

RAPORT ȘTIINȚIFIC FINAL (2022–2024)

Proiect 680PED/2022 – “PROFET”
Poziționarea precisă pe orbită a unui satelit folosind
tehnici de fuziune de date și estimare bazată pe model

Raportare finală: 30 iunie 2024

Cuprins

1	Prezentare generală	2
1.1	Propagatorul de stare	3
1.1.1	<i>Perturbațiile active asupra unui satelit pe orbită</i>	3
1.1.2	<i>Analiză de erori în raport cu perturbațiile</i>	3
1.2	Filtrul Kalman pentru estimarea traiectoriei	4
1.2.1	<i>Filtrul Kalman Extins</i>	4
1.2.2	<i>Procedeul iterativ de estimare Kalman</i>	6
1.2.3	<i>Rezultatele estimării de traiectorie</i>	6
1.2.4	<i>Analiză de robustețe cu tuburi de traiectorii</i>	7
2	Argumentare TRL	9
3	Atingere rezultate	10
3.1	Proiectarea și testarea modului electronic	10
4	Impact rezultate	11
4.1	Validarea funcțională și impactul operațional	11
5	Diseminare rezultate	12
6	Listare livrabile	13
7	Notă finală	13

Competiția	Proiect Experimental Demonstrativ PED2021
Nr. contract	PN-III-P2-2.1-PED-2021-1626
Cod proiect	680PED
Domeniul de cercetare	Spațiu
Titlul	Poziționarea precisă pe orbită a unui satelit folosind tehnici de fuziune de date și estimare bazată pe model
Acronim	PROFET
Data începere proiect	01.04.2022
Data finalizare proiect	30.06.2024
Durată (luni)	24
Buget total	648.795,00
Sursa 1 (bugetul de stat)	598.795,00
Sursa 2 (cofinantare)	50.000,00
Pagină web proiect	http://profet.upb.ro
Instituția coordonatoare	Universitatea Națională de Știință și Tehnologie POLITEHNICA București
Director de proiect	Ciubotaru Bogdan - Dumitru
Partener 1 proiect (P1)	Universitatea București
Partener 2 proiect (P2)	Romanian InSpace Engineering S.R.L.

1 Prezentare generală

Proiectul PROFET și-a propus să dezvolte și să implementeze o soluție mai bună, comparativ cu cele existente deja, privind poziționarea precisă a unui satelit pe orbită. Eficiența abordării propuse în acest proiect a fost generată de o soluție de poziționare care a necesitat o frecvență redusă a interacțiunii dintre obiectul spațial și rețeaua GNSS (Sistemul Global de Navigare cu Sateliți). În acest scop, au fost necesare definirea tehnică a misiunii împreună cu achiziția datelor reale de la satelit. Pentru un astfel de obiectiv, există soluții curente disponibile de poziționare precisă. Totuși, deși aceste abordări sunt relativ eficiente din punct de vedere computațional, ele sunt puternic dependente de arhitectura soluției, cu o probabilitate inerentă de a obține erori destul de mari de estimare.

Acest proiect și-a propus folosirea ecuațiilor analitice, derivate din principiile fundamentale ale mecanicii clasice, pentru a obține un model clasic în reprezentare pe stare sau cu exprimare diferențială, mai ușor de folosit în cadrul unor algoritmi numerici eficienți, mult mai atractivi de integrat în tehnici clasice și chiar avansate de estimare a poziției. Încheierea cu succes a proiectării algoritmilor de estimare a fost urmată de definirea cerințelor tehnice pentru echipamentul hardware și proiectarea modulului electronic, continuată de implementarea software a procedurilor de estimare și la nivel firmware.

Primul obiectiv al primei etape a fost recenzia literaturii de specialitate (Activitatea 1.1), s-au stabilit specificațiile de proiectare (Activitatea 1.2) și s-a propus maniera de formatare a datelor (Activitatea 1.3). Ulterior, s-a determinat modelul analitic prin ecuații de dinamică (Activitatea 1.4) și s-a formalizat procedura de confirmare a corectitudinii acestuia și prin identificare sistemică (Activitatea 1.5). Primul obiectiv al celei de-a doua etape a fost validarea modelului de satelit (A-2.1). Apoi, s-a făcut studiul algoritmilor de estimare (A-2.2), s-a particularizat adaptarea acestora pentru aplicații aerospațiale (A-2.3) și s-a realizat programarea acestora în limbaje avansate (A-2.4). Ulterior, s-au definit specificațiile hardware (A-2.5), s-a proiectat circuitul electronic (A-2.6) și s-a realizat integrarea hardware/software a sistemului (A-2.7). Primul obiectiv al celei de-a treia etape a fost simularea HIL (A-3.1). Apoi, s-a făcut testarea TVAC (A-3.2), continuând cu definirea platformei de interfațare (A-3.3). Cercetarea la proiect a culminat cu elaborarea raportului final (A-3.4).

1.1 Propagatorul de stare

Un propagator de stare este un model matematic sau algoritm utilizat pentru estimarea stărilor viitoare ale unui corp pe orbită; acesta are la bază legi de mișcare și forțe (perturbații) gravitaționale ce acționează asupra corpului aflat pe orbită. Propagatorul are nevoie de o stare inițială pe baza căreia prin integrare numerică a legilor de mișcare și a perturbațiilor gravitaționale obține o stare viitoare. Propagatoarele de stare sunt unelte esențiale pentru determinarea orbitei unui satelit; sunt utilizate pentru generarea traiectoriei sateliților, dar și pentru calculul parametrilor orbitali. Precizia propagatoarelor de stare este strâns legată de complexitatea acestora; un propagator ce ține cont de cât mai multe perturbații ce afectează un corp pe orbită va produce o estimare mai bună, dar timpul necesar etapei de calcul va crește.

1.1.1 Perturbațiile active asupra unui satelit pe orbită

În continuare vom prezenta principalele tipuri de perturbații ce acționează asupra corpurilor de pe orbita Pământului; astfel vom pune fundamentele teoretice pentru propagatorul de stare urmând ca mai apoi să prezentăm rezultatele obținute prin propagarea stării.

Geopotentialul Plecând de la presupunerea că Pământul are toată masa concentrată în centru, putem scrie $\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r}$. Totuși pentru un model mai realist, reprezentarea folosind gradientul potențialului gravitațional este mai indicată, astfel avem $\ddot{\mathbf{r}} = \nabla U$. Potențialul gravitațional al Pământului:

$$U = \frac{\mu}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{R_{\oplus}^n}{r^n} P_{n,m}(\sin \phi) (C_{n,m} \cos(m\lambda) + S_{n,m} \sin(m\lambda)) \quad (1)$$

Perturbații datorate altor corpuri cerești Potrivit legii atracției gravitaționale a lui Newton și considerând că Pământul se află în mișcare, accelerația gravitațională indusă satelitului de către corpurile cerești este:

$$\ddot{\mathbf{r}} = GM \left(\frac{\mathbf{s} - \mathbf{r}}{|\mathbf{s} - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{s}}{s^3} \right) \quad (2)$$

Perturbația cauzată de radiația solară Un corp aflat pe orbită expus la radiația solară este influențat de o forță produsă de către fotonii absorbiți sau reflectați. Contrar cu perturbațiile de natură gravitațională prezentate anterior, perturbația introdusă de către radiația solară depinde de masa și de suprafața satelitului; astfel definim perturbația datorată radiației solare astfel:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\nu P_0 \frac{A_{rad}}{m} \frac{1AU^2}{r_S^2} \cos \theta [(1 - \epsilon) \mathbf{e}_0 + 2\epsilon \cos \theta \mathbf{n}] \quad (3)$$

Perturbația cauzată de presiunea exercitată de atmosferă Cea mai importantă perturbație atmosferică ce afectează sateliții cu orbită joasă o reprezintă frecarea, ce are o direcție opusă vitezei de deplasare a satelitului. aceste perturbații sunt printre cele mai grele de modelat datorită lipsei caracterizării fizice a atmosferei, în special a densității acesteia, a interacțiunii dintre gazele neutre și a particulelor încărcate din atmosferă cu satelitul. Putem scrie această perturbație astfel:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{1}{2} C_D \frac{A_{frec}}{m} \rho v_r^2 \mathbf{e}_v \quad (4)$$

1.1.2 Analiză de erori în raport cu perturbațiile

În această secțiune vom analiza influența perturbațiilor asupra timpilor de rulare, dar și a erorilor medii pătratice. Pentru realizarea analizei vom adauga secvențial perturbații; vom începe cu perturbațiile cauzate de geopotentialul terestru pentru care vom considera un ordin $n = m = 21$. La această perturbație vom adauga pe rând perturbațiile cauzate de atracția gravitațională a Soarelui, a Lunii, a frecării atmosferice și a radiației solare. Graficul aferent acestei etape de simulare se regăsește în

Fig. 1 și reprezintă rezultatele obținute pentru propagarea a aproximativ două orbite ale GRACE-FO în jurul Pământului în diferite perioade ale anului 2021.

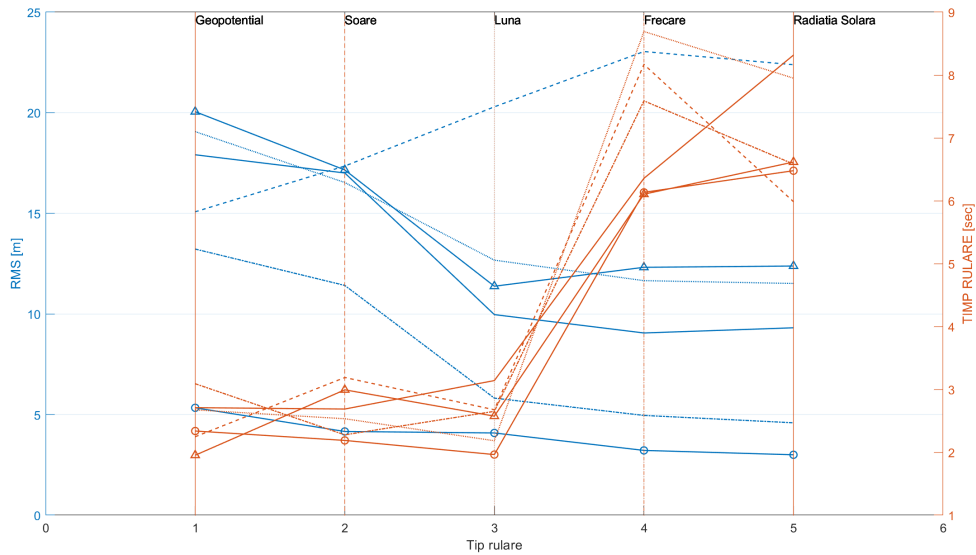


Figura 1: Radicalul erorii medii pătratice vs. timpul mediu de rulare pentru diferite configurații de perturbații pentru orbite de-a lungul unui an

Observăm în Fig. 1 că timpii de rulare pentru diferitele scenarii de propagare a orbitei satelitelui GRACE-FO au aceeași tendință, fapt ce ne demonstrează consistența simulărilor efectuate. În ceea ce privește radicalul erorii medii pătratice, observăm că în mare măsură tendința este de scădere odată cu creșterea numărului de perturbații. Pe baza acestor date putem valida afirmația anterioară conform căreia cel mai bun compromis între radicalul erorii medii pătratice și viteza de propagare este reprezentat de setul de perturbații compus din: geopotentialul Pământului, atracția gravitațională a Soarelui și a Lunii.

1.2 Filtrul Kalman pentru estimarea traiectoriei

Principalele metode utilizate în estimarea traiectoriei sunt următoarele:

1. Filtrul Kalman Liniar;
2. Filtrul Kalman Extins (Extended Kalman Filter - EKF);
3. Filtrul Kalman Unscented (UKF);
4. Filtrul Kalman Derivative-Free (DKF).

1.2.1 Filtrul Kalman Extins

Filtrul Kalman Extins a fost ales datorită capacității sale de a estima sistemele neliniare precum dinamica satelitelui. Disponibilitatea măsurătorilor la un pas de timp suficient de mic ne-a permis estimarea stării în mod recursiv prin liniarizarea modelului sistemului în mod continuu în jurul stării estimate. Acest lucru îmbunătățește stabilitatea numerică a filtrului.

În contrast, un LKF nu ar putea aproxima corect dinamica neliniară a mișcării satelitelui pe orbită. Mai mult, efortul de calcul și, implicit, încărcarea procesorului sunt mai mici în cazul EKF decât pentru UKF. Alte elemente de care am ținut cont în alegerea filtrului sunt următoarele:

1. pasul de eșantionare al simulării - astfel încât să putem avea un model cu erori mici și un filtru EKF cu estimări suficiente, fără a încălca prea mult memoria;

2. rata de achiziție a datelor de la senzori - astfel încât să fie sincronizată cu rata la care EFK oferă soluțiile de estimare;
3. gradul de neliniaritate al sistemului - astfel încât să permită corecția estimării în timp util;
4. acuratețea și precizia dorite;
5. efortul de calcul al algoritmului - încărcarea procesorului;
6. spațiul disponibil pentru stocarea datelor.

Aplicarea EKF în estimarea traiectoriei Ne propunem să estimăm traiectoria unui satelit, reprezentată de starea $x(k)$, bazându-ne pe dinamica sistemului și pe disponibilitatea unor măsurători anterioare $y(k)$. Aplicarea unui filtru Kalman implică un proces iterativ care constă în două etape: predicție (propagare) și actualizare (corecție).

Conform tehnicilor studiate, în cazul unui sistem discret, algoritmul filtrului Kalman poate fi scris începând de la dinamica sistemului afectată de perturbații

$$x(k+1) = \phi(x(k)) + L(k)u(k) + w(k), \quad (5a)$$

$$z(k) = \gamma(x(k)) + v(k), \quad (5b)$$

unde $w(k)$ și $v(k)$ sunt zgomotele specifice proceselor, ϕ - funcția care dă dinamica sistemului, γ - funcția care procesează măsurătorile corespunzătoare stării.

Se consideră faptul că zgomotele de proces, $w(k)$ și $v(k)$ sunt albe, necorelate, au media zero și au matricile de covarianță cunoscute ($Q(k)$ și $R(k)$).

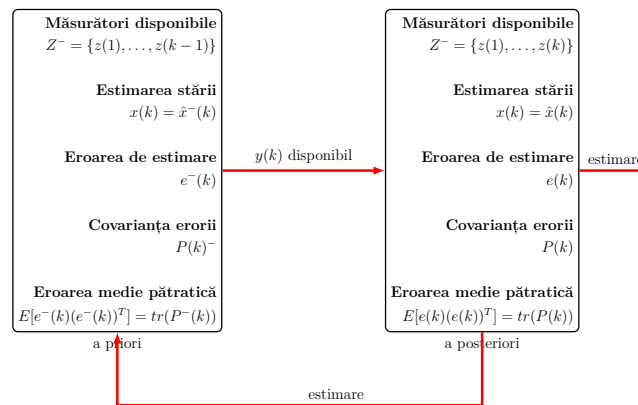


Figura 2: Diagrama EKF

Trebuie menționat faptul că, deoarece EKF necesită liniarizarea modelului la fiecare pas de timp, acest lucru implică necesitatea calculului Jacobianului. Astfel, este necesar ca ϕ și γ să fie suficient de netede încât să permită scrierea lor sub formă de serii Taylor. Urmărind procedura de liniarizare, scriem vectorul de m funcții de tranziție a stării, ϕ , și vectorul de p funcții de observație, γ , utilizând dezvoltarea în serii Taylor și aplicând Jacobianul funcțiilor $\phi(x)$ și $\gamma(x)$

$$\phi(x(k)) = \phi(\hat{x}(k)) + J_\phi(\hat{x}(k))[x(k) - \hat{x}(k)] + \dots, \quad (6a)$$

$$\gamma(x(k)) = \gamma(\hat{x}(k)) + J_\gamma(\hat{x}(k))[x(k) - \hat{x}(k)] + \dots \quad (6b)$$

În final, obținem vectorul de stare x , cu matricea de tranziție a stării ϕ și matricea de observație γ

$$x(k) = [r_i(k), r_j(k), r_k(k), v_i(k), v_j(k), v_k(k)], \quad (7a)$$

$$\phi(k) = [v_i(k), v_j(k), v_k(k), a_i(k), a_j(k), a_k(k)], \quad (7b)$$

$$\gamma(k) = [r_i(k), r_j(k), r_k(k), v_i(k), v_j(k), v_k(k)]. \quad (7c)$$

Pentru o estimare cât mai corectă a orbitei, matricea de tranziție a stării ia în considerare toate forțele care acționează asupra satelitului. Astfel, elementele luate în considerare în dezvoltarea matricii de tranziție a stării sunt: forța de atracție dintre Pământ și satelit $\phi_{Pamant-satelit}$, geopotentialul $\phi_{geopotential}$, accelerații gravitaționale datorate altor corpuri cerești (în principal, Luna ϕ_{Luna}), presiunea exercitată de radiația solară (Solar radiation Pressure - SRP ϕ_{SRP}) și efectul de încetinire dat de frecarea cu atmosfera $\phi_{atmosfera}$.

$$\phi(x) = \phi_{Pamant-satelit}(x) + \phi_{geopotential}(x) + \phi_{Luna}(x) + \phi_{SRP}(x) + \phi_{atmosfera}(x). \quad (8)$$

1.2.2 Procedeu iterativ de estimare Kalman

Inițializarea filtrului Un element extrem de important în estimarea stării este inițializarea filtrului deoarece, în funcție de condițiile inițiale, este posibil să nu avem măsurători disponibile. Pentru estimarea inițială a stării înainte de a achiziționa măsurători utilizăm notația $\hat{x}(0)^+$. Pentru a calcula primele valori ale stării (\hat{x}_1^-), pornim de la condițiile inițiale și aplicăm (5) astfel

$$\hat{x}(1)^- = \phi(0)\hat{x}(0)^+ + L(0)u(0). \quad (9)$$

Procesul iterativ al EKF Versiunea liniarizată a sistemului se scrie ca

$$x(k+1) = \phi(\hat{x}(k)) + J_\phi(\hat{x}(k))[x(k) - \hat{x}(k)] + w(k), \quad (10a)$$

$$z(k) = \gamma(\hat{x}^-(k)) + J_\gamma(\hat{x}^-(k))[x(k) - \hat{x}^-(k)] + v(k). \quad (10b)$$

De la momentul de timp $(k-1)^+$ până la momentul de timp k^- nu avem măsurători disponibile, iar, din acest motiv, estimăm starea pe baza informațiilor de dinamică de sistem reprezentate de matricea de tranziție a stării $\phi(k)$. Astfel, pentru etapa de predicție scriem

$$K(k) = P^-(k)J_\gamma(\hat{x}^-(k))[J_\gamma(\hat{x}^-(k))P^-(k)J_\gamma^\top(\hat{x}^-(k)) + R(k)]^{-1}, \quad (11a)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}^-(k) + K(k)[z(k) - \gamma(\hat{x}^-(k))], \quad (11b)$$

$$P(k) = P^-(k) - K(k)J_\gamma(\hat{x}^-(k))P^-(k). \quad (11c)$$

Pasul următor constă în actualizarea valorii lui P , covarianța erorii de estimare a stării. Astfel, lui $\hat{P}(0)^+$, covarianța estimării inițiale a lui $\hat{x}(0)$, îi putem atribui valoarea 0, în cazul în care cunoaștem exact starea inițială, sau $\infty \cdot I$, în cazul în care nu avem nicio informație legată de starea inițială. Pentru etapa de actualizare scriem

$$P^-(k+1) = J_\gamma(\hat{x}(k))P(k)J_\phi^\top(\hat{x}(k)) + Q(k), \quad (12a)$$

$$\hat{x}^-(k+1) = \phi(\hat{x}(k)) + L(k)u(k). \quad (12b)$$

1.2.3 Rezultatele estimării de traiectorie

Rezultatele estimării pentru poziție Rezultatele estimării pentru poziție sunt reprezentate pentru fiecare axă în Fig. 3.

Rezultatele estimării pentru viteză Rezultatele estimării pentru viteză sunt reprezentate pentru fiecare axă în Fig. 4.

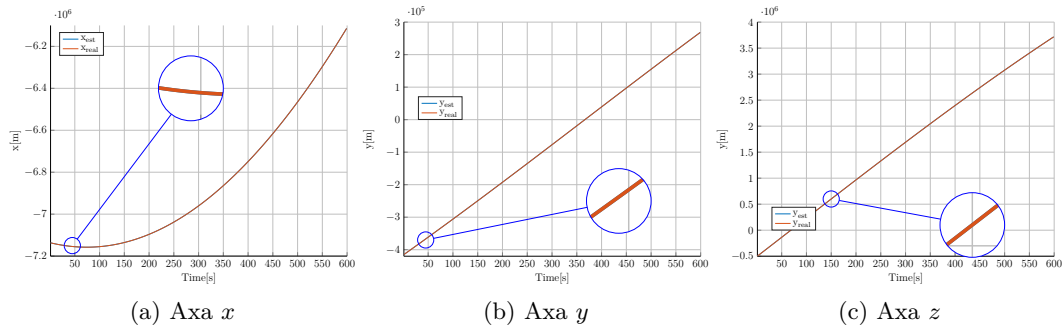


Figura 3: Rezultatele estimării pentru poziție

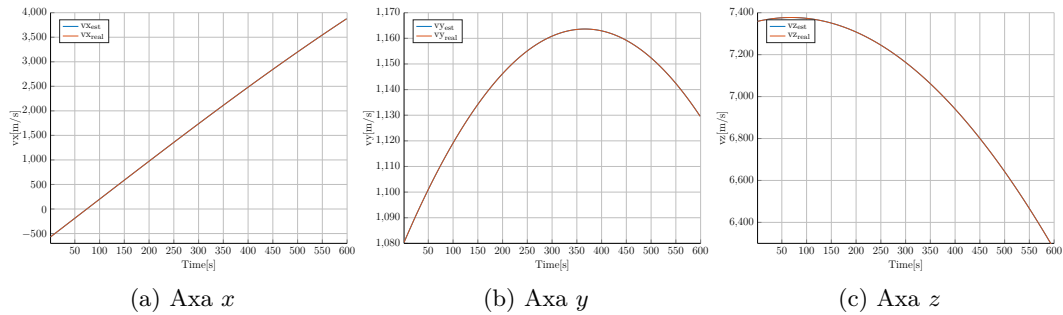


Figura 4: Rezultatele estimării pentru viteză

1.2.4 Analiză de robustețe cu tuburi de traiectorii

Considerăm cazul concret al dinamicii orbitale a satelitului

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} r \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{r} \\ -\frac{\mu}{\|r\|_2^3} r + a_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{r} \\ \mu \left(-\frac{r}{\|r\|_2^3} + \frac{d_{\text{sol}}}{\|d_{\text{sol}}\|_2^3} + \frac{h_{\text{sol}}}{\|h_{\text{sol}}\|_2^3} \right) + a'_p \end{bmatrix}, \quad (13)$$

unde μ este constanta gravitațională iar $a_p = a_p(t)$ este perturbația ce afectează vectorul de accelerație. Termeni adiționali ce pot fi adăugați sunt, spre exemplu, cei ce corespund interacțiunii satelit – Soare (d_{sol}) sau Pământ – satelit (h_{sol}). Prin adăugarea acestora se reduce nivelul perturbației conform relației $a'_p = a_p - \mu \left(\frac{d_{\text{sol}}}{\|d_{\text{sol}}\|_2^3} + \frac{h_{\text{sol}}}{\|h_{\text{sol}}\|_2^3} \right)$. Această construcție progresivă conduce la un model din ce în ce mai precis iar termeni ne-adăugați sunt considerați ca surse de eroare și contribuie la descrierea mulțimii admisibile. Aplicând CORA, se pot construi aproximări interioare și exterioare (“inner” și “outer”) ale regiunii ce acoperă traiectoriile posibile ale sistemului. Mai precis, putem construi mulțimea “forward reachable” definită pe intervalul $[t_i, t_f]$ astfel

$$\mathcal{R}(X_0, W, [t_i, t_f]) = \bigcup_{t \in [t_i, t_f]} \{x([t_i, t]; x_0, w(\cdot)) \in \mathbb{R}^n : w(\tau) \in W, \forall \tau \in [t_i, t], x(t_i) \in \mathcal{X}_0\}, \quad (14)$$

unde notația $x([t_i, t]; x_0, w(\cdot))$ înseamnă “traiectoria ce respectă dinamica (13), pornește din starea inițială $x(t_i)$ și este afectată de perturbația admisibilă $w(t)$ ”. Trebuie menționat că funcția folosită (REACH, a librăriei CORA) aproximează dinamica neliniară (13) prin utilizarea primilor termeni ai seriei Taylor. Aceasta conduce rapid la formulări complexe ce cresc substanțial durata timpului de calcul. Fig. 5 ilustrează comportamentul dorit: i) regiunea (14) este calculată și afișată (gri deschis) iar ii) traiectoriile (negru) se regăsesc în interiorul acesteia la toate momentele de timp. Trebuie remarcate și aspectele negative ale acestei abordări:

- pentru un orizont de predicție de 40 secunde (cel ilustrat în figură), timpul de calcul este relativ

mare: 5.04 secunde, ceea ce conduce la concluzia că nu putem implementa un astfel de mecanism la nivel de satelit (cel puțin, nu fără simplificări majore);

- funcționând în buclă deschisă, eroarea crește în mod exponențial; iterând pe un orizont lung va conduce în consecință la valori ce sunt corecte dar extrem de conservative.

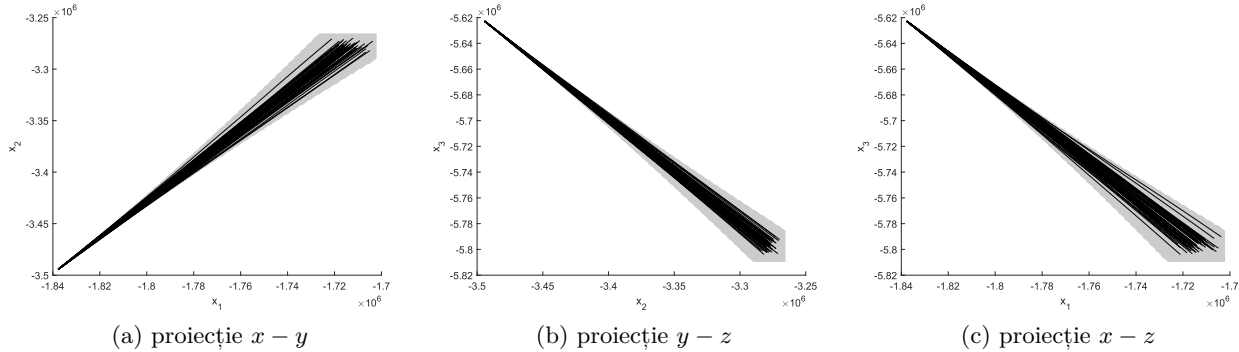


Figura 5: Ilustrație multime admisibilă pentru intervalul $[0, 40]$

Pentru a ilustra mai clar mecanismul, în Fig 6 sunt evidențiate primele 5 componente (alternând culorile albastru și roșu) ale (14), proiectând pe subspațiul $x - y$.

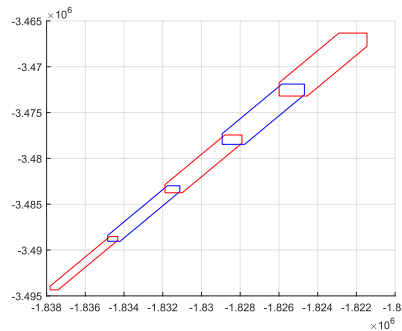


Figura 6: Detaliu din construcția multimei admisibile (proiecție pe sub-spațiul $x - y$)

Dincolo de problemele de implementare tehnică, dificultatea evidentă este creșterea dimensiunii tubului ce mărginește traiectoriile sistemului. Această evoluție este naturală și provine din integrarea în buclă deschisă a perturbației exogene a_p . Soluția este implementarea unui mecanism de corecție pentru a reseta valoarea estimării la valoarea măsurată. Prin urmare propunem următoarea implementare:

1. alegem un orizont de integrare în buclă deschisă de lungime rezonabilă (spre exemplu $T = t_f - t_i = 50$ secunde); evident lungimea acestui interval poate fi schimbată sau chiar poate să fie variabilă în timp dacă observăm porțiuni ale traiectoriei unde erorile se acumulează mai rapid;
2. la terminarea unui interval de integrare, măsurăm poziția satelitului și resetăm estimăția în mod corespunzător (în cazul nostru, folosind datele misiunii Grace); o alternativă este pur și simplu folosirea centrului regiunii ce bornează estimăția la finalul intervalului de integrare;
3. repetăm procedura pentru pasul următor, până la terminarea orizontului de simulare.

Rezultatul este ilustrat în Fig. 7c pentru proiecția în planul $x - y$.

Fig. 7a detaliază primele 4 iterații pentru a putea observa evoluția tubului ce acoperă traiectoriile posibile. Fig. 7b ilustrează norma zonotopului obținut la capătul fiecărui interval de integrare. Acesta funcționează ca o măsură a erorii de integrare asociate unui interval. Observăm că, deși intervalele sunt de lungime egală, eroarea poate varia în timp. Parametrii folosiți și valorile obținute au fost:

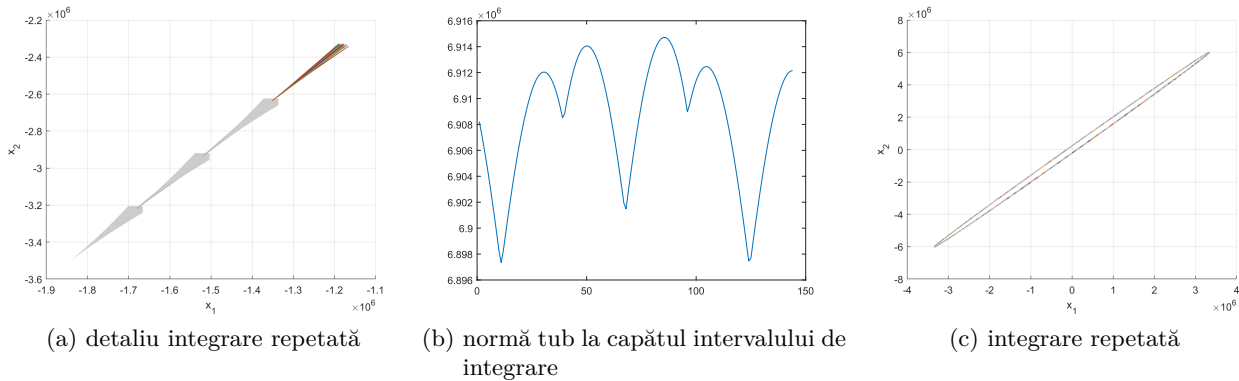


Figura 7: Ilustrație multîme admisibilă cu integrare repetată și corecție, proiecție în planul $x - y$

model	timp calcul	interval integrare	timp total	normă eroare tub (val. maximă)
eq. (13)	1032.32	50	7 200	6914708.98

Merită remarcat că procedura de integrare depinde de update-ul stării curente (i.e., măsurarea poziției și vitezei satelitelui). Putem alege momentul la care solicităm o nouă măsurătoare (și implicit lungimea intervalului de integrare) ca un balans între costul unei noi măsurători (putere consumată de satelit pentru trimiterea și recepționarea unui mesaj) versus eroarea de aproximare ce crește exponențial cu lungimea pasului de integrare. Această analiză poate fi efectuată:

offline analiza se efectuează offline pe baza datelor deja existente (e.g., rulări anterioare din care putem extrage eroarea de integrare);

adaptiv alegem o anumită valoare a erorii (i.e., diametrul tubului (14) depășește o valoare prescrisă, v. Fig. 7b) pentru care să solicităm o nouă măsurătoare pentru corecția estimației.

2 Argumentare TRL

Proiectul a început de la un nivel de maturitate tehnologică 2, fiind fundamentat pe principii și modele teoretice bine stabilite, ca, de exemplu, propagarea poziției satelitelui bazată pe legile mișcării și conform cu modelele de perturbație gravitațională, plus filtrare Kalman. În derularea proiectului s-au luat aceste elemente aplicate pentru rezolvarea unei probleme specifice, anume îmbunătățirea estimării poziției satelitelui, considerând datele furnizate de receptorul GNSS de frecvență joasă.

Pentru avansarea spre nivelul TRL 3 și demonstrarea fezabilității conceptului, s-au identificat cerințele la nivel de consorțiu, bazate și pe o recenzie extinsă a stării curente în cercetarea din domeniu. Un model al satelitelui a permis investigarea mai multor tipuri de algoritmi de estimare pentru aplicații aerospațiale și evaluarea performanțelor acestora la nivel de simulare rulată pe computer. Rezultatele obținute prin aplicarea acestora au reprezentat etalonul pentru verificarea conceptului pe un sistem dezvoltat special pentru sateliți de mici dimensiune (subsistemul PROFET). Circuitul imprimat PROFET, a fost dezvoltat ca un sistem integrat de calcul integrabil la nivelul sateliților CubeSat, care să poată să fie interfațat direct cu un receptor GNSS și magistrala de date a satelitelui. În ultima etapă a proiectului, s-au desfășurat activitățile care au condus cercetarea înspre nivelul TRL 4, anume prin prototiparea mai multor modele de circuit imprimat, integrarea codurilor dezvoltate, verificările funcționale ale acestora în condiții de laborator și în sistem HIL (Hardware In the Loop). Mai mult, proiectul pregătește continuarea cercetării și dezvoltarea ulterioară pentru avansarea nivelului TRL prin desfășurarea cu succes a activității de testare a subsistemului PROFET (cablajul imprimat final) la condiții de temperatură și presiune specifice orbitei terestre joase (între -20° C și $+70^{\circ}$ C la presiuni mai mici de 10-6 hPa), astfel confirmând fezabilitatea tehnologică și reducând riscul de îndeplinire în proiecte ulterioare.

3 Atingere rezultate

Din punct de vedere tehnologic, subsistemul PROFET validează obiectivele asumate și avansează conceptul propus până la nivelul unui hardware demonstrativ cu software integrat. Au fost validate o serie de obiective specifice, identificate de RISE (partenerul industrial) ca necesare evoluției spre comercializare, respectiv:

- Dezvoltarea unui hardware care să permită rularea de cod computațional complex cu un nivel mediu de putere. Se demonstrează un nivel de eficiență computațională care să permită integrarea și pe sateliți CubeSat.
- Dezvoltarea unui software care să permită estimarea cu precizie a poziției satelitului în timp real. Sistemul se bazează pe date GNSS de poziționare și implementează algoritmi inovativi de augmentare a poziției.
- Implementarea de referință a componentei software pe hardware-ul dezvoltat.
- Demonstrarea funcționalității la nivel de subsistem în condițiile de orbită.

3.1 Proiectarea și testarea modului electronic

În etapele inițiale ale proiectului, s-a proiectat și realizat o placă de circuit, urmând ca aceasta să fie programată cu software-ul dezvoltat, care includea algoritmi transpuși în cod sursă C/C++. Obiectivul principal al fazei finale a fost integrarea plăcii de circuit cu software-ul și validarea funcționalității lor integrate, începând cu teste în condiții standard de laborator și continuând cu verificări în mediu de vid.

Testarea funcțională a plăcii de circuit a fost efectuată utilizând hardware-ul creat specific pentru acest proiect. Procesul de testare a implicat executarea continuă a algoritmului de predicție a orbitei satelitului, începând de fiecare dată de la același vector de stare inițial pentru a detecta posibile erori numerice cauzate de fluctuațiile de temperatură. A fost evaluat și impactul condițiilor de temperatură și presiune asupra timpului de calcul. Interfațarea cu receptorul GNSS a fost simulată prin utilizarea unui fișier de date, astfel încât vectorul de stare să fie inițializat corespunzător, ca și cum datele ar fi fost preluate direct de la receptor. Înregistrarea traiectoriei calculate de sistemul PROFET într-un fișier text a inclus toate datele colectate pe durata testării, confirmând succesul integrării și funcționalității sistemului.



Figura 8: Versiunea finală a subsistemului PROFET



Figura 9: Incinta de vid

4 Impact rezultate

Partenerul industrial, RISE, consideră rezultatele îndeplinite în cadrul proiectului PROFET ca fiind foarte importante atât în demonstrarea fezabilității conceptului propus, cât și în avansarea tehnologiilor comercializabile.

Subsistemul PROFET a fost dezvoltat să fie versatil, respectiv:

- atât ca produs care să funcționeze de sine stătător pentru estimarea poziției satelitului pe baza datelor furnizate de către computerul de bord;
- precum și ca produs interfașabil direct cu senzorii satelitului ale căror date să le utilizeze în furnizarea unei estimări consolidate direct către computerul de bord.

Ambele cazuri au fost acoperite prin interfețele multiple expuse pentru conectare. Astfel, pentru cazul 2, PROFET include opțiunea de montare a unui senzor GNSS, bazat pe produsul OrbFIX și dezvoltat de RISE în două contracte cu Agenția Spațială Europeană.

În cadrul proiectului PROFET, s-a demonstrat pentru prima dată implementarea algoritmilor bazați pe mesajele Galileo HAS la nivel de subsistem integrabil pe sateliți CubeSat.

Proiectul PROFET are astfel impact direct prin extinderea funcționalității și a performanțelor unui produs dezvoltat pentru poziționare precisă pe orbită. Extinde astfel și domeniul de aplicare a OrbFIX către misiuni și sateliți cu cerințe de poziționare mult mai precise, specifice scenariilor de rendez-vous, andocare și zbor coordonat.

Rezultatele atinse de către RISE prin proiect vor fi utilizate în etapele de validare și calificare pentru spațiu a receptorului OrbFIX, precum și pentru misiunea de demonstrare a acestuia în orbită. De asemenea, RISE lucrează la implementări similare bazate pe algoritmi ce utilizează mesajele Galileo HAS pentru produse comerciale dedicate aplicațiilor terestre care necesită poziționare precisă.

Considerăm astfel că impactul proiectului PROFET este semnificativ atât la nivel comercial direct, dar și la nivel de maturizare a tehnologiei și deschidere de noi direcții de cercetare aplicată.

4.1 Validarea funcțională și impactul operațional

Testarea în TVAC a validat că procesorul modului electronic PROFET este capabil să opereze eficient în condițiile extreme din spațiu, asigurând funcționarea adecvată a întregului sistem pe orbită. Această validare demonstrează că echipamentul electronic dezvoltat poate suporta variațiile mari de temperatură și vidul caracteristic mediului din spațiul cosmic, fiind un indicator clar al fiabilității tehnologiei implementate.

În plus, capacitatea de a prezice precis traiectoria satelitului folosind algoritmi avansați de calcul oferă un beneficiu major în gestionarea resurselor energetice. Reducerea dependenței de receptorul GNSS, mai ales în perioadele de eclipsă, atunci când energia este mai limitată, contribuie la economisirea semnificativă a bugetului de putere. Utilizarea eficientă a resurselor energetice prin minimizarea activității receptorului GNSS pe orbită permite o gestionare mai eficientă și prelungirea duratei de viață a satelitului, oferind astfel o valoare adăugată întregului proiect cu adevărat substanțială. Această strategie asigură nu numai o autonomie crescută a satelitului, dar și o reducere a costurilor operaționale pe termen lung.

5 Diseminare rezultate

Articole de revistă:

- J1) **Sperilă, A.**, C. Oară, **B. D. Ciubotaru** și S. Sabău. “Distributed control of descriptor networks: a convex procedure for augmented sparsity”. În: *IEEE Transactions on Automatic Control*, pag. 8067–8074, **2023**. IEEE
IF: 6.8. Q1.
- J2) Sabău, Ș., **A. Sperilă**, C. Oară și A. Jadbabaie. “Network realization functions for optimal distributed control”. În: *IEEE Transactions on Automatic Control*, pag. 8059–8066, **2023**. IEEE
IF: 6.8. Q1.
- J3) Sabău, Ș., **A. Sperilă**, C. Oară și A. Jadbabaie. “Sparse representations of dynamical networks: A coprime factorization approach (*provisionally accepted; under second review*)”. În: *SIAM Journal on Control and Optimization*, **2024**. SIAM
IF: 2.2. Q3.
- J4) **Irofti, P.**, L. Romero-Ben, V. Puig și **F. Stoican**. “Learning dictionaries from physical-based interpolation for water network leak localization”. În: *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, pag. 755–766, **2024**. IEEE
IF: 4.8. Q2.
- J5) Diaconescu, S., **F. Stoican** și **B. D. Ciubotaru**. “Elastic Tube Model Predictive Control with Scaled Zonotopic Sets”. În: *IEEE Control Systems Letters*, pag. 1343–1348, **2024**. IEEE
IF: 3. Q2.

Articole de conferință:

- C1) **Mihai, Ș. S.**, **F. Stoican** și **B. D. Ciubotaru**. “Computing the explicit MPC solution using the Hasse diagram of the lifted feasible domain”, pag. 1–7. În: *21st European Control Conference*. **2023**. IFAC.
- C2) Nicu, T. G., **F. Stoican** și I. Prodan. “Smooth approximation of polyhedral potential field in NMPC for obstacle avoidance”, pag. 1–6. În: *21st European Control Conference*. **2023**. IFAC.
- C3) **Mihai, Ș. S.**, **F. Stoican**, M. Monnigmann și **B. D. Ciubotaru**. “Computing the explicit MPC solution in the constrained zonotope case (*submitted; under review*)”, pag. 1–6. În: *63rd Conference on Decision and Control*. **2024**. IEEE.

Capitole de carte:

- B1) Diaconescu, S., **F. Stoican** și **B. D. Ciubotaru**. “Tube Model Predictive Control for Flexible Satellite Dynamics”, ISBN: 978-3031510489. În: *Advances in Discrete Dynamical Systems, Difference Equations, and Applications*, pag. 371–387, **2023**. Springer.
- B2) **Mihai, Ș. S.**, **F. Stoican** și **B. D. Ciubotaru**. “Explicit MPC solution using Hasse diagrams: construction, storage and retrieval”, ISBN: 978-3031510489. În: *Advances in Discrete Dynamical Systems, Difference Equations, and Applications*, pag. 353–369, **2023**. Springer.

6 Listare livrabile

Nr.crt.	Livrabile/indicatori planificați	Nr.	Livrabile/indicatori realizați	Nr.
1	raport tehnic privind recenzia literaturii de specialitate	D-1.1	DA	1
2	raport tehnic privind specificațiile de proiectare	D-1.2	DA	1
3	raport tehnic privind modelarea satelitului	D-2.1	DA	1
4	model obținut post-validare	D-2.2	DA	1
5	raport tehnic privind estimarea	D-3.1	DA	1
6	biblioteca de algoritmi de estimare	D-3.2	DA	1
7	raport tehnic privind modulul electronic	D-4.1	DA	1
8	placa hardware obținută	D-4.2	DA	1
9	raport tehnic privind simulările HIL	D-5.1	DA	1
10	raport tehnic privind testele experimentale	D-5.2	DA	1
11	diseminarea rezultatelor în mediul academic	D-6.1	DA	10
12	realizare site proiect – http://profet.upb.ro + actualizarea rezultatelor pe pagina de internet	D-6.2	DA	1
13	raport tehnic final	D-6.3	DA	1

Factorul de impact cumulat prin însumarea punctajelor aduse de cele 5 articole de revistă (din totalul de 10 publicații, din care alte 3 lucrări de conferințe internaționale de top și 2 capitole de carte într-o colecție la o editură internațională de prim rang) este de 23.6.

7 Notă finală

Proiectul PROFET și-a propus să dezvolte și să implementeze o soluție mai bună privind poziționarea precisă a unui satelit pe orbită. Eficiența abordării propuse în acest proiect a fost generată de o soluție de poziționare care a necesitat o frecvență redusă a interacțiunii dintre obiectul spațial și rețeaua GNSS. În acest scop, au fost necesare definirea tehnică a misiunii împreună cu achiziția datelor reale de la satelit.

Acest proiect și-a propus folosirea ecuațiilor analitice pentru a obține un model cu exprimare diferențială, mai ușor de folosit în cadrul unor algoritmi numerici eficienți și mult mai atractivi de integrat în tehnici avansate de estimare a poziției. Încheierea cu succes a proiectării algoritmilor de estimare a fost urmată de definirea cerințelor tehnice pentru echipamentul hardware și proiectarea modulului electronic, continuată de implementarea software a procedurilor de estimare și la nivel firmware.

Imaginile reprezentative cu echilibrul din influența perturbațiilor, schema generală a estimatorului de stare Kalman extins, a modulului electronic proiectat și conectat, plus rezultatele obținute în urma testării acestuia în camera de vid pot fi descărcate de pe situl proiectului din secțiunea *Gallery*, respectiv: <http://profet.upb.ro/gallery/>.

De asemenea, arhiva conținând programele dezvoltate pentru întreaga aplicație poate fi descărcată din secțiunea *Software*, respectiv: <http://profet.upb.ro/software/>.

Director de proiect:
conf.dr.ing. Bogdan D. Ciubotaru

Referințe

- [1] Diaconescu, S., **F. Stoican** și **B. D. Ciubotaru**. “Elastic Tube Model Predictive Control with Scaled Zonotopic Sets”. În: *IEEE Control Systems Letters*, pag. 1343–1348, **2024**.
PUBLICAT DE: IEEE
IF: 3. Q2.
- [2] **Irofti, P.**, L. Romero-Ben, V. Puig și **F. Stoican**. “Learning dictionaries from physical-based interpolation for water network leak localization”. În: *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, pag. 755–766, **2024**.
PUBLICAT DE: IEEE
IF: 4.8. Q2.
- [3] **Mihai, Ș. S.**, **F. Stoican**, M. Monnigmann și **B. D. Ciubotaru**. “Computing the explicit MPC solution in the constrained zonotope case (*submitted; under review*)”, pag. 1–6. În: *63rd Conference on Decision and Control*. **2024**.
PUBLICAT DE: IEEE.
- [4] Sabău, Ș., **A. Sperilă**, C. Oară și A. Jadbabaie. “Sparse representations of dynamical networks: A coprime factorization approach (*provisionally accepted; under second review*)”. În: *SIAM Journal on Control and Optimization*, **2024**.
PUBLICAT DE: SIAM
IF: 2.2. Q3.
- [5] Diaconescu, S., **F. Stoican** și **B. D. Ciubotaru**. “Tube Model Predictive Control for Flexible Satellite Dynamics”, ISBN: 978-3031510489. În: *Advances in Discrete Dynamical Systems, Difference Equations, and Applications*, pag. 371–387, **2023**.
PUBLICAT DE: Springer.
- [6] **Mihai, Ș. S.**, **F. Stoican** și **B. D. Ciubotaru**. “Computing the explicit MPC solution using the Hasse diagram of the lifted feasible domain”, pag. 1–7. În: *21st European Control Conference*. **2023**.
PUBLICAT DE: IFAC.
- [7] **Mihai, Ș. S.**, **F. Stoican** și **B. D. Ciubotaru**. “Explicit MPC solution using Hasse diagrams: construction, storage and retrieval”, ISBN: 978-3031510489. În: *Advances in Discrete Dynamical Systems, Difference Equations, and Applications*, pag. 353–369, **2023**.
PUBLICAT DE: Springer.
- [8] Nicu, T. G., **F. Stoican** și I. Prodan. “Smooth approximation of polyhedral potential field in NMPC for obstacle avoidance”, pag. 1–6. În: *21st European Control Conference*. **2023**.
PUBLICAT DE: IFAC.
- [9] Sabău, Ș., **A. Sperilă**, C. Oară și A. Jadbabaie. “Network realization functions for optimal distributed control”. În: *IEEE Transactions on Automatic Control*, pag. 8059–8066, **2023**.
PUBLICAT DE: IEEE
IF: 6.8. Q1.
- [10] **Sperilă, A.**, C. Oară, **B. D. Ciubotaru** și S. Sabău. “Distributed control of descriptor networks: a convex procedure for augmented sparsity”. În: *IEEE Transactions on Automatic Control*, pag. 8067–8074, **2023**.
PUBLICAT DE: IEEE
IF: 6.8. Q1.