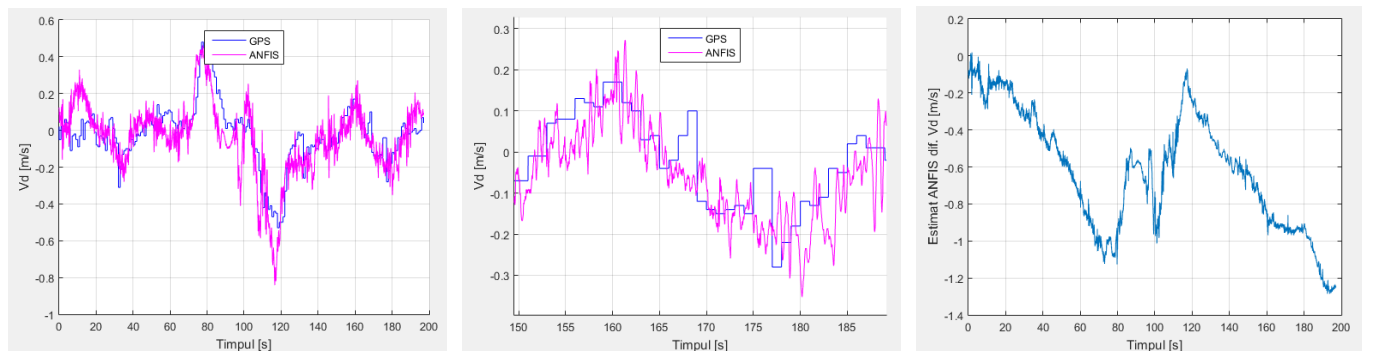


Fig. 78 Solutiile GPS si integrata si estimata ANFIS pentru canalul de viteza verticala de coborare

Se observa si de aceasta data amprenta zgomotoasa indusa de componenta de solutie furnizata de INS dar si de iesirile retelei ANFIS, care are pe intrari semnalele zgomotoase de la senzorii inertiali.

Evaluarea baterilor absolute maxime intre solutia GPS si solutia integrata a furnizat urmatoarele valori (dupa 197 s): $\max(\text{abs}(\text{Lat})) = 2.6427e-04$ grade, $\max(\text{abs}(\text{Lon})) = 2.4861e-04$ grade, $\max(\text{abs}(\text{Alt})) = 1.4316$ m, $\max(\text{abs}(\text{Vnn})) = 3.6872$ m/s, $\max(\text{abs}(\text{Vee})) = 6.5579$ m/s, $\max(\text{abs}(\text{Vdd})) = 0.4808$ m/s. Coroborate cu alurile graficelor prezentate anterior, aceste valori numerice arata ca sistemul poate functiona pe timp scurt (cateva minute) doar cu semnale INS si corectii furnizate de un ANFIS bine antrenat in prealabil pentru zona respectiva si pentru un spectru dinamic larg al vehiculului.

Avand in vedere realizarea totala a activitatilor A 3.1, A 3.2 si A 3.3, punctele atinse in cadrul acestora, actiunile intreprinse si rezultatele obtinute, consideram ca Obiectivul 3 al acestei etape a proiectului a fost indeplinit in totalitate.

Obiectivul 4:

Activitatea 4.1. Diseminarea prin publicare

si

Activitatea 4.2. Perfectionare curs master: Sisteme integrate de navigatie aerospaciala

Activitatea a fost prevazuta pentru a duce la indeplinire cel de-al patrulea obiectiv al etapei. Aceasta s-a desfasurat pe intreaga durata a etapei si s-a concretizat prin actualizarea paginii web a proiectului (http://www.elth.ucv.ro/site/lgrigore/TE_II/), realizata in limba romana si in limba engleza, prin perfectionarea cursului „Sisteme integrate de navigatie aerospaciala” la forma de invatamant master a Domeniului Inginerie Aerospaciala de la Universitatea din Craiova si prin realizarea a 5 articole stiintifice:

• 2 articole publicate in proceedings-uri indexate ISI:

- T.L. Grigorie, C.L. Corcau, *Testing of a smart algorithm for GPS data prediction to fuse them with the high rate inertial data in a quaternionic MEMS-INS/GPS integrated navigator*. 17th International Multidisciplinary Scientific GeoConference & EXPO (SGEM 2017), Albena, Bulgaria, 27 June - 6 July 6, 2017 (**in curs de indexare ISI**)
- T.L. Grigorie, D.G. Sandu, C.L. Corcau, *MEMS-INS/GPS data fusion with ANFIS for the prediction of the navigation solution errors during GPS outages*. 17th International Multidisciplinary Scientific GeoConference & EXPO (SGEM 2017), Albena, Bulgaria, 27 June - 6 July 6, 2017 (**in curs de indexare ISI**)

• 3 articole comunicate la conferinte:

- T.L. Grigorie, C.L. Corcau, *ANFIS based algorithm for the prediction of low rate GPS data in an INS/GPS integrated navigator*, 41st Congress of the American Romanian Academy of Arts and Sciences (ARA-2017), Craiova, Romania, July, 19-22, 2017.
- T.L. Grigorie, C.L. Corcau, *Safety improvement for an INS/GPS navigation system by using an ANFIS based algorithm to predict the positioning errors during GPS signal outages*. International Conference on Healthcare, Applied Science and Engineering, Paris, France, August, 12-13, 2017
- T.L. Grigorie, C.L. Corcau, *ANFIS based prediction of low-rate GPS data in an INS/GPS navigator*. International Conference on Healthcare, Applied Science and Engineering, Paris, France, August, 12-13, 2017

Precizam ca sunt in pregatire alte 4 articole stiintifice realizate plecand de la dezvoltarile si testarile experimentale din cadrul acestei etape.

Doctoranzii din echipa de cercetare au fost antrenati in activitatea de diseminare, acestia participand activ in faza de elaborare si redactare de articole.

De mentionat este si faptul ca o parte dintre informatiile obtinute in urma acestei etape a proiectului au fost utilizate pentru perfectionarea cursului *Sisteme integrate de navigatie aerospaciala* de la forma de invatamant master, la Universitatea din Craiova.

Avand in vedere realizarea totala a activitatilor A 4.1 si A 4.2, punctele atinse in cadrul acestora, actiunile intreprinse si rezultatele obtinute, consideram ca Obiectivul 4 al acestei etape a proiectului a fost indeplinit in totalitate.

Indeplinirea tuturor obiectivelor initial fixate ale acestei etape, precum si acelor din etapele anterioare, au condus la finalizarea in bune conditii a proiectului de cercetare si creaza premisele dezvoltarii ulterioare de echipamente de navigatie bazate pe astfel de algoritmi la un TRL ridicat.

Director de Proiect,
Conf. dr. ing. Teodor Lucian GRIGORIE

