

Universitatea Politehnica București
Facultatea de Inginerie Aerospațială

**Receptor cu Poziționare Punctuală de
Precizie prin Servicii Satelitare de
Poziționare Globală pentru Utilizare în
Spațiu**

Disertație Doctorală - Rezumat

Drd. Ing. Alexandru Pandele

Iulie, 2021

Coordonator: Prof. Dr. Ing. Adrian-Mihail Stoica

Abstract

Utilizarea serviciilor oferite de sistemele satelitare de navigație globală (GNSS) se extinde la nivelul sateliților și formațiilor satelitare pe orbite joase în jurul Pământului și chiar pentru orbite Lunare. În acest context, această teză de doctorat își propune să avanseze dezvoltarea unui receptor GNSS pentru spațiu, aducându-l de la idee (Nivelul de pregătire tehnologică - TRL 2) la un nivel preliminar de proiectare (TRL 5). Aceasta include o introducere teoretică în domeniul navigării și problemele de poziționare pe care le abordează "Precise Point Positioning" - Poziționarea Punctuală de Precizie. În continuare, va fi prezentată abordarea generală de inginerie a dezvoltării receptorului. Prima fază a implementării acestei abordări este prezentată în ultimele trei capitole, începând cu definirea cerințelor, proiectarea preliminară și testarea componentelor critice preliminare. Teza este completată cu Concluzii.

Cuvinte cheie: GNSS, PPP, subsisteme satelitare, testare tehnologie spațială

The use of services provided by global navigation satellite systems (GNSS) extends to satellites and satellite formations in low orbits around the Earth and even to lunar orbits. In this context, this doctoral thesis aims to advance the development of a space GNSS receiver, bringing it from idea (Technological Readiness Level - TRL 2) to a preliminary design level (TRL 5). This includes a theoretical introduction to navigation and positioning issues that "Precise Point Positioning" addresses. Next, the general engineering approach to receiver development will be presented. The first phase of implementing this approach is presented in the last three chapters, starting with the definition of requirements, preliminary design and testing of preliminary critical components. The thesis is completed with Conclusions.

Keywords: GNSS, PPP, satellite subsystems, space technology testing

Contents

Abstract	ii
Contents	iii
1 Introduction	1
2 Sisteme globale de navigație prin satelit - Principii de bază	2
2.1 Navigația prin satelit	2
2.1.1 GNSS Architecture	3
3 Poziționare GNSS	7
3.1 Măsurători GNSS	7
3.2 Ecuații	8
3.3 PPP multi-constelație multi-frecvență	11
4 Abordare tehnică	12
4.1 Prezentare generală a abordării	13
4.2 Selecție și testare hardware COTS	13
4.3 Protecție pentru SEE (Single Event Effects) și doză totală ionizantă (TID) .	13
4.4 Moduri de poziționare cu putere redusă	14
4.5 Poziționarea punctuală de precizie (PPP)	14
4.6 Revizuirea și implementarea standardelor	15
4.7 Fezabilitate tehnică	15
5 Cerințele de sistem	17
5.1 Rezumatul cerințelor	17
6 Design	18
6.1 Opțiuni de proiectare	18
6.1.1 Alegerea preliminară	18
6.2 Arhitectura software	19
6.3 Propagator de orbită	19
6.3.1 Proiectarea propagatorului de orbită	19
6.3.2 Model matematic pentru perturbații	20
6.4 Rețea neuronală artificială	21
6.5 Detectarea erorilor	22
6.5.1 Detectarea erorilor numai cu date GNSS	22
6.5.2 Detectarea erorilor utilizând date GNSS și propagatorul orbital . .	24
6.6 Design electronic	24
7 Testare	25
7.1 Testarea fizică	25
7.1.1 Test în camera de vid cu controlul temperaturii (TVAC)	25
7.1.2 Testarea în balon	26
7.2 Testarea funcțională	29
7.3 Test pentru doza totală de iradiere (TID)	30
7.3.1 Configurare test	30
7.3.2 Descrierea și rezultatele testului	31

7.4 Concluzii asupra testelor	32
8 Concluzii	33
Bibliography	38

FORMAȚIILE DE SATELIȚI și-au atins maturitatea și sunt utilizate pe scară din ce în ce mai mare într-o varietate de misiuni. Având ca scop îndeplinirea de misiuni complexe, membrii acestor formații necesită poziționare precisă și realizarea manevrelor de înaltă acuratețe. Soluțiile de poziționare bazate pe sisteme globale de navigație prin satelit (GNSS), cum ar fi sistemul american de poziționare globală (GPS) sau GALILEO european, au potențialul de a răspunde cerințelor stricte impuse de formațiile de satelitare. Acest lucru este valabil mai ales atunci când semnalele GNSS sunt îmbunătățite de corecții calculate cu ajutorul rețelelor de monitorizare la sol.

Această teză propune finalizarea primelor etape ale dezvoltării unui receptor GNSS, aducându-l de la idee (Nivelul de pregătire tehnologică - TRL 2) la un nivel preliminar de proiectare (TRL 5). Aceasta include o introducere teoretică în domeniul navigării și problemele de poziționare pe care le abordează "Precise Point Positioning" - Poziționarea Punctuală de Precizie. În continuare, va fi prezentată abordarea generală de inginerie a dezvoltării receptorului. Prima fază a implementării acestei abordări este prezentată în ultimele trei capitole, începând cu definirea cerințelor, proiectarea preliminară și testarea componentelor critice preliminare. Teza este completată cu Concluzii. Contribuția originală a acestei teze se concentrează în arhitectura și realizarea receptorului PPP GNSS pentru spațiu, vizând o precizie ridicată, fiabilitate ridicată și costuri reduse.

Obiectivele acestei teze sunt:

- ▶ prezentarea teoriei de bază pentru o poziționare precisă și navigare bazată pe sistemele globale de navigație prin satelit (GNSS);
- ▶ definirea unei abordări ingineresti pentru dezvoltarea unui receptor GNSS PPP pentru spațiu;
- ▶ identificarea și consolidarea cerințelor pentru un receptor PPP GNSS pentru spațiu;
- ▶ identificarea, dezvoltarea și testarea caracteristicilor critice, cum ar fi un propagator de orbită augmentat de o rețea neuronală artificială și un mecanism de detectare, identificare și recuperare a defecțiunilor (Fault Detection, Identification and Recovery - FDIR);
- ▶ identificarea și testarea componentelor preliminare.

Aceste obiective sunt îndeplinite prin dezvoltarea OrbFIX [1], un receptor GNSS multi-constelație, multi-frecvență, bazat pe COTS (Components Off The Shelf - componente comerciale ne-dedicate), pentru micro-sateți și pentru sateliți mici, permițând o precizie de poziționare de ≤ 10 cm pe o orbită terestră joasă. În plus, produsul integrează algoritmi de determinare a orbitei și două moduri de poziționare cu putere redusă care utilizează un propagator de orbită precis și o rețea neuronală la bord. Aceste caracteristici cresc precizia poziționării atunci când corecțiile PPP nu sunt disponibile sau este necesar un consum mai mic de energie.

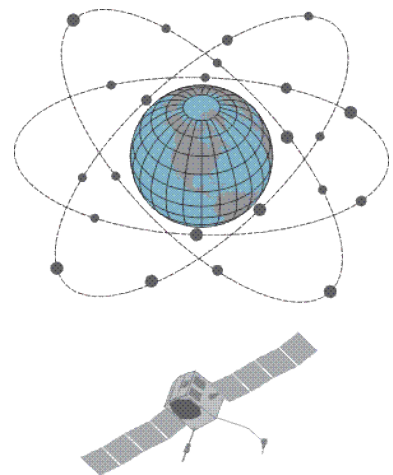


Figure 1.1: GALILEO GNSS orbital planes and typical satellite (<https://www.e-education.psu.edu/geog862/print/l10.html>).

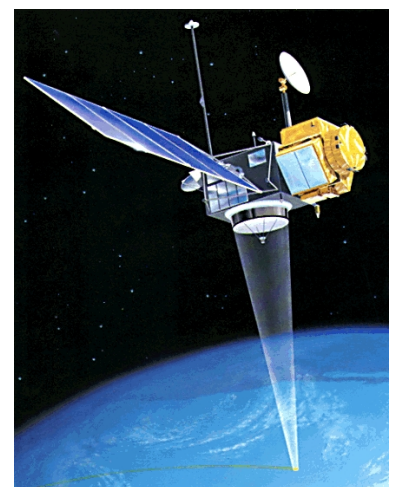


Figure 1.2: Misiunea Topex/Poseidon (NASA/CNES), lansată în 1992 - printre primele misiuni satelitare ce au utilizat poziționarea GNSS ([wikimedia.org](https://www.wikipedia.org)).

Sisteme globale de navigație prin satelit - Principii de bază

2

NAVIGAȚIA este definită de Dicționarul Oxford [2] ca *procesul sau activitatea de determinare precisă a poziției cuiva și planificarea și urmărirea unei rute*. Această activitate a fost practică de oameni încă din preistorie, mai întâi pe uscat, apoi pe apă, mult mai târziu în aer și în zilele noastre și în spațiu.

Navigația terestră beneficiază foarte mult de caracteristicile de relief și vegetație care pot constitui o bună referință pentru călătorul terestru și chiar pentru călătorul aerian care zboară peste uscat. Cu toate acestea, navigarea pe mare deschisă sau navigația pe uscat cu puține caracteristici distinctive necesită referințe alternative. La început, acestea erau celeste. Mișcarea solară aparentă a oferit indicii de navigație în timpul zilei, în timp ce stelele i-au ajutat pe navigatori în timpul nopții [3]. Invenția busolei [4] a adus valoarea adăugată a utilizării unui alt sistem de referință, câmpul magnetic al Pământului și o dependență redusă de capriciile vremii. Cu toate acestea, navigația cerească și magnetică ar putea fi utilizată numai pentru o determinare relativ precisă a latitudinii, navigatorii determinându-și longitudinea numai prin referire la timp și viteza de deplasare. Abia prin invenția cronometrelor precise [5] navigatorii au reușit în cele din urmă să își determine poziția cu o precizie fără precedent de câteva zeci de kilometri.

Din acest punct, navigația n-a mai evoluat decât prin precizia instrumentelor pe care le-a folosit (cronometru mai bun, determinare mai bună a vitezei, busole mai bune etc.), până la apariția radio-navigației la sfârșitul secolului al XIX-lea [6].

2.1 Navigația prin satelit

Principiile de navigație radio au fost utilizate încă de la sfârșitul secolului al XIX-lea și au evoluat răspunzând nevoilor de navigație maritimă și ale tânărului domeniu al aeronauticii, profitând de progresele tehnologice ale ingineriei telecomunicațiilor, în special în timpul și în urma celor două războaie mondiale. Un alt tip de război, cel rece și cursa spațială pe care a generat-o, au adus următorul salt în navigație radio prin introducerea sateliților ca surse de semnalizare.

Inginerii Centrului Naval al Statelor Unite pentru Tehnologia Spațială, în urma lansării sovietice a Sputnik-1 în 1957, și-au dat seama că pot determina orbita primului satelit pe baza efectului Doppler [7]. Au făcut un pas mai departe și au ajuns la concluzia că sateliții ar putea fi folosiți pentru poziționarea receptoarelor radio la sol. Trei ani mai târziu, primul satelit TRANSIT a fost lansat pe o orbită polară, urmat în următorii ani de încă cinci [8]. Constelația TRANSIT a devenit primul sistem de navigație prin satelit. În 1978 a fost lansat primul satelit din Sistemul de Navigație cu determinarea Timpului și a Distanței (NAVSTAR - Navigation System

2.1 Navigația prin satelit	2
GNSS Architecture	3



Figure 2.1: Astrolabul măsoară elevația Soarelui sau a unei alte stele față de o linie orizontală de referință (source: <https://timeandnavigation.si.edu>)



Figure 2.2: Cronometru (source: <https://timeandnavigation.si.edu>)



Figure 2.3: Transit-2A navigation satellite model (source: <https://commons.wikimedia.org>)



Figure 2.4: Patru metode de a-ți determina poziția: (a) GPS; (b) GLONASS; (c) GALILEO; (d) BeiDou

with Timing and Ranging) [9]. Aceasta va deveni pe deplin operațională în 1993, odată cu disponibilitatea întregii constelații de 24 de sateliți. Acum, acesta este mai cunoscut ca Sistemul de Poziționare Globală (GPS - Global Positioning System).

Deși sunt pionieri în domeniul sateliților de navigație, SUA nu-l monopolizează. Primele experimente sovietice, apoi rusești, s-au încheiat în dezvoltarea GLONASS - Globalnaya navigatsionnaya sputnikovaya sistema sau Sistemul Global de Navigație prin Satelit, care a ajuns să funcționeze complet în 1995 [10]. Eforturile europene au condus la desfășurarea constelației GALILEO [11], urmărind să fie finalizată în 2020, în același timp cu sistemul chinezesc de navigație prin satelit BeiDou (de la denumirea chineză a constelației Ursa Major) [12]. Sisteme locale de poziționare prin satelit au fost implementate și de Japonia (MSAS) [13] și India (IRNSS) [14].

2.1.1 GNSS Architecture

Arhitectura unui sistem global de navigație prin satelit cuprinde două elemente principale: infrastructura și semnalele. Aceste elemente vor fi descrise pe scurt în secțiunile următoare, cu accent pe arhitectura GPS.

2.1.1.1 Infrastructură GNSS

Infrastructura GNSS este formată din trei segmente principale: sateliții sau segmentul spațial, controlul sau segmentul la sol și segmentul

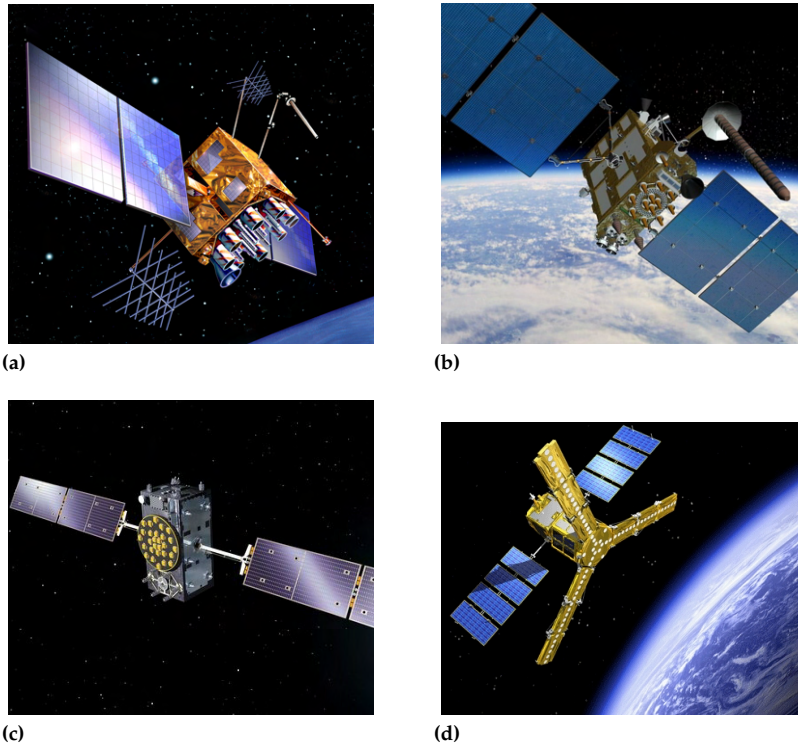


Figure 2.5: (a) GPS Block II; (b) GLONASS-K; (c) GALILEO FOC; (d) BeiDou

utilizatorului.

2.1.1.1.1 Segmentul Spațial Pentru a oferi servicii de poziționare la nivel mondial, segmentele spațiale ale GNSS sunt desfășurate în diverse configurații de constelații. Acestea joacă rolul unor balize radio sincronizate.

Constelația GPS nominală include 24 de vehicule satelitare (SV - Space Vehicles) dispuse în patru sloturi pe fiecare din șase planuri orbitale distanțate în mod egal [15]. GLONASS oferă serviciile sale nominale utilizând 24 de sateliți principali și 2 de rezervă. În mod similar, trei plane orbitale sunt utilizate pentru sateliții nominali GALILEO, 27 operaționali și 3 de rezervă. Configurarea BeiDou GNSS este destul de complexă, incluzând 27 de sateliți pe orbită medie a pământului (MEO), 3 sateliți pe o orbită înclinată de satelit geosincronă (IGSO) și 5 sateliți geostaționari (GEO) [16].

2.1.1.1.2 Segmentul de control Segmentul de control este responsabil cu funcționarea GNSS. Activitatea sa principală constă în controlul și menținerea segmentului spațial și asigurarea faptului că toate elementele sunt la locul lor pentru o poziționare precisă și fiabilă. Aceasta include prezicerea coordonatelor orbitei sateliților (efemeride) și a evoluției ceasului, generarea unei referințe stabile, atomice, a ceasului și furnizarea de mesaje de navigație în timp util pentru toți sateliții constelației.

2.1.1.1.3 User Segment Segmentul de utilizatori al GNSS este compus dintr-o gamă largă de receptoare. Acestea sunt utilizate în esență pentru poziționarea și navigația pe uscat, pe apă, în aer și în spațiu, dar și

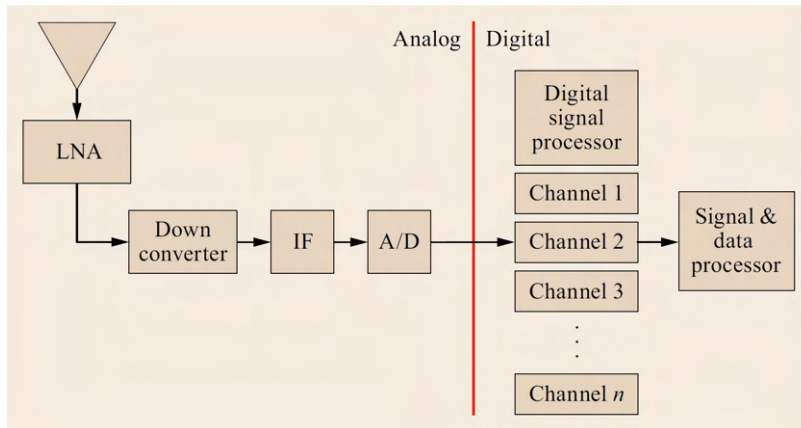


Figure 2.6: Arhitectura de bază a unui receptor GNSS (source: [17])

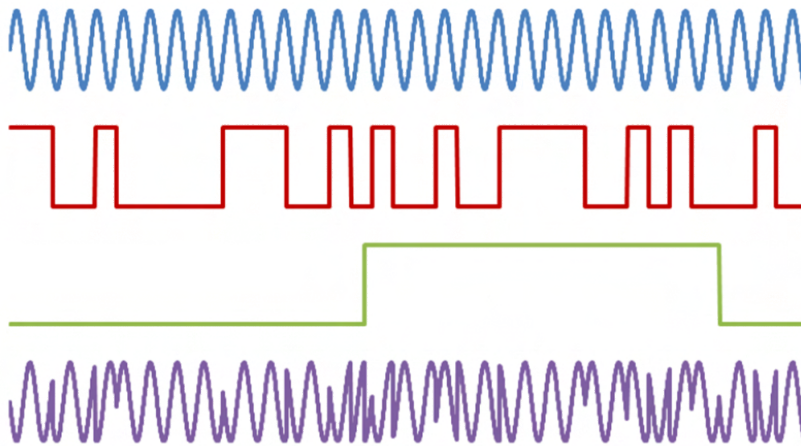


Figure 2.7: Componentele principale ale semnalului GPS L1 C/A: purtătoarea L1 la 1575.42 MHz (albastru); C/A PRN la 1.023 MHz cu o durată a chip-ului de 1 μ s și o perioadă de 1023 chip-uri (roșu); mesajul de navigație la 50 Hz (verde); compunerea în fază a componentelor (violet) (source: https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/GNSS_signal)

ca referințe temporale (de exemplu, pentru rețelele de comunicații). Indiferent de utilizarea lor, receptoarele GNSS au o arhitectură în general comună, așa cum este prezentată în figura 2.6. O antenă reglată în frecvențele GNSS recepționează semnalul analogic care este amplificat de un amplificator cu zgomot redus (LNA) înainte de a fi convertit într-o frecvență intermediară și transmis unui convertor analog-digital (A / D). Un procesor de semnal digital (DSP) extrage informațiile utile din semnalul digitalizat. Un procesor de semnal și date convertește aceste informații în pseudo-distanțe (pseudorange) și alte observabile, și calculează poziția.

2.1.1.2 Semnale GNSS

În figura 2.7 sunt prezentate principalele componente ale semnalului GPS L1 C / A. O frecvență *purtătoare* în banda L este utilizată pentru a transmite un *cod pseudo-random* (PRN) care este specific fiecărui satelit și este o secvență de 1023 chip-uri (secvențe 1 și 0). Acest cod este cunoscut de receptor, 32 PRN-uri fiind definite pentru constelația GPS. PRN-ul este utilizat pentru a identifica și urmări semnalul satelitului și pentru a determina întârzierea dintre transmisie și recepție. Peste purtătoare și codul PRN, se trimite un *mesaj de navigație* la o frecvență de 50 Hz. Mesajul de navigație include informații codate binar care descriu orbita satelitului (efemeridele satelitului), modelul evoluției ceasului satelitului, starea de sănătate a satelitului, almanahul constelației și alte date. Almanahul

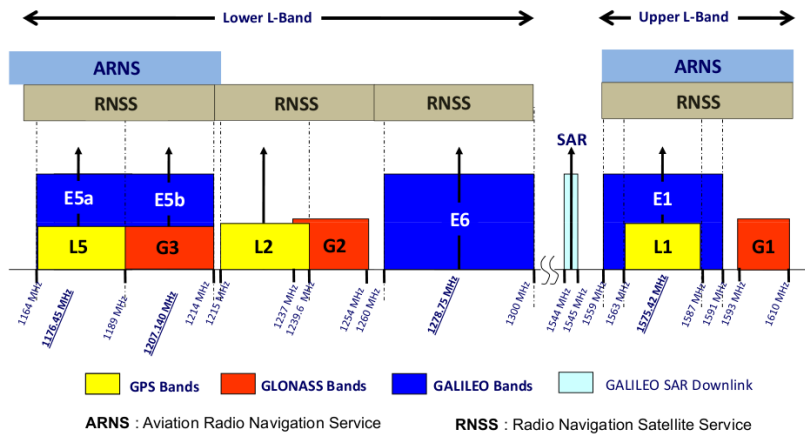


Figure 2.8: Benzile principale de semnale de navigație (source: [18])

este un set de efemeride pentru toți sateliții constelației, înregistrat cu o precizie mai mică, care permite receptorului să reducă căutarea sateliților doar la cei care sunt vizibili.

Figura 2.8 rezumă frecvențele purtătoare utilizate de GPS, GALILEO și GLONASS. BeiDou folosește un spectru similar cu GALILEO, cu o frecvență centrală ușor diferită pentru B3 (echivalentul lui E6). La prima vedere, alegerea frecvențelor este dificil de înțeles, deoarece toate sistemele utilizează aceiași purtători pentru semnale, părând să interfereze unul cu celălalt.

Frecvențele purtătoare comune sunt o strategie de interoperabilitate a GNSS care permite producătorilor de receptoare să utilizeze același hardware indiferent de sistemul utilizat. Un receptor GPS L1 necesită doar o actualizare de firmware pentru a deveni receptor GALILEO E1.

3.1 Măsurători GNSS

Informația principală care poate fi extrasă din semnalul GNSS este durata intervalului de timp necesar pentru ca acesta să se deplaseze între antena satelitului și antena receptorului. Cunoscând că semnalele se deplasează cu viteza luminii (c), rezultă că *apparent* distanța dintre cele două antene este:

$$R = c\Delta T \quad (3.1)$$

Ecuția 3.1 nu presupune nicio eroare de sincronizare între satelit și receptor. Având în vedere sincronizarea, ecuația devine:

$$R = c(\Delta T - \delta t) \quad (3.2)$$

unde termenul δt acoperă erorile de sincronizare dintre ceasurile satelitului și receptorului și ceasul de referință GNSS.

Pseudorange-ul definită în ecuația 3.2 include, pe lângă distanța reală, geometrică, dintre antenele satelitului și receptorului, o serie de erori datorate diferitelor fenomene care afectează transmisia semnalului radio. Aceste fenomene și amploarea erorilor pe care le induc sunt rezumate în figura 3.1.

Ecuția 3.2 poate fi apoi rescrisă ca [18]

$$R = \rho + c(dt_{rec} - dt_{sat}) + T + I + K_{rec} - K_{sat} + M + \epsilon \quad (3.3)$$

Unde:

- ρ este distanța geometrică dintre antenele satelitului și receptorului;
- dt_{rec} și dt_{sat} sunt erorile de sincronizare ale receptorului și ale ceasurilor de satelit în raport cu ceasul de referință GNSS;
- T este întârzierea troposferică;
- I este întârzierea ionosferică;
- K_{rec} și K_{sat} sunt întârzierile instrumentale la nivel de receptor și satelit;
- M este eroarea multipath datorată primirii semnalului nu pe o cale directă ("line of sight"), ci pe o cale care include reflecții pe diferite suprafețe, de obicei în imediata apropiere a receptorului;
- ϵ este zgomotul receptorului.

3.1 Măsurători GNSS	7
3.2 Ecuatii	8
3.3 PPP multi-constelație multi-frecvență	11

Discutăm despre distanță aparentă sau **pseudorange**, pentru a sublinia faptul că aceasta include diverse efecte care trebuie modelate și eliminate pentru a ne apropia de distanța absolută.

Este evident că există o relație directă între distanță și timp. Aceasta rezultă în dificultatea identificării sursei de erori, care poate fi la nivel de ceas/sincronizare sau la nivel de distanță orbită estimată. Pentru a simplifica relația timp/distanță, este de remarcat că 1 ns reprezintă aproximativ 30 cm și 3.3 ns reprezintă aproximativ 1 m.

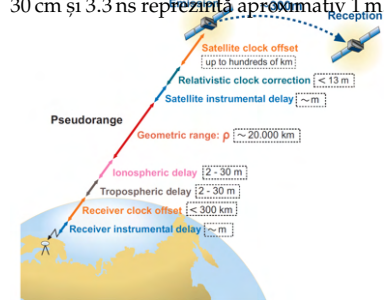


Figure 3.1: Conținutul măsurătorilor de pseudorange (source: [18])

3.2 Ecuații

Ecuațiile utilizate pentru tehnica PPP - Precise Point Positioning sunt descrise în [17]. Un receptor GNSS măsoară timpul în care semnalul GNSS se propagă de la un satelit la receptor. Următoarea ecuație de bază poate fi utilizată pentru determinarea distanței geometrice dintre satelit și receptor:

$$\rho_r^s(t) = c\tau_r^s \quad (3.4)$$

Unde: s indică antena satelitului;

r indică antena receptorului;

ρ_r^s reprezintă distanța geometrică;

c este viteza luminii; și

τ_r^s reprezintă timpul măsurat de receptorul GNSS.

Cu toate acestea, această ecuație ideală nu ia în considerare erorile ceasului receptorului și ale satelitului. În acest caz, măsurătorile de distanță afectate de erorile de ceas sunt denumite pseudorange și ecuația devine:

$$p_r^s = \rho_r^s + c(dt_r - dt^s) \quad (3.5)$$

unde p_r^s este pseudorange-ul, dt_r reprezintă eroarea ceasului receptorului și dt^s reprezintă eroarea ceasului satelitului.

Erorile ceasului la nivelul satelitului sunt monitorizate de operatorii GNSS și parametrii de corecție sunt trimiși către sateliți. Sateliții difuzează corecțiile ceasului în mesajul de navigație. Pe de altă parte, eroarea ceasului receptorului este încă necunoscută. Adăugând și coordonatele poziției antenei receptorului (x_r, y_r, z_r) , există patru termeni necunoscuți în ecuația de observare a pseudorange-ului. Ei pot fi determinați folosind cel puțin patru pseudorange-uri simultane. Cu toate acestea, există factori suplimentari care ar trebui luați în considerare, cum ar fi întârzierile ionosferice și troposferice, zgometul receptorului și multipath. Aceste erori pot fi modelate folosind un număr crescut de sateliți GNSS. Coordonatele receptorului și decalajul ceasului pot fi apoi calculate utilizând estimarea neliniară a celor mai mici pătrate. Având în vedere aceste erori suplimentare, pseudorange-ul poate fi exprimat folosind următoarea expresie:

$$p_{rj}^s(t) = \rho_r^s(t) + \xi_{rj}^s(t) + c(d_{rj} - d_j^s) + c(dt_r(t) - dt^s(t) + \delta t^{rel}(t)) + I_{rj}^s(t) + T_r^s(t) + e_{rj}^s(t) \quad (3.6)$$

unde

j este utilizat pentru a identifica între diferite semnale de la același satelit;

ξ_r^s conține corecția pentru decalajele centrului de fază dintre antenele de transmisie și de recepție și contribuția modelelor de fază cod;

d_r și d^s reprezintă întârzierile instrumentale ale receptorului și ale satelitului;

$\delta t^{rel} = \delta t_{stc}^{rel} - \delta t_{clk}^{rel}$ este un termen care combină întârzierea relativistică a semnalului datorată curbării spațiu-timp și la corecția relativistică a ceasului;

I_r^s reprezintă întârzierea ionosferică;
 T_r^s reprezintă întârzierea troposferică; și
 e_r^s este utilizat pentru a indica alte erori, cum ar fi zgomotul receptorului și multipath.

În mod similar, se poate defini ecuația de observare pentru măsurătorile fazei purtătoare:

$$\phi_{rj}^s(t) = \rho_r^s(t) + \zeta_{rj}^s(t) + c(\delta_{rj} - \delta_j^s) + c(dt_r(t) - dt^s(t) + \delta t^{rel}(t)) - I_{rj}^s(t) + T_r^s(t) + \lambda_j(\omega_r^s(t) + N_{rj}^s) + \epsilon_{rj}^s(t) \quad (3.7)$$

unde

ϕ_r^s este distanța geometrică exprimată în unități de cicluri ale frecvenței purtătoare sau faza purtătoare (carrier phase);

ζ_r^s reprezintă corecția de compensare a centrului de fază;

δ_r și δ^s reprezintă întârzierile instrumentale ale receptorului și ale satelitului;

ω_r^s este corecția de înfășurare a fazei, care este utilizată pentru a identifica modificările fazei măsurate dacă apar rotații ale antenei; N_r^s denotă numărul întreg necunoscut de cicluri; λ este lungimea de undă; și

ϵ_r^s reprezintă termenul de eroare reziduală, care conține zgomotul receptorului și multipath.

Distanța geometrică, decalajele ceasului și eroarea troposferică sunt identice în ambele ecuații. Întârzierea ionosferică are un semn pozitiv pentru pseudorange și un semn negativ pentru faza purtătoare. De asemenea, întârzierea ionosferică depinde de frecvența observațiilor, deoarece ionosfera este un mediu dispersiv și observațiile de frecvențe diferite sunt afectate în moduri diferite. Prin urmare, folosind o combinație de cel puțin două frecvențe, este posibil să se elimine aproape complet aceste erori ionosferice.

Combinațiile liniare de pseudorange și faza purtătoare de observații GNSS pot fi exprimate folosind următoarea ecuație:

$$o(r, c)^s(t) = \sum_{j=1}^n (\alpha_j \phi_{r,j}^s(t) + \beta_j p_{r,j}^s(t)) \quad (3.8)$$

unde

$o_{r,c}^s$ denotă observabila combinată;

n este numărul de semnale diferite disponibile;

α_j reprezintă coeficientul utilizat pentru scalarea observațiilor fazei purtătoare; și

β_j reprezintă coeficientul utilizat pentru a scala observațiile pseudorange.

Prin înlocuirea în această expresie a ecuațiilor pentru măsurătorile fazei purtătoare și pseudorange, pot fi introduși doi factori de scalare, permițând o anumită controlabilitate asupra parametrilor ecuației. Primul factor permite controlul distanței geometrice, al erorilor de ceas și al întârzierii troposferice:

$$\sum_{j=1}^n (\alpha_j + \beta_j) = h_1 \quad (3.9)$$

Dacă $h_1 = 1$, combinația păstrează distanța geometrică. Dacă $h_1 = 0$, atunci combinația elimină distanța geometrică. În același mod, întârzierea ionosferică de ordinul întâi poate fi controlată folosind:

$$-\sum_{j=1}^n (\alpha_j + \beta_j) \frac{f_1^2}{f_2^2} = h_2 \quad (3.10)$$

Un factor de scalare $h_2 = 0$ creează o combinație fără ionosferă.

O combinație fără ionosferă cu frecvență dublă utilizează două observații ale fazei purtătoare și două pseudorange-uri cu frecvențe diferite. Obiectivul este de a păstra distanța geometrică în timp ce eliminăm întârzierile ionosferice. Prin urmare, factorii de scalare sunt $h_1 = 1$ și $h_2 = 0$. Notând cele două frecvențe f_A și f_B , coeficienții β care corespund fiecărei frecvențe pot fi calculați ca:

$$\beta_A = 1 - \beta_B = \frac{f_A^2}{f_A^2 - f_B^2} \quad (3.11)$$

Prin urmare, combinația de pseudorange-uri fără ionosferă poate fi exprimată după cum urmează:

$$p_{r,IF}^s = \frac{f_A^2}{f_A^2 - f_B^2} p_{r,A}^s - \frac{f_B^2}{f_A^2 - f_B^2} p_{r,B}^s \quad (3.12)$$

În mod similar, combinația purtătoare-fază fără ionosferă se caracterizează prin următoarea ecuație.

$$\phi_{r,IF}^s = \frac{f_A^2}{f_A^2 - f_B^2} \phi_{r,A}^s - \frac{f_B^2}{f_A^2 - f_B^2} \phi_{r,B}^s \quad (3.13)$$

Lungimea de undă a combinației purtătoare-fază fără ionosferă are următoarea formă:

$$\lambda_{IF} = \frac{\lambda_A \lambda_B}{i_A \lambda_B + i_B \lambda_A} \quad (3.14)$$

unde

λ_A și λ_B sunt lungimile de undă pentru frecvențele A și B și i_A și i_B sunt coeficienții fazei întregi pentru frecvențele A și B.

Pe baza acestor ecuații, metoda PPP utilizează atât măsurători de pseudorange, cât și măsurători în faza purtătoare pentru a obține rezultate mai precise. Combinația de două frecvențe cu eliminarea întârzierilor de ionosferă se caracterizează prin următoarele ecuații:

$$p_{r,IF}^s = \rho_r^s + c(dt_r - dt^s) + T_r^s + e_{IF} \quad (3.15)$$

$$\phi_{r,IF}^s = \rho_r^s + c(dt_r - dt^s) + T_r^s + \lambda_{IF} A_{IF} + \epsilon_{IF} \quad (3.16)$$

unde

A_{IF} reprezintă ambiguitatea neîntregă a combinației purtătoare-fază fără ionosferă; și

e_{IF} și ϵ_{IF} sunt parametrii de zgomot de măsurare.

Termenii necunoscuți în metoda PPP sunt coordonatele poziției receptorului, ceasul receptorului, întârzierea troposferică la zenit și ambiguitățile fazei purtătoare. Chiar dacă aplicațiile PPP utilizează de obicei frecvența GPS L1 și L2, metoda descrisă în acest capitol poate fi utilizată și cu alte combinații de frecvențe, inclusiv frecvențele L5 și E5.

3.3 PPP multi-constelație multi-frecvență

Deși a fost inițial concepută pentru observarea GPS cu frecvență dublă, metoda PPP poate fi utilizată pentru diferite semnale și constelații. Semnalele suplimentare pot spori performanța PPP, dar aduc și noi provocări care trebuie abordate. De exemplu, standardele utilizate pentru GPS și GLONASS cu privire la utilizarea produselor auxiliare, cum ar fi orbitele și ceasurile GNSS, ar trebui actualizate pentru a include noile semnale și constelații.

La selectarea semnalelor care trebuie utilizate, trebuie să se ia în considerare disponibilitatea semnalului (adică semnalul selectat ar trebui să fie transmis de toți sateliții din constelație), caracteristicile semnalului, cum ar fi rezistența la multipath și raportul semnal-zgomot și modelul de ceas care va fi folosit. În plus, zgomotul combinației fără ionosferă va fi redus la minimum prin alegerea semnalelor la distanță mare. Aceasta înseamnă că combinațiile de frecvențe GPS L1/L2 și L1/L5 sunt opțiuni bune, în timp ce combinația L2/L5 nu este. Studiile au arătat că soluțiile PPP cu mai multe constelații oferă robustețe sporită, un timp de convergență mai bun și o precizie îmbunătățită. Sunt deosebit de utile în medii constrânse, în care numărul sateliților vizibili este mai mic.

Utilizarea a mai mult de două frecvențe pentru procesarea PPP poate fi abordată în moduri diferite [19]. O opțiune este de a procesa mai multe combinații de frecvență duală fără ionosferă, luând în considerare corelația indusă prin utilizarea aceleiași măsurători în observațiile combinate. Un exemplu de astfel de combinație este reprezentat de combinația GPS L1 / L2 și L1 / L5. O altă abordare este de a utiliza măsurători necombinate de cod și fază a purtătoare pentru fiecare dintre frecvențele disponibile, introducând în același timp parametri suplimentari de estimare, cum ar fi întârzierile ionosferice.

OBIECTIVUL PRINCIPAL al tezei este de a avansa proiectarea, asamblarea și testarea prototipului unui receptor GNSS pentru aplicații spațiale. Acesta trebuie să poată asigura poziționarea subdecimetrică pe LEO, trebuie să vizeze o disponibilitate de 95 % și să furnizeze metode îmbunătățite de poziționare cu consum electric redus. Denumirea aleasă pentru receptor, OrbFIX, derivă din scopul său: determinarea cu o precizie ridicată a poziției orbitale a unui satelit. Dezvoltarea OrbFIX se va face având în vedere o producție de serie. Obiectivele tehnice care trebuie îndeplinite derivă direct din aplicația țintă și sunt:

- ▶ Identificarea și testarea unui modul COTS GNSS adecvat;
- ▶ Proiectarea preliminară cu testarea diverselor elemente de bază pentru asigurarea fezabilității proiectului;
- ▶ Proiectarea receptorului GNSS spațial OrbFIX cu funcționalitate PPP;
- ▶ Asamblare, integrare și testare prototip OrbFix;
- ▶ Consolidarea cerințelor misiunii pentru demonstrarea hardware-ului în spațiu.

Obiectivele tehnice enumerate mai sus sunt atât necesare, cât și suficiente pentru a dezvolta OrbFIX, un receptor GNSS bazat pe COTS (Components Off The Shelf) care integrează algoritmi de poziționare PPP și determinare precisă a orbitei (Precise Orbit Determination) pentru nano și micro sateliți pe LEO. Dintre aceste obiective tehnice, teza se va concentra pe îndeplinirea primelor două.

OrbFIX se bazează pe componente COTS, de aceea este necesară o analiză de piață și o evaluare preliminară pentru a selecta cel mai potrivit receptor COTS GNSS și microcontroler. Aceste componente vor fi selectate astfel încât să îndeplinească cerințele OrbFIX.

În timp ce PPP și POD sunt un pas înainte și facilitează tehnologiile pe piața de micro și nano sateliți, trebuie să luăm în considerare una dintre caracteristicile acestei piețe, care este cantitatea limitată de energie disponibilă la bord. Acest lucru a dus la luarea în considerare a integrării a două moduri de putere redusă, ambele bazate pe rețele neuronale artificiale (ANN). Aceste moduri de poziționare vor fi implementate și testate înainte de integrarea lor în proiectul final OrbFIX.

După selecția principalelor componente hardware, proiectarea OrbFIX este următorul pas logic. Aceasta va lua în considerare problemele de disponibilitate, precum și metodele de achiziție a corecțiilor PPP și va avea ca rezultat un proiect preliminar.

Îndeplinirea ultimelor două obiective tehnice va finaliza dezvoltarea unui prototip de subsistem care este gata să fie testat în condiții reale și care, în urma testării cu succes, devine un produs competitiv pe o piață în curs de dezvoltare

4.1	Prezentare generală a abordării	13
4.2	Selecție și testare hardware COTS	13
4.3	Protecție pentru SEE (Single Event Effects) și doză totală ionizantă (TID)	13
4.4	Moduri de poziționare cu putere redusă	14
4.5	Poziționarea punctuală de precizie (PPP)	14
4.6	Revizuirea și implementarea standardelor	15
4.7	Fezabilitate tehnică	15

4.1 Prezentare generală a abordării

Abordarea propusă pentru atingerea obiectivelor tehnice este foarte pragmatică și derivă din filosofia CubeSat COTS. Aceasta implică identificarea unui receptor GNSS comercial, dezvoltat inițial pentru utilizarea pe Pământ. Acest receptor trebuie să poată fi ușor configurabil pentru a se potrivi cerințelor de bază ale unui receptor spațial GNSS și pentru a permite implementarea algoritmilor de determinare a orbitelor precise (POD).

OrbFIX va integra două moduri de poziționare cu putere redusă, considerate esențiale pentru micro și nano sateliți, care sunt, în general, foarte limitate din punctul de vedere al puterii disponibile [20]. Ambele moduri folosesc rețelele neuronale, urmărind să reducă puterea de calcul și să profite de capacitatea ANN (Artificial Neural Network) de a fi instruită pentru fiecare misiune [21]. Fie la bord, fie la sol, PPP poate fi utilizat pentru a determina o orbită precisă pentru satelit. Această orbită precisă poate fi utilizată de operatorii misiunii pentru a antrena două ANN-uri care sunt alimentate cu măsurătorile GNSS corespunzătoare și / sau cu ieșirea unui propagator de orbită. ANN-urile instruite sunt apoi încărcate la bord și sunt actualizate periodic de la sol.

4.2 Selecție și testare hardware COTS

După consolidarea cerințelor OrbFIX, proiectul este continuat prin revizuirea potențialelor componente COTS și schimbarea acestora pentru receptorul OrbFIX. Se vor evalua mai multe arhitecturi de proiectare, începând de la cea din figura 4.1. În acest design, un microcontroller (MCU) COTS rezistent la radiații va controla funcționarea receptorului COTS GNSS. Microcontroller-ul va fi, de asemenea, responsabil cu implementarea algoritmului PPP și determinarea precisă a orbitei. Când datele de corecție PPP nu sunt disponibile, propagatorul de orbită îmbunătățit cu rețeaua neuronală este, de asemenea, rulat pe MCU. Comunicarea cu magistrala satelitului este planificată să fie disponibilă pe UART și CAN.

4.3 Protecție pentru SEE (Single Event Effects) și doză totală ionizantă (TID)

Efectele de eveniment unic (SEE) sunt defecțiuni ale componentelor electronice (microcontrolere, memorie etc.) cauzate de particule energetice unice, de obicei raze cosmice galactice (GCR). Doza totală ionizantă este cantitatea de protoni, electroni și *brensstrahlung*, raze X, radiații prezente în spațiul cosmic și care au efecte cumulative degradante asupra electronicii [22]. Independent de receptorul COTS ales, OrbFIX se va concentra pe proiectarea protecției împotriva radiațiilor, în conformitate cu cerințele standardului ECSS-E-ST-10-12C al Agenției Spațiale Europene și cu recomandările ECSS-Q-HB-60-02A. Acestea includ descrieri ale densității de particule energetice pentru orbitele LEO și ale TID (Total Irradiation Dose) estimat. Determinarea caracteristicilor mediului de operare a receptorului

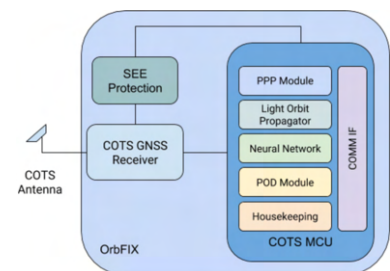


Figure 4.1: Diagrama de sistem preliminară a OrbFIX

va permite planificarea testelor de iradiere efectuate pe hardware-ul ales pentru receptor. Proiectarea OrbFIX va lua în considerare întărirea la radiații la un nivel suficient pentru disponibilitatea țintă [23].

4.4 Moduri de poziționare cu putere redusă

OrbFIX integrează moduri de poziționare cu putere redusă bazate pe un propagator de orbită simplificat (OP) [24] [25] [26]. OP alimentează o rețea neuronală artificială (ANN) [27] care, atunci când este instruită corespunzător, aplică corecții fluxului său de intrare pentru a obține poziții exacte. Urmând această logică, aplicația este concepută pe două niveluri, și anume L0 și L1. L0 constă din propagatorul orbital care estimează poziția și viteza satelitului. Datele calculate sunt filtrate printr-un ANN instruit conceput pentru a afișa poziția exactă. O descompunere funcțională a lui L0 este descrisă în figura 4.3.

Deși diferența dintre poziția reală și cea estimată este relativ mică la începutul calculelor, eroarea crește rapid în timp. O soluție fezabilă este reinițializarea propagatorului orbital cu pozițiile exacte; frecvența reinițializării este puternic dependentă de rata la care se acumulează erorile.

L1 este construit pe L0. Un al doilea ANN este instruit cu scopul de a primi intrări atât de la propagatorul orbital, cât și de la dispozitivul GNSS, așa cum este ilustrat în figura 4.4. Scopul L1 este de a îmbunătăți precizia pozițiilor și vitezei măsurate. Utilizarea unui propagator orbital este justificabilă deoarece încapsulează în mod inerent un model fizic pe care îl respectă satelitul. Împreună cu pozițiile și vitezele măsurate, datele sunt procesate de ANN, care produce o poziție exactă. Ca și în cazul L0, propagatorul orbital trebuie reinițializat atunci când erorile acumulate nu mai pot fi compensate.

4.5 Poziționarea punctuală de precizie (PPP)

PPP a fost introdusă pentru prima dată în 1997 de [28]. Spre deosebire de poziționarea relativă, PPP folosește pseudorange nediferențiat și observații ale fazei purtătoare și nu are nevoie de observații simultane la două stații. În schimb, PPP se bazează pe orbite și ceasuri precise care le înlocuiesc pe cele difuzate de satelit. În figura 4.5 se poate observa că diferența dintre orbitele și ceasurile precise și cele difuzate este o sursă semnificativă de eroare de poziționare, în ordinul a 4 metri pentru GPS și în ordinul a 2 metri pentru Galileo. Cu toate acestea, compensarea acestei erori nu este suficientă pentru a crește precizia de poziționare la 10 cm sau mai puțin. Acest lucru se realizează luând în considerare măsurătorile de fază a purtătoarei, care la rândul lor aduc dificultatea suplimentară de a determina necunoscutele ambiguității fazei inițiale și implică un timp de convergență mai lung pentru soluția PPP (până la 15 minute sau mai mult).

Filtrul Kalman de navigație propus, responsabil de calculul soluției PVT, va estima ambiguitățile fazei purtătoare care sunt approximate ca numere

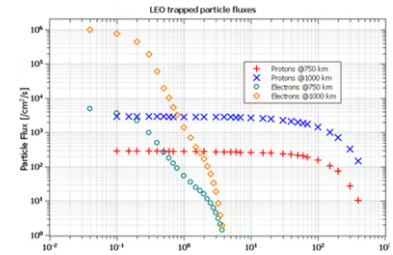


Figure 4.2: Fluxuri de radiații de particule pe orbite circulare source: <https://www.spenvis.oma.be/>

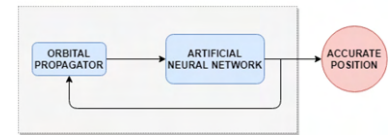


Figure 4.3: L0 functional blocks

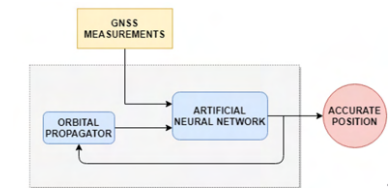


Figure 4.4: L1 functional blocks

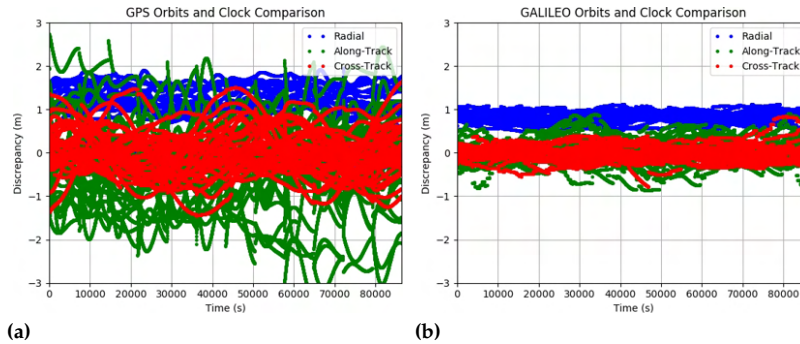


Figure 4.5: Erorile de poziție și ceas ale mesajelor de navigație pentru GPS (a) și Galileo (b)

reale în ceea ce se numește ambiguități "floating" - "plutitoare". Schimbările în geometria satelitului GNSS vor ajuta la decorelarea (separarea) ambiguităților de ceilalți parametri fiind evaluați în filtrul de navigație (poziție, ceas receptor, înfășurarea fazei).

4.6 Revizuirea și implementarea standardelor

Întrucât piața vizată în principal de OrbFIX este reprezentată de micro și nano sateliți care respectă standardul Cubesat, acest lucru va ghida proiectarea acestuia. Din punctul de vedere al unui subsistem, așa cum este receptorul GNSS, Specificațiile de Proiectare Cubesat [29] au un efect limitat, deoarece documentul este destinat în primul rând dezvoltatorilor de sateliți. Conform standardului, anvelopa generală a subsistemului trebuie să fie mai mică decât $100 \times 100 \times 100$ mm. Factorul de formă pentru fiecare subsistem intern trebuie să corespundă specificațiilor PC / 104, deoarece majoritatea subsistemelor CubeSat utilizează această interfață cu plăci PCB de 96×90 mm.

4.7 Fezabilitate tehnică

Deși minimizează unele riscuri de dezvoltare și costuri, utilizarea COTS în proiectarea OrbFIX are probleme inerente asociate cu calificarea pentru spațiu a componentelor și atingerea fiabilității vizate a sistemului integrat. Componentele comerciale au, uneori, funcționalitatea demonstrată într-un mediu cu radiații ridicate. Cu toate acestea, testele nu sunt consistente și cu siguranță nu acoperă produsul integrat.

Au fost identificate mai multe riscuri în procesul de dezvoltare:

1. Indisponibilitatea receptorului COTS care îndeplinește toate criteriile.

Impact/Probabilitate: Mare / puțin probabil

Prevenție: Au fost identificate mai multe produse candidate. Caracteristicile necesare ar putea fi implementate de unitatea de procesare secundară dacă nu este posibilă implementarea în receptor.

2. Eșec parțial în mediu cu radiații

Impact/Probabilitate: Mare / posibil

Prevenție: Componentele pentru care există variante întărite la radiații vor fi mai bine clasificate în analiza ce precede procesul de

proiectare. Se propune includerea atât a ecranării pentru TID, cât și monitorizare pentru SEE integrată în dispozitiv.

DEZVOLTAREA ORBFIX se face pe baza unui set de cerințe. Acest lucru a fost inițial redus la elemente esențiale (cum ar fi consumul maxim de energie, dimensiunea etc.). Cu toate acestea, setul inițial trebuie extins pentru a ghida dezvoltarea și pentru a ajuta la eventuale compromisuri de proiectare. OrbFIX își propune să fie un receptor GNSS multi-constelație, multi-frecvență, bazat pe COTS, cu costuri reduse, pentru micro-sateliți și sateliți mici, permițând o precizie de poziționare de 10cm pe o orbită terestră joasă. Aceste obiective sunt descrise în cerințe grupate în cerințe generale, funcționale, fizice, de mediu și de testare.

5.1 Rezumatul cerințelor 17

5.1 Rezumatul cerințelor

Id. Cerință	Subiect	Cerință
REQ-10	Volum	< 1 Unitate CubeSat
REQ-20	Masă	≤ 300 g
REQ-30	Putere consumată maximă	≤ 4 W
REQ-40	Putere medie consumată	≤ 2 W
REQ-50	Temperatură de operare	$[-30, +60]^{\circ}\text{C}$
REQ-60	Temperatură de stocare	$[-40, +70]^{\circ}\text{C}$
REQ-70	Alimentare	3.3 V and/or 5 V
REQ-80	Interfețe de comunicare	CAN/I2C/SPI
REQ-90	Constelații	GPS & Galileo
REQ-100	Frecvențe	L1/E1 & L5/E5a
REQ-110	Sursă de corecții PPP	Sateliți Galileo și/sau comunicare cu stația de sol
REQ-120	Sateliți urmăriți	≥ 24

Table 5.1: Cerințe de bază ale receptorului OrbFIX

6.1 Opțiuni de proiectare

Au fost identificate două abordări alternative relativ la una dintre caracteristicile principale ale receptorului: furnizarea corecțiilor PPP.

1. Livrarea independentă a corecțiilor PPP

În această abordare, un front-end radio dedicat este combinat cu un radio definit prin software (SDR) pentru a achiziționa și demodula corecțiile PPP furnizate prin semnale de la sateliți GEO de către un furnizor comercial. Discuțiile preliminare cu Fugro, un cunoscut furnizor global de corecții PPP, au sugerat atât interesul, cât și dorința de a susține o astfel de abordare, cu o arhitectură descrisă în figura 6.1

2. PPP dependent de receptor

În acest caz, corecțiile PPP livrate printr-un satelit geostaționar vor fi decodate direct de către receptorul GNSS, care la rândul său va furniza o soluție PPP. Arhitectura corespunzătoare este prezentată în figura 6.2.

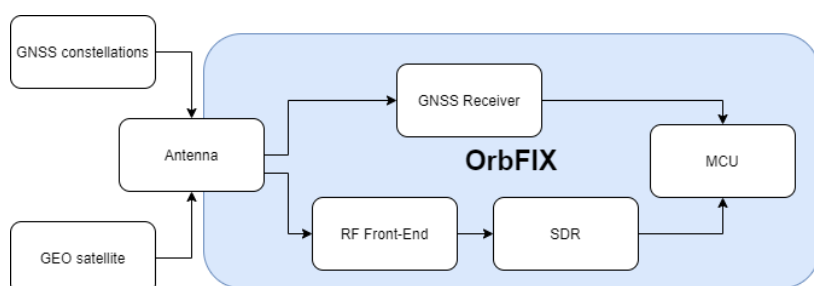


Figure 6.1: Arhitectură pentru livrarea independentă a corecțiilor

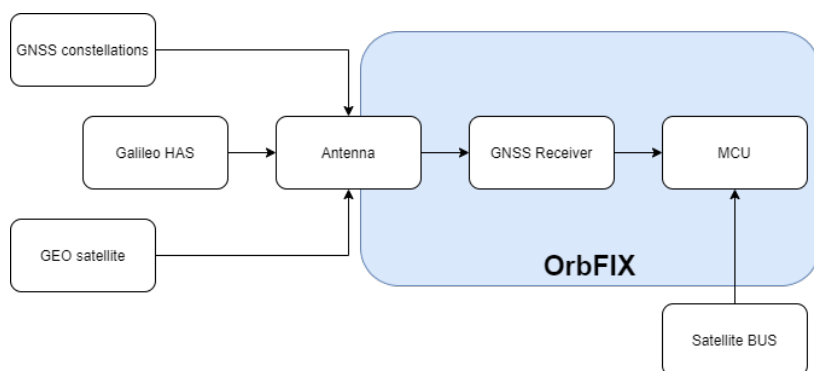


Figure 6.2: Arhitectură pentru accesarea corecțiilor dependent de receptor

6.1.1 Alegerea preliminară

Între cele două arhitecturi prezentate în paragraful anterior, alegerea preliminară a proiectului este PPP dependent de receptor. Cerințele și dimensiunile reduse de putere fac această arhitectură mai potrivită

6.1 Opțiuni de proiectare	18
Alegerea preliminară	18
6.2 Arhitectura software	19
6.3 Propagator de orbită	19
Proiectarea propagatorului de orbită	19
Model matematic pentru perturbații	20
6.4 Rețea neuronală artificială	21
6.5 Detectarea erorilor	22
Detectarea erorilor numai cu date GNSS	22
Detectarea erorilor utilizând date GNSS și propagatorul orbital	24
6.6 Design electronic	24

pentru îndeplinirea cerințelor OrbFIX. Pe de altă parte, proiectarea PPP dependentă de receptor poate fi dezvoltată astfel încât o placă de extensie să permită punerea în aplicare a livrării geostationare independente a corecțiilor. Un astfel de supliment va oferi o flexibilitate completă pentru produsul final, compromisul între utilizarea corecțiilor geostationare și consumul redus de energie fiind lăsat la dispoziția clientului.

6.2 Arhitectura software

Arhitectura software OrbFIX este condusă de cerințele din secțiunea 3 și este rezumată în fig. 6.3. Software-ul va fi implementat pe un MCU [30]

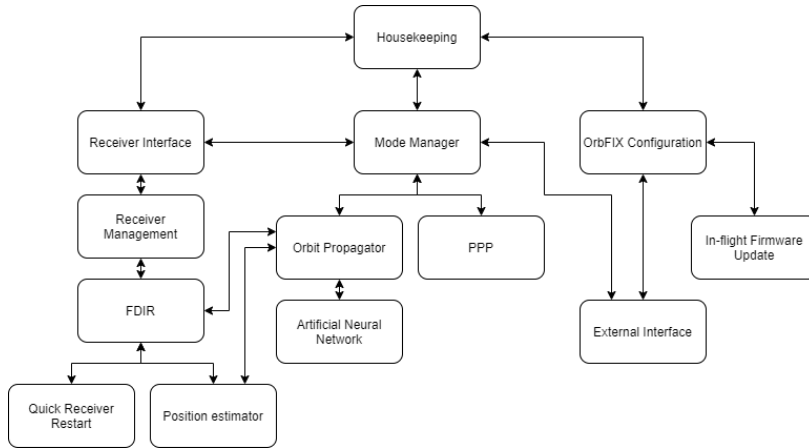


Figure 6.3: Arhitectura software a OrbFIX

bazat pe LEON3. Un sistem de operare în timp real trebuie să asigure executarea în timp util a funcțiilor implementate și să faciliteze integrarea pe satelitul gazdă. Controlerul OrbFIX se interfațează atât cu receptorul GNSS, cât și cu un client extern, de obicei computerul de bord prin satelit. Interfațele receptorului permit configurarea acestuia și reprezintă, de asemenea, canalul prin care măsurătorile, ajung în Managerul de moduri. Managerul de moduri comută între cele trei moduri de poziționare (conform OFREQ-GEN-020):

- Putere redusă (propagator de orbită și ANN)
- Nominal (corecții GNSS + PPP)
- Simplu (GNSS autonom)

6.3 Propagator de orbită

Propagatorul de orbită [24] a fost dezvoltat și va fi integrat și testat pe Cobham GR716.

6.3.1 Proiectarea propagatorului de orbită

Având în vedere un vector de poziționare r și un vector de accelerație perturbator a_p , ecuațiile mișcării pot fi scrise sub forma:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} r \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{r} \\ -\frac{\mu}{\|r\|^3} r + a_p \end{bmatrix}$$

unde μ este parametrul gravitațional al Pământului.

6.3.2 Model matematic pentru perturbații

6.3.2.1 Al treilea corp

Atunci când este luat în considerare un al treilea corp, accelerația rezultată este descrisă de:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mu_k \left(\frac{d_k}{\|d_k\|^3} - \frac{\rho_k}{\|\rho_k\|^3} \right)$$

în care d_k este vectorul de poziție de la k^{th} al treilea corp la nava spațială și ρ_k este vectorul de poziție de la Pământ la k^{th} al treilea corp. Accelerația perturbatoare corespunzătoare este

$$\mathbf{a}_{3B} = -\frac{G \cdot M_E}{r_E^3} - \frac{G \cdot M_S}{r_S^3} - \frac{G \cdot M_M}{r_M^3}$$

Unde

- G - constanta gravitațională newtoniană
- M_i - masa corpului ceresc i (E - Pământ, S - Soare, M - Lună)
- r_i - distanța dintre satelit și corpul ceresc i în sistemul de coordonate ECI

6.3.2.2 Efectul J2

Rotirea Pământului duce la o redistribuire a masei sale, ceea ce face din forma sa un sferoid oblat; aceasta face ca Pământul să fie puțin mai plat în jurul polilor săi și să inducă o perturbare gravitațională care poate fi aproximată prin:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{3}{2} \frac{J_2}{\|\mathbf{r}\|^4} \mu R_E^2 \left[\left(1 - 5 \frac{r_z^2}{\|\mathbf{r}\|^2} \right) \frac{\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|} + 2 \frac{r_z}{\|\mathbf{r}\|} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right]$$

unde R_E este raza Pământului, r_z este componenta z a vectorului de poziționare $\mathbf{r} = (r_x, r_y, r_z)$ și J_2 este constantă.

6.3.2.3 Presiunea radiației solare

Presiunea radiației solare este o forță externă care acționează asupra satelitului, creată de lumina soarelui care lovește suprafața corpului. Aceasta este influențată de suprafața satelitului, de reflectivitatea acestuia și de fluxul solar. Accelerația perturbatoare poate fi calculată folosind:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mu \cdot p_s \cdot C_r \frac{A}{m} \left(\frac{1AU}{\|r_{Sat,S}\|} \right)^2 \frac{r_{Sat,S}}{\|r_{Sat,S}\|}$$

unde μ este un coeficient de umbră, p_s este constant, C_r este coeficientul de reflectivitate, A este secțiunea transversală a satelitului, m este masa satelitului și $r_{Sat,S}$ este vectorul de poziție de la poziția aparentă a lui Soare la satelit.

6.3.2.4 Frecarea atmosferică

Ecuția accelerației indusă de frecarea cu atmosfera este:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -0.5 \frac{A}{m} C_d \rho \|\mathbf{v}\|^2 \frac{\mathbf{v}}{\|\mathbf{v}\|}$$

în care C_d este un coeficient de frecare, ρ este densitatea atmosferică și $\mathbf{v}$ este viteza navei spațiale în raport cu atmosfera.

Rezultatele evaluării performanței propagatorului sunt prezentate în fig. 6.4.

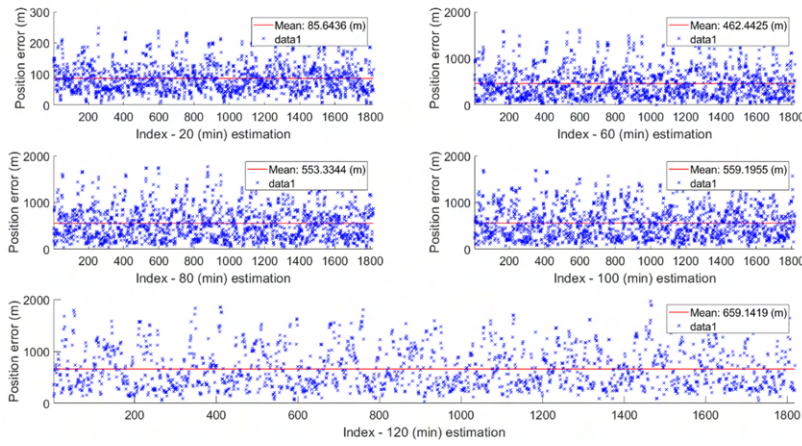


Figure 6.4: Eroarea de poziționare (albastru) pentru 1800 poziții inițiale aleatoare în iulie 2018 și estimări ale traiectoriei orbitale pentru 20, 60, 80, 100 și 120 minute. Eroarea medie este reprezentată de linia roșie

6.4 Rețea neuronală artificială

Cinci rețele neuronale artificiale au fost instruite pentru a îmbunătăți rezultatele propagatorului orbital [21]. Setul de date de antrenament este format din 10000 de perechi de vectori de stare care caracterizează punctele de început și de sfârșit ale segmentelor orbitale de 20, 60, 80, 100 și 120 de minute alese aleator pe o perioadă de o lună. Rețelele neuronale rezultate au îmbunătățit precizia de poziționare a propagatorului orbital calculate pentru luna următoare, iar erorile relative sunt prezentate mai jos [31].

Se poate observa că ANN îmbunătățește semnificativ rezultatul propagatorului orbital.

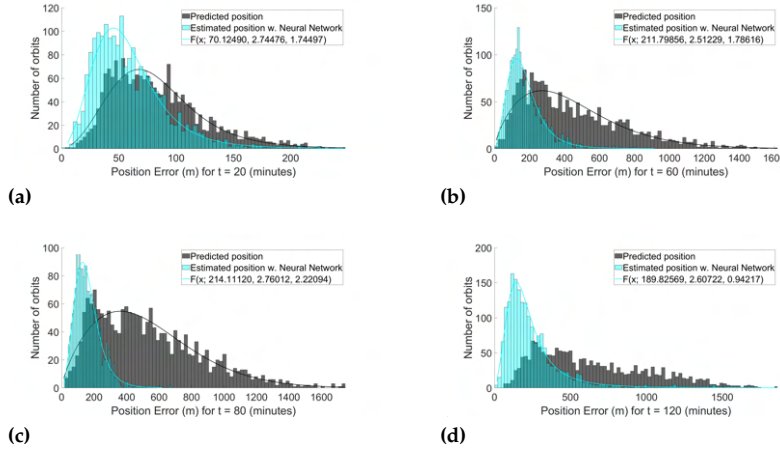


Figure 6.5: Distribuția erorilor de poziționare (a) $t = 20$ minutes, (b) $t = 60$ minutes, (c) $t = 80$ minutes, (d) $t = 120$ minutes. Eroarea medie pentru poziția propagată (gri) și eroare medie pentru poziția estimată de rețea (în bleu).

6.5 Detectarea erorilor

Fiabilitatea este o caracteristică esențială a produselor spațiale. Pentru a o maximiza, sunt folosite diverse tehnici, cum ar fi testarea extinsă, asigurarea calității pentru toate componentele, redundanța, identificarea și îndepărtarea punctelor unice de eșec. Toate aceste tehnici implică costuri suplimentare și merg împotriva filosofiei "Component-Off-The-Shelf" (COTS), care vizează reducerea costurilor chiar și asumând riscuri suplimentare.

Pentru a crește fiabilitatea, sunt prevăzute două metode: una folosind doar ieșirea de date a receptorului GNSS și una care compară ieșirea receptorului GNSS cu ieșirea propagatorului de orbită.

6.5.1 Detectarea erorilor numai cu date GNSS

Luăm în considerare un semnal discret $x[n]$ cu timpul de eșantionare $T_s = 1$ secundă. Presupunem o singură măsurătoare eronată la un moment dat n_f , modelată folosind:

$$x[n_f] = (1 + \tau)x[n], \quad \tau \in (0, 1). \quad (6.1)$$

Fixăm dimensiunea semnalului $x[n]$, cu lungimea $N = 10$. Apoi, calculăm autocorelația normalizată a semnalului x cu:

$$R_x[m] = \begin{cases} \frac{1}{|R_x[0]|} \sum_{n=0}^{N-n-1} x[n+m]x^*[n], & m \geq 0 \\ R_x^*[-m], & m < 0 \end{cases} \quad (6.2)$$

Înainte de a utiliza (6.2), se calculează $R_x[0]$ neormalizat.

Folosind secvența R_x , se calculează:

$$\sigma = \text{diff}(\text{diff}(R_x)) \quad (6.3)$$

$$\text{diff}(x) = \{x(2) - x(1), x(3) - x(2), \dots, x(n) - x(n-1)\} \quad (6.4)$$

unde σ este derivata aproximativă de ordinul doi al autocorelației.

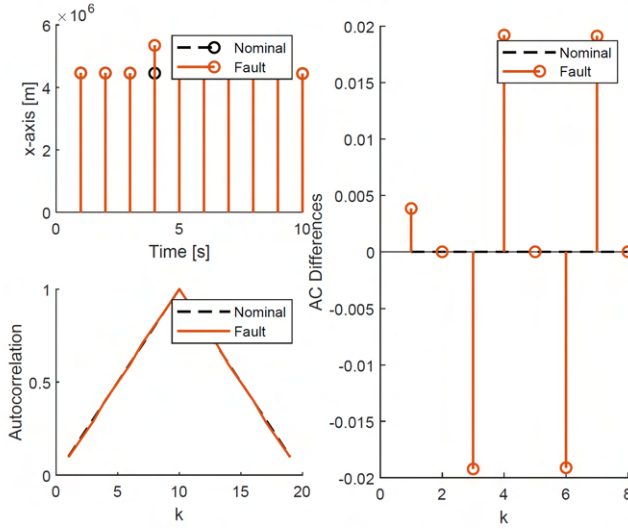


Figure 6.6: Exemplu: măsurătoare eronată la $n_f = 4s$.

Prezența unei defecțiuni în semnal $x[n]$ implică faptul că σ are valori diferite de zero în intervalul $1, N \setminus 5$.

Folosind σ , se calculează următoarea secvență binară:

$$b[n] = \begin{cases} 1, & \sigma[n] \neq 0, \\ 0, & \text{otherwise.} \end{cases} \quad (6.5)$$

n	1	2	3	4	5	6	7	8	Σ
$n_f = \{1, 10\}$	1	0	0	0	0	0	0	0	1
$n_f = \{2, 9\}$	1	1	0	0	0	0	0	1	1
$n_f = \{3, 8\}$	1	1	1	0	0	0	1	1	1
$n_f = \{4, 7\}$	1	0	1	1	0	1	1	0	1
$n_f = \{5, 6\}$	1	0	0	1	0	1	0	0	1

Table 6.1: Izolarea erorii folosind secvența binară b .

Secvența binară b poate izola în mod unic momentul la care apare eroarea. Cu toate acestea, este limitat la intervalul $1, 5$ secunde, din cauza simetriei funcției de autocorelație. Tabelul prezintă valorile b pentru momente de eroare diferite n_f .

Folosind valorile din coloanele 2, 3, 4, momentul măsurătorii eronate n_f poate fi estimat:

- 1 sau 10: $b_{2,3,4} = 0\ 0\ 0$
- 2 sau 9: $b_{2,3,4} = 1\ 0\ 0$
- 3 sau 8: $b_{2,3,4} = 1\ 1\ 0$
- 4 sau 7: $b_{2,3,4} = 0\ 1\ 1$
- 5 sau 6: $b_{2,3,4} = 0\ 0\ 1$

Odată validate primele 10 eşantioane, este ușor să se verifice fiecare eşantion nou printr-o fereastră glisantă. În cazul unei erori, aceasta va fi apoi izolată în mod unic ca fiind noul eşantion.

6.5.2 Detectarea erorilor utilizând date GNSS și propagatorul orbital

Fie $x(t)$ poziția măsurată pe axa x de la receptorul GPS. O abordare utilă pentru a determina dacă o măsurare la un moment dat t este defectă constă în compararea măsurării cu o altă valoare relevantă. În special, această abordare utilizează pozițiile prezise și compară valoarea măsurată cu predicția corespunzătoare. Se ia în considerare pozițiile prezise care urmează să fie definite de $\hat{x}(t)$. Predicția ar trebui să fie similară cu poziția măsurată, în afară de perturbări necunoscute care nu pot fi luate în considerare atunci când se calculează predicția:

$$x(t) = \hat{x}(t) + e(t)$$

Aici, $e(t)$ semnifică eroarea necunoscută dintre poziția măsurată și cea prezisă. Cu toate acestea, $e(t)$ este delimitat de o eroare maximă ϵ_{max} care poate fi estimată apriori. Astfel, orice măsurare defectă poate fi detectată și localizată la timp ori de câte ori:

$$e(t) = x(t) - \hat{x}(t) > \epsilon_{max}$$

Conceptul este ilustrat în Figura 6.8.

6.6 Design electronic

Având în vedere cerințele OrbFIX, opțiunile de proiectare și selecția componentelor, arhitectura electronică OrbFIX este propusă în fig. ???. Include un MCU și receptorul GNSS, o interfață standard CubeSat PC104 BUS, un conector de antenă și un monitor de curent. GR716 necesită, de asemenea, memorii RAM și FLASH externe.

Fiind o componentă dedicată aplicațiilor terestre, receptorul GNSS poate fi afectat de efecte de eveniment unic (SEE) generate de protoni cu energie ridicată. Acest tip de radiație va fi întâlnit pe orbite LEO, așa cum sa arătat în 4.2. O modalitate de a detecta și evita defectarea receptorului în timpul unui astfel de eveniment este de a întrerupe rapid sursa de alimentare de îndată ce se detectează o creștere bruscă și neașteptată a curentului pe liniile de alimentare ale receptorului. O astfel de situație poate fi cauzată de un SEE și poate forța resetarea receptorului sau, în cel mai rău caz, distrugerea receptorului. Un monitor simplu de curent va fi implementat prin măsurarea căderii de tensiune pe un loc de rezistență în serie cu sursa receptorului. Măsurarea se face de către MCU prin intermediul blocului analog-digital (ADC).

Arhitectura electronică OrbFIX urmează să fie implementată pe o placă imprimată de circuite electronice (PCB) standard CubeSat de 96 x 90 mm. O astfel de placă include doi conectori PC104 care se vor conecta la BUS-ul satelitului gazdă. Un exemplu de placă de prototipare CubeSat de la Pumpkin Inc. este prezentat în fig. 6.9. Cei doi conectori PC104 vor fi folosiți de OrbFIX pentru interfața cu computerul de bord printr-una (sau mai multe) dintre interfețele incluse: CAN, I2C și SpaceWire. Aceștia vor fi, de asemenea, utilizați pentru alimentarea receptorului și a MCU.

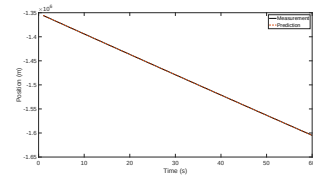


Figure 6.7: Date măsurate și prezise pentru axa x în cadrul misiunii GRACE

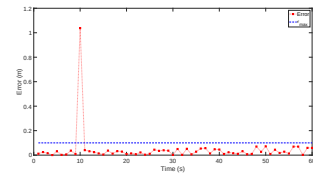


Figure 6.8: Detectarea erorii utilizând datele misiunii GRACE. Eroare pe axa x între valoare măsurată și ce prezisă. Măsurătoarea eronată este detectată prin comparația cu o valoare predefinită ϵ_{max}



Figure 6.9: Pumpkin CubesatKit proto-board (source: Pumpkin Inc.)

ACEST CAPITOL va defini un set de teste care trebuie trecute pentru a îndeplini cerințele OrbFIX. Apoi va prezenta rezultatele acestor teste pe măsură ce au fost efectuate pe receptorul COTS GNSS.

7.1 Testarea fizică

7.1.1 Test în camera de vid cu controlul temperaturii (TVAC)

Pentru prima iterație a testului, a fost utilizat unul dintre cele două receptoare funcționale care au fost iradiate. Prima parte a testului a fost în zona de temperatură joasă, fără a identifica probleme. Pe segmentul de temperatură înaltă al testului, dispozitivul a devenit nefuncțional când temperatura a depășit +55 °C. După porțiunea de stocare la cald a testului s-a confirmat că sub temperatura de prag dispozitivul funcționa nominal. S-a presupus și s-a confirmat ulterior că comportamentul este cauzat de stresul la temperaturi ridicate care se adaugă defectelor induse de radiații.

O a doua iterație a testului TVAC a fost efectuată cu un receptor GNSS neiradiat. S-a considerat că trebuie confirmat doar intervalul operațional de temperatură. Acest test a constatat din două segmente: unul pentru temperatura ridicată și unul pentru temperatura scăzută. Configurația testului TVAC este prezentată în fig. 7.1.

Senzorul de temperatură intern al receptorului GNSS ajunge până la 78 °C, fără degradarea vizibilă a funcționalității. În timpul testului nu s-a observat nici o scădere a numărului de sateliți urmăriți și utilizați în poziționare. Același lucru se poate spune și pentru eroarea de poziționare (fig. 7.3) și măsurătorile raportului de semnal/zgomot.

7.1 Testarea fizică	25
Test în camera de vid cu controlul temperaturii (TVAC)	25
Testarea în balon	26
7.2 Testarea funcțională	29
7.3 Test pentru doza totală de iradiere (TID)	30
Configurare test	30
Descrierea și rezultatele testului	31
7.4 Concluzii asupra testelor	32



Figure 7.1: Configurarea testului de TVAC pentru receptorul GNSS

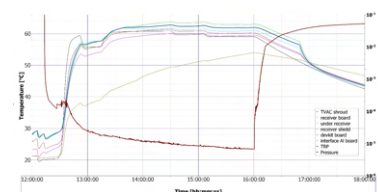


Figure 7.2: Evoluția presiunii și temperaturii pe durata testului TVAC al receptorului GNSS - temperatură înaltă

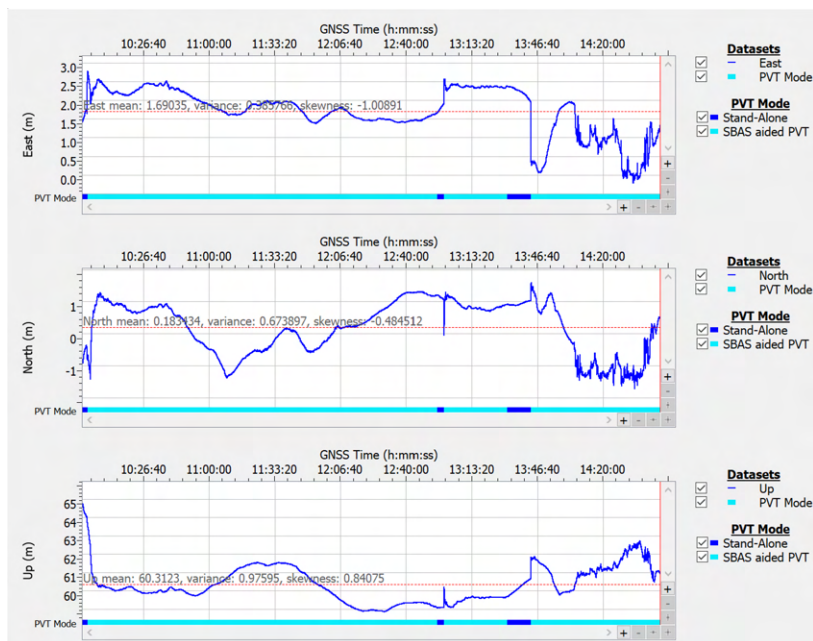


Figure 7.3: Evoluția erorii de poziționare în timpul testului de TVAC - temperatură înaltă

Figura 7.4 prezintă o evoluția temperaturii și a presiunii în timpul testului TVAC la temperatură scăzută. Pentru a obține TRP (Temperature Reference Point) sub -30°C în timpul funcționării receptorului, camera TVAC a fost setată inițial la -40°C , apoi la -55°C și în final la -50°C . TRP a trecut de -30°C după aproximativ 140 de minute și a fost menținut sub această valoare timp de aproape trei ore. În acest timp, presiunea a fost menținută în ordinul a 10^{-6} mbar.

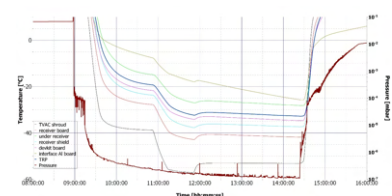


Figure 7.4: Evoluția presiunii și temperaturii pe durata testului TVAC al receptorului GNSS - temperatură joasă

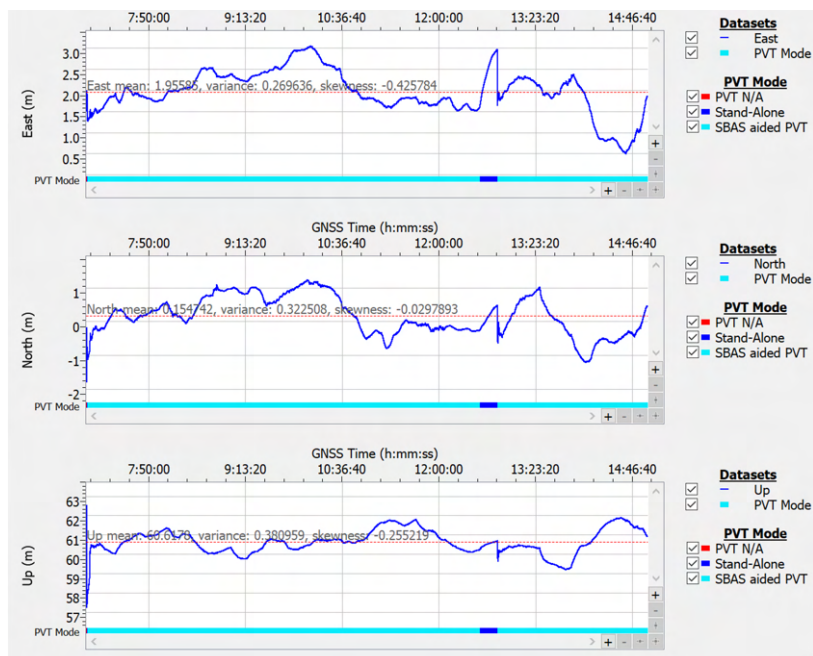


Figure 7.5: Evoluția erorii de poziționare în timpul testului de TVAC - temperatură joasă

7.1.2 Testarea în balon

Campania de testare a receptorului GNSS COTS a inclus o verificare în zbor pe un balon de mare altitudine. Unul dintre motivele testului a fost

evaluarea performanței unui receptor comercial în condiții care depășesc limitele de altitudine COCOM. Au fost efectuate două teste cu balonul, deoarece primul nu a reușit să atingă altitudinea țintă de peste 30000 m.

Primul test a ajuns la 14000 m când, din cauza vânturilor puternice, sarcina utilă s-a desprins de balon și a căzut.

O imagine a configurației testului în balon este prezentată în 7.6

În timpul zborului, secțiunea de sarcină utilă s-a separat de balon și parașută înainte de a atinge altitudinea maximă, rezultând o cădere rapidă. Rata inițială de cădere este mai mare de 30 m / s, iar viteza verticală finală la impact a fost mai mare de 20 m / s. Sarcina utilă a fost recuperată după zbor, constatându-se că receptorul a funcționat și după impactul cu solul.

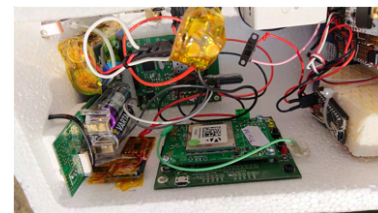


Figure 7.6: Balloon test setup

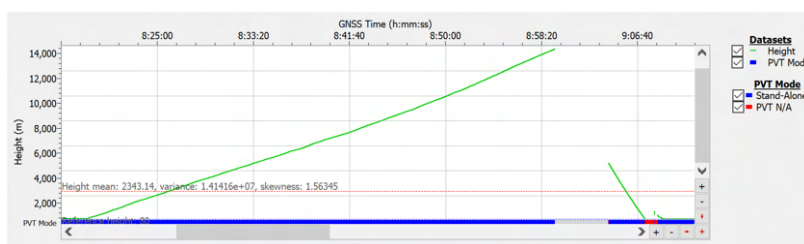


Figure 7.7: Ascensiunea și căderea nacei balonului înregistrată de receptorul GNSS

Se poate vedea în 7.7 că profilul ascensiunii este monitorizat cu precizie de receptorul GNSS. După începutul căderii, receptorul pare să fie oprit mai mult de 270 s, după care recuperează imediat PVT. În prima parte a urcării, temperatura internă atinge 70 ° C (7.8), datorită nacei bine izolate în care se află împreună cu alte electronice. Cu toate acestea, temperatura scade odată cu înălțimea, și, chiar înainte de a cădea aceasta atinge 38°C. Scăderea continuă a temperaturii pare în concordanță cu ipoteza că în prima parte a căderii receptorul a fost oprit.

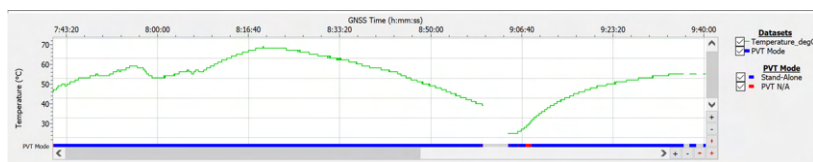


Figure 7.8: Profilul de temperatură indicat de senzorul intern al receptorului GNSS

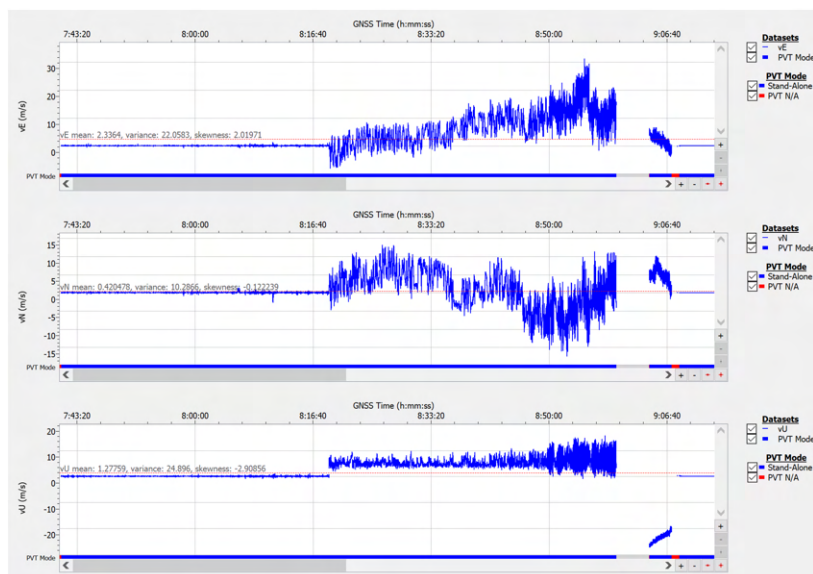


Figure 7.9: Componentele vitezei în timpul primului test cu balonul pentru receptorul GNSS

Al doilea test cu balonul a ajuns la aproape 36000 m. Cu toate acestea, deoarece receptorul utilizat în primul test a intrat în contact cu apa și s-a defectat, a fost folosit unul dintre receptoarele utilizate în campania de iradiere. Figura 7.11 prezintă profilul de altitudine al celui de-al doilea zbor cu balonul.



Figure 7.10: Vedere în Google Earth a traseului balonului



Figure 7.11: Ascensiunea și coborârea nacelei celui de-al doilea balon înregistrate de receptorul GNSS



Figure 7.12: Profilul de temperatură indicat de senzorul intern al receptorului GNSS

Ambele teste cu balonul au dovedit fiabilitatea și robustețea receptorului GNSS, contribuind la consolidarea încrederii în soluția COTS propusă.

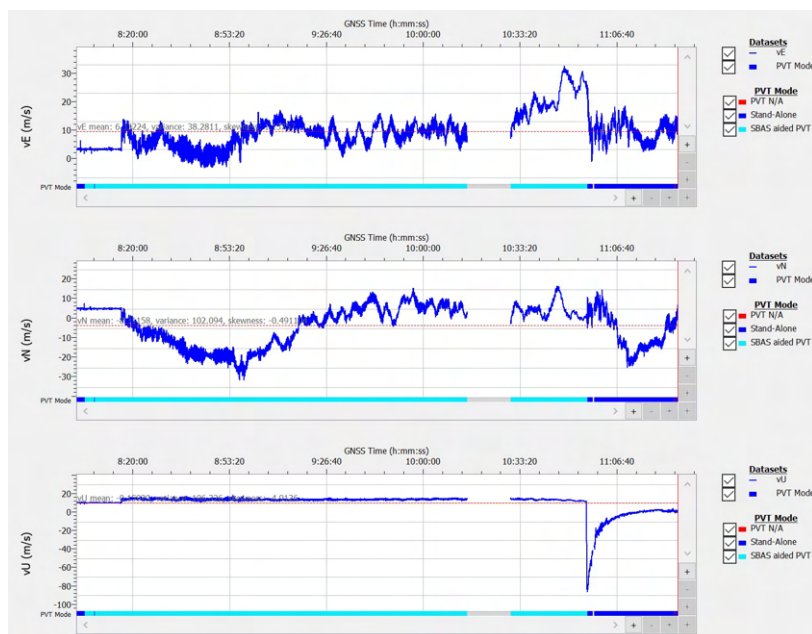


Figure 7.13: Componentele vitezei în timpul celui de-al doilea test cu balonul pentru receptorul GNSS

7.2 Testarea funcțională

Un simulator Spirent GSS7700, disponibil în Laboratorul European de Navigație al Agenției Spațiale Europene, a fost folosit pentru a simula orbita terestră joasă. Orbita simulată a fost înregistrată pentru reluări viitoare, pentru a permite reglarea fină a receptorului în laborator.

Testul funcțional a avut succes, cu rezultate mai bune obținute cu L5 / E5 (erori de poziționare mai mici de 2 m), comparativ cu L1 / E1 (erori de poziționare peste 2 m pe două axe). În fig. 7.14c, atât constelațiile GPS și Galileo, cât și frecvențele L1 / E1 și L5 / E5 au fost utilizate simultan pe mai mult de două orbite (aprox. 5400 s / orbită). Eroarea medie pe fiecare axă a fost de 1,35 m pe x, 0,47 m pe y și 0,78 m pe z. Eroarea medie 3D a fost de 1,64 m. Aceste rezultate sunt foarte încurajatoare, deoarece nu au fost aplicate corecții.

Receptorul a efectuat urmărirea constantă a sateliților și nu a prezentat probleme în ciuda vitezei mari de deplasare, a shift-ului Doppler și a ratelor mari de shift Doppler.

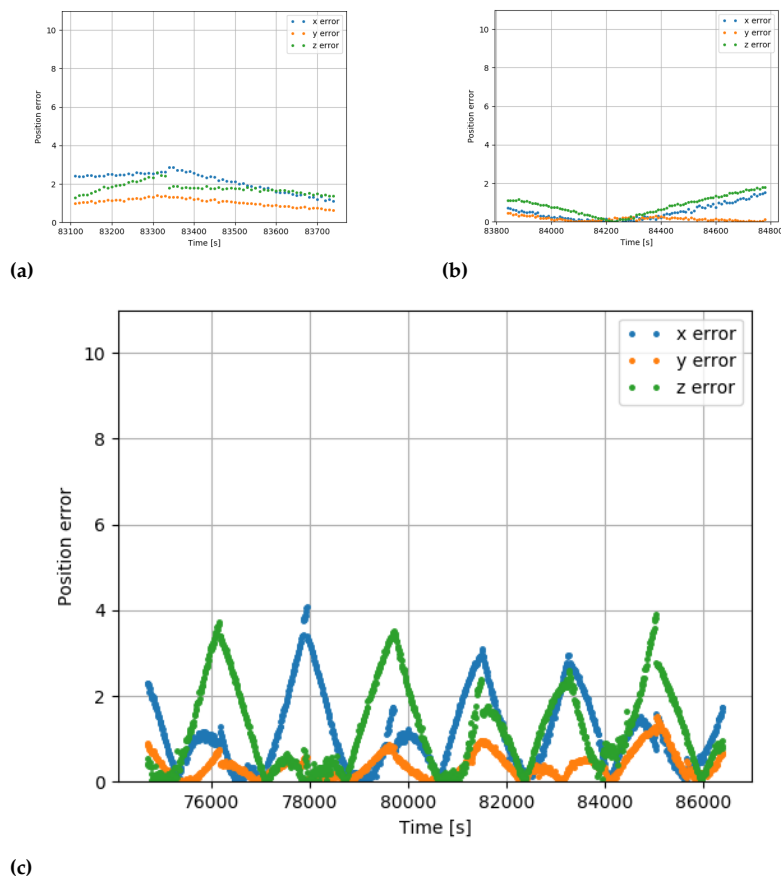


Figure 7.14: Eroarea de poziționare în metri, relativ la orbita simulată: (a) Multi-constelație (GPS, Galileo), o frecvență (L1/E1); (b) Multi-constelație (GPS, Galileo), o frecvență (L5/E5); (c) Multi-constelație (GPS, Galileo), multi-frecvență (L1/E1, L5/E5);

7.3 Test pentru doza totală de iradiere (TID)

După cum s-a discutat în planul de testare, testul TID al receptorului GNSS este esențial pentru evaluarea adecvării acestuia pentru utilizarea în spațiu. Un astfel de test a fost efectuat folosind sursa de iradiere Gamma Chamber 5000 Co-60 a IFIN-HH.

7.3.1 Configurare test

Pentru a crește relevanța testului, au fost testate trei receptoare GNSS. Cele trei receptoare au fost alimentate în timpul iradierii și consumul de curent a fost monitorizat folosind INA219, un monitor de curent de circuit integrat de la Texas Instruments. OpenLog, un dispozitiv de înregistrare bazat pe Arduino, a fost folosit pentru a înregistra curentul utilizat de receptoare.

Cele trei receptoare sunt stivuite și cei trei conectori de antenă sunt atașați împreună la un suport din plastic. Un OpenLog și trei INA219 sunt văzute stivuite în stânga. Au fost incluse două dozimetre, unul deasupra și altul în mijlocul stivei receptorului.



Figure 7.15: OpenLog

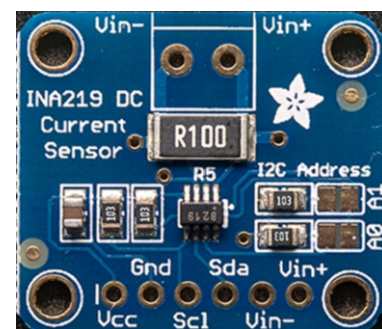


Figure 7.16: Monitor de curent TI INA219

	After 1st irradi.	After 2nd irradi.	After 3rd irradi.
Target dose [krad]	3.3	10	30
Dosimeter [krad]	3.55	10.65	35.58

Table 7.1: Total doses measured after each irradiation session

7.3.2 Descrierea și rezultatele testului

Receptoarele au fost plasate în mijlocul camerei Gamma Chamber 5000, așa cum se vede în fig. 7.18.

Având în vedere fluxul gamma $0,27 \text{ Mrad} / \text{h}$, prima doză de 3,3 krad (echivalentul dozei de radiație primite într-o treime din durata de viață estimată a receptorului pe orbită) a fost obținută după 47 de secunde. Receptoarele au fost alimentate în timpul testului, utilizând aceeași sursă de alimentare plasată în afara camerei de radiații. Consumul total mediu a fost de 1,05 A la 6,82 V. O nouă sesiune de iradiere a dus doza cumulată la 10 krad, echivalentul dozei primite pe toată durata de viață a receptorului, iar o a treia sesiune de iradiere a dus doza cumulată la 30 krad, echivalentul a de trei ori doza estimată pentru durata de viață a receptorului.

Pe baza dozei de iradiere solicitate, durata pentru cele trei intervale de expunere a fost calculată în funcție de caracteristicile instalației. Având în vedere fluxul gamma de $76 \text{ rad} / \text{s}$, prima doză de 3,3 krad a fost obținută după 47 de secunde. Sesiunile ulterioare au fost de 94 și 330 de secunde. Au fost folosiți două dozimetre pentru a măsura doza efectivă de iradiere primită de unitățile de test. Așa cum era de așteptat, a existat o ușoară diferență între doza totală măsurată cu cele două dozimetre: 35,02 și respectiv 36,14 krad. Dozimetrul plasat în mijlocul teancului arată valoarea mai mică, dar diferența este de doar 3,2 % (tabelul 7.1).

7.3.2.1 A treia sesiune de iradiere

Primele două sesiuni de iradiere au fost efectuate fără efecte vizibile asupra receptorilor, cu excepția unei ușoare creșteri a temperaturii. După schimbul cardului SD cu altele noi, a început o a treia sesiune de radiații. În aceasta, un total de 30 krad, de trei ori doza așteptată pe tot parcursul vieții urma să fie atinsă după 330 s. Cu toate acestea, după 300 s, consumul de curent a început să scadă, așa cum se arată în 7.19. La încheierea expunerii, niciunul dintre LED-urile receptoarelor nu funcționa. A fost efectuat un test funcțional. Niciunul dintre cardurile SD nu a putut fi citit, indicând distrugerea totală a acestora. Dintre cele trei receptoare testate, două dintre ele, RAD1 și RAD2 au fost detectate și conectate la computer, dar numai RAD2 a reușit să achiziționeze semnale și să obțină o soluție de poziționare. Pentru aceasta, singurul parametru care s-a schimbat în comparație cu testele de funcționare anterioare a fost temperatura sa, care a crescut cu peste 5 grade la 50°C . 24 de ore mai târziu, receptorul RAD1 și-a recuperat funcționalitatea completă, în timp ce RAD3 s-a putut conecta la computer, a reușit să recepționeze semnale GNSS, dar se comporta neregulat și nu poate calcula poziția.

Citirile din dozimetre au indicat faptul că dozele totale de expunere au fost mai mari decât valorile estimate înainte de test, de 35 krad și respectiv 36 krad. Tabelul 7.1 prezintă dozele preconizate și cele reale.



Figure 7.17: Antena pentru testarea funcțională

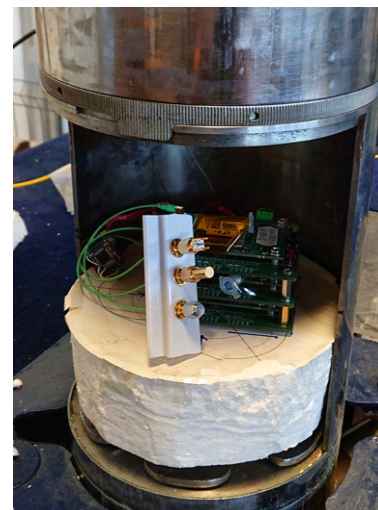


Figure 7.18: Poziția în camera de testare

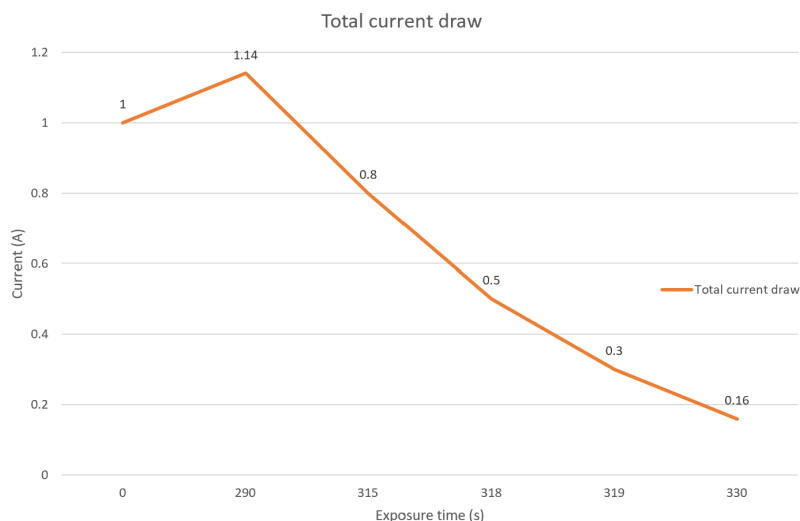


Figure 7.19: Căderea de curent în timpul expunerii la radiații

	Average SV		TTF (s)	Temp (°C)	C/N0 G04 elev. 75°	C/N0 E04 elev. 75 °
	Track	PVT				
Witness	35	20	30	45	47 dB-Hz	42 dB-Hz
RAD1	-	-	-	-	-	-
RAD2	31	20	50	50	49 dB-Hz	42 dB-Hz
RAD3	-	-	-	-	-	-

Table 7.2: Parametri funcționali înregistrați după a treia sesiune de iradiere

Testul TID a fost trecut cu succes de către receptoarele GNSS, indicând faptul că acestea pot fi utilizate pentru aplicații spațiale fără ecranare suplimentară.

7.4 Concluzii asupra testelor

Înainte de a integra un subsistem satelitar, trebuie să se consolideze încrederea în ceea ce privește robustețea componentelor și capacitatea lor de a-și îndeplini în mod corespunzător rolurile pentru a îndeplini cerințele subsistemului. Pentru componentele spațiale, această încredere se bazează pe specificațiile producătorului și pe istoricul de zbor. Pentru COTS, specificațiile producătorului nu acoperă utilizarea în spațiu și, de cele mai multe ori, nu există un istoric de zbor în spațiu. În cazul OrbFIX, o parte a componentelor, cele care supraveghează funcționarea subsistemului și care realizează interfața cu BUS-ul satelitelui, sunt componente de grad spațial rezistente la radiații, cu un istoric extins de zbor în spațiu. Cu toate acestea, componenta critică, receptorul GNSS, este COTS fără istoric de zbor. Au fost proiectate și efectuate mai multe teste pentru a asigura robustețea și performanța acestuia. Receptorul COTS GNSS a fost testat în medii care simulează o orbită terestră joasă din punctul de vedere al temperaturii, presiunii, radiației și semnalelor GNSS. De asemenea, a fost testat într-un balon de mare altitudine, care s-a încheiat și cu un test de impact la viteză mare. Receptorul a trecut toate testele și integrarea sa în receptorul OrbFIX PPP GNSS pentru spațiu poate continua.

În capitolele anterioare, etapele inițiale de dezvoltare ale unui receptor PPP pentru sisteme globale de navigație prin satelit cu utilizare în domeniul spațial au fost descrise de la motivație și fundament teoretic până la abordarea proiectării, identificarea cerințelor, proiectarea preliminară și testarea componentelor preliminare. Originalitatea acestei teze constă în abordarea problemei, în faptul că mai mult decât a fi doar un receptor GNSS, OrbFIX este un sistem de poziționare flexibil, în implementarea rețelelor neuronale artificiale pentru îmbunătățirea poziționării cu cheltuieli reduse de energie și în procedura de testare amănunțită care asigură un nivel ridicat de robustețe pentru componente.

Abordarea în ceea ce privește dezvoltarea unui receptor GNSS PPP pentru utilizare în spațiu, este originală în două moduri. În primul rând, pentru a minimiza costurile dezvoltării și ale produsului final, a fost utilizat un chipset receptor GNSS obișnuit. Această soluție face parte dintr-o mișcare mai largă din industria spațială care vizează integrarea componentelor off-the-Shelf (COTS) în locul produselor spațiale specializate. Acest lucru se face pentru a reduce costurile misiunilor spațiale și pentru a profita de cele mai noi tehnologii înainte ca acestea să parcurgă dificilul traseu de integrare în produse dezvoltate conform standardelor industriei spațiale. Pe lângă ideea inițială, contribuțiile personale au fost la compararea și selecția componentelor OrbFIX. Receptorul GNSS COTS a fost selectat datorită dimensiunilor sale reduse, consumului redus de energie și a gamei de capacități, inclusiv datorită listei extinse de parametri configurabili. Aceste aspecte au fost prezentate în articolele:

- ▶ Alexandru Pandele et al. 'COTS based GNSS Receiver with Precise Point Positioning for CubeSats'. In: MATEC Web of Conferences 304 (2019). [1]
- ▶ Alexandru Pandele et al. 'OrbFIX - Precise Positioning and Machine Learning on a Cubesat GNSS Receiver', accepted abstract in 72nd International Astronautical Congress, Dubai 2021

Deși sunt mai ieftine și mai eficiente, COTS sunt adesea mai puțin fiabile în mediul spațial. Abordarea originală OrbFIX este de a combina COTS cu componente spațiale care pot identifica și recupera defecțiunile COTS. Acest lucru se face prin utilizarea microcontrolerului GR716 Leon 3, extrem de fiabil, care permite implementarea unui algoritm de detectare, identificare și recuperare a defecțiunilor.

Definiția cerințelor OrbFIX din capitolul 5 este o contribuție personală subliniată de contribuțiile la următoarele articole care descriu diferite misiuni spațiale:

- ▶ Alexandru Pandele et al. 'Cube-sat Formation Flying: A Suitable Platform For Space Situational Awareness'. In: 61st International Astronautical Congress (2010) [32]
- ▶ Alexandru Pandele et al. 'Pluribus - Nanosatellites Formation'. In: 60th International Astronautical Congress (2009) [33]

- Alexandru Pandele et al. 'Scientific Experiments On Board The Goliat Cubesat'. In:62nd International Astronautical Congress, Cape Town,South Africa(2011) [34]
- Alexandru Pandele et al. 'Past,Present And Future Of The Romanian Nanosatellites Program'. In:62nd International Astronautical-Congress(2011) [35]
- Alexandru Pandele et al. 'Autonomous close-proximity operations in space: The PRoBa-3 rendezvous experiment (P3RVX)'. In:69th InternationalAstronautical Congress (IAC 2018)(2018) [25]

Definiția cerințelor presupune analiza de tip "trade-off" a influențelor mediului spațial și a constrângerilor tipice pentru misiunile satelitare mici, cu performanțele și caracteristicile necesare pentru îndeplinirea misiunilor CubeSat și nu numai, pe orbite terestre joase. Acest lucru dă limite dimensiunii și masei subsistemului OrbFIX, precum și puterii disponibile. Alegerea orbitei oferă o estimare a expunerii la radiații în timpul unei misiuni de un an. În ceea ce privește performanța și caracteristicile, două obiective principale au condus la definirea cerințelor: disponibilitate ridicată și poziționarea precisă. Aceste două obiective s-au tradus prin integrarea mai multor componente de înaltă fiabilitate, necesitatea unui algoritm FDIR și integrarea diferitelor metode de augmentare GNSS, inclusiv PPP cu corecții provenind de la stația de la sol, serviciul Galileo High Accuracy (HAS) și SBAS - Space Based Augmentation System.

Astfel, OrbFIX este original, fiind un sistem de poziționare flexibil care poate fi utilizat în mai multe moduri, funcție de cantitatea de informații și de putere disponibile. Poate funcționa pur și simplu într-un mod de putere redusă, oferind o poziție estimată printr-un propagator de orbită simplificat. Atunci când o cantitate suficientă de date a fost colectată de la receptorul GNSS, o rețea neuronală artificială poate fi instruită și utilizată pentru a spori calitatea estimărilor propagatorului de orbită. Utilizarea unui receptor COTS face posibilă accesarea celor mai recente corecții Galileo, Serviciul de Înaltă Precizie, care sunt difuzate pe frecvența Galileo E6 și care permit precizii de poziționare sub 20 cm. Nu în ultimul rând, OrbFIX poate primi corecții PPP direct de la o stație terestră, utilizând sistemul de comunicații prin satelit și să ofere poziții cu o precizie mai mică de 10 cm.

Proiectarea preliminară a subsistemului OrbFIX este continuată în capitolele 6 și 7, arătând dacă și cum sunt fezabile cerințele din capitolul 5. Sunt examinate două opțiuni de arhitectură, care necesită un "trade-off" între sursa de corecție GNSS și complexitatea și consumul de energie al subsistemului OrbFIX. A fost aleasă arhitectura mai simplă și cu consum de putere mai redus, având avantajul de a permite o viitoare actualizare care implementează funcționalități lipsă, în detrimentul complexității sporite și al consumului de energie.

Arhitectura software a fost proiectată în jurul celor trei moduri de operare. Acesta integrează interfețele de comunicație cu BUS-ul prin satelit și computerul de bord, precum și cu receptorul GNSS. Pe lângă arhitectura software în sine, managerul de moduri, integrarea propagatorului de orbită, integrarea rețelei neuronale artificiale și a modulelor FDIR reprezintă contribuție originală.

A fost implementată o versiune simplificată a unui algoritm de propagare a orbitei. Acest lucru este necesar pentru a reduce timpul de calcul și

consumul de energie. Propagatorul de orbită a fost inițial implementat în MATLAB și apoi portat în C pentru implementare în microcontrolerul GR716. Contribuțiile personale la propagatorul orbital sunt incluse în următoarele lucrări:

- Alexandru Pandele et al., 'Trajectory analysis for Cubesat landing on Didymoon in context of AIM mission'. In: 68th International Astronautical Congress, Adelaide, Australia (2011) [24]
- Alexandru Pandele et al. 'Autonomous close-proximity operations in space: The PRoBa-3 rendezvous experiment (P3RVX)'. In: 69th International Astronautical Congress (IAC 2018) (2018) [25]

Modulul FDIR este capabil să detecteze erorile de poziționare și teza arată cum se poate face acest lucru prin compararea soluției PVT cu ieșirea unui propagator de orbită sau, independent, prin detectarea salturilor într-o serie de soluții de poziționare. Modulul FDIR a fost conceput și pentru a detecta erorile declanșate de radiația particulelor de nucleoni de mare energie (Single Events Errors - SEE), prin monitorizarea continuă a captării curentului receptorului. În cazul unui SEE, se observă o creștere nejustificată a extragerii curente și microcontrolerul oprește receptorul. Aceasta face parte din algoritmul de recuperare care vizează maximizarea disponibilității OrbFIX prin minimizarea timpului în care nu este în măsură să ofere o soluție de poziționare. Mai mult, a fost dezvoltat un algoritm care va furniza poziții estimate precise în timpul repornirii receptorului. Algoritmul se bazează pe un propagator de orbită care este inițializat de cea mai recentă poziție validă și poate oferi o poziționare precisă cu erori mai mici de 10 cm pentru primul minut de propagare (vezi fig. 6.8).

Rețeaua neuronală artificială (ANN) a fost dezvoltată ca un estimator neliniar, îmbunătățind estimarea poziției propagatorului de orbită. ANN implică o perioadă de instruire și o perioadă de eficacitate. În timpul perioadei de antrenament, de obicei o lună, pozițiile orbitale precise sunt înregistrate de receptorul GNSS și furnizate ANN. Ulterior, perioada de eficacitate permite ANN să îmbunătățească estimarea poziției propagatorului de orbită cu până la 70 % după 80 de minute (fig. 6.5c). Perioada de eficacitate durează aproximativ o lună, după care îmbunătățirile aduse de ANN se diminuează. Dezvoltarea ANN este, de asemenea, descrisă în următoarele articole:

- Alexandru Pandele et al. 'Multipath Prediction Model for Global Positioning Satellites Using Neural Network'. In: 68th International Astronautical Congress, Adelaide, Australia (2011) [27]
- Alexandru Pandele et al. 'Improving Satellite On-Board Orbit Estimation with Artificial Neural Networks'. In: presented at 71st International Astronautical Congress the Cyberspace Edition (2020) [21]
- Alexandru Pandele et al. 'Improving GNSS Positioning of Satellites using Artificial Neural Networks'. In: MATEC Web of Conferences 304 (2019) [31]

Pentru a compensa utilizarea COTS, a fost concepută o procedură de testare cuprinzătoare pe baza standardelor disponibile definite de Agenția Spațială Europeană. Au fost efectuate teste de radiație, vid termic și în balon pentru a asigura robustețea componentelor COTS, precum și teste

funcționale care simulează funcționarea pe orbită. Contribuțiile personale au fost în:

- ▶ definirea procedurilor de testare
- ▶ executarea procedurilor de testare
- ▶ evaluarea rezultatelor testelor

Un test cuprinzător de radiații a fost efectuat la Institutul Național de Fizică și Inginerie Nucleară Horia Hulubei. Testul s-a concentrat pe evaluarea impactului dozei de radiații acumulate pe durata misiunii pe o orbită terestră joasă. Testul a dovedit că cea mai critică componentă OrbFIX, receptorul GNSS COTS va supraviețui misiunii și, cu o protecție suplimentară, poate supraviețui de trei ori duratei estimate pentru o misiune LEO. Testul a constatat în iradierea a trei receptoare GNSS în trei etape. După fiecare etapă de iradiere, receptoarele au fost testate și performanța lor de bază analizată. Testul de radiație și testele ulterioare de vid termic au indicat două moduri diferite de defecțiune cauzate de expunerea extinsă la radiații. Într-un mod de defectare, capacitatea receptorului de a alimenta antena s-a pierdut, indicând o defecțiune a sursei de alimentare a antenei. Celălalt mod de avarie a constatat într-o sensibilitate la mediul termic. După iradiere, unul dintre receptoare s-a oprit când temperatura a atins $+55^{\circ}\text{C}$. Aceste două moduri de defecțiune indică modul de îmbunătățire a robusteții receptoarelor COTS pentru utilizarea lor în misiunile spațiale.

A fost efectuat un test de vid termic pentru testarea receptoarelor COTS GNSS pentru întreaga gamă de temperaturi așteptate a fi întâlnite pe o orbită terestră joasă. Testul a fost efectuat la un nivel de vid similar cu cel așteptat în spațiu. Receptorul a funcționat nominal, fără scăderi de performanță pe întreaga gamă de temperatură operațională, demonstrând că componentele COTS ar putea rezista mediului spațial.

Au fost efectuate două teste cu balonul, având ca scop testarea receptoarelor COTS GNSS într-un mediu din afara laboratorului și cât mai aproape de cel întâlnit într-o misiune spațială. Baloanele au adus receptoarele mai întâi până la 14000 m și apoi la peste 34000 m. În ambele cazuri, comportamentul receptoarelor a fost previzibil, având în vedere că pentru al doilea test cu balon a fost utilizat un receptor iradiat. Receptoarele au răspuns bine în condiții de mișcări puternice, aleatorii cauzate de vânturi, fiind capabile să urmărească poziția exactă a încărcăturii utile a balonului în timpul întregului zbor. După primul zbor, receptorul a urmărit și a supraviețuit unei căderi neplanificate și a unui impact cu 21 m/s . În timpul celui de-al doilea zbor, receptorul iradiat a fost oprit pe durata a 15 minute, când temperatura sa a fost în intervalul de $+50^{\circ}$ - $+55^{\circ}\text{C}$. În afara acestei perioade, a fost capabil să urmărească restul zborului, inclusiv căderea inițială de 96 m/s , imediat după explozia balonului.

În timp ce testele cu balonul au oferit o perspectivă privind funcționarea receptorului într-un mediu operațional, acestea nu au reușit să se apropie de simularea dinamicii semnalului așteptată pe orbită. Pentru aceasta, a fost utilizat un simulator de semnal GNSS. Fără augmentare, receptorul a furnizat poziționarea cu erori 3D mai mici de 1,7 m atunci când se utilizează constelațiile GPS și GALILEO cu dublă frecvență, demonstrând că receptorul COTS este capabil să facă față schimbărilor mari Doppler și ratelor de deplasare Doppler care sunt experimentate pe o orbită terestră joasă, în ciuda faptului că a fost proiectat pentru aplicații terestre.

Scopul tezei a fost de a avansa dezvoltarea unui receptor PPP de sisteme de navigație globală prin satelit dedicat domeniului spațial, de la idee până la un proiect preliminar. Aceste faze de dezvoltare au inclus: trecerea în revistă a teoriei care guvernează poziționarea și navigarea precisă; consolidarea cerințelor pentru un receptor PPP GNSS pentru spațiu; identificarea, dezvoltarea și testarea caracteristicilor cheie (propagator de orbită augmentată ANN, FDIR); identificarea și testarea componentelor critice; și proiectarea preliminară a hardware-ului. După proiectarea preliminară, este necesară o dezvoltare ulterioară, până la proiectarea critică, testarea, calificarea și demonstrarea în orbită. Cu toate acestea, în această etapă, fezabilitatea proiectului este dovedită și se creează încrederea într-un produs final care este atât robust cât și precis.

Acestea fiind spuse, în timp ce se bazează pe o idee personală și încorporează contribuții originale atât în ceea ce privește conceptul, cât și implementarea, dezvoltarea unui obiect atât de complex precum receptorul spațial OrbFIX nu s-ar fi putut realiza fără sprijinul echipei Romanian InSpace Engineering pe care am condus-o (Ștefan Mihai, Costel Cherciu, Antonia Croitoru, Claudiu Cherciu, Rareș Apostol, Dan Șelaru, Marius Trușculescu, Claudiu Drăgășanu și Mugurel Bălan) și finanțarea Agenției Spațiale Europene prin General Support for Technology Program (GSTP).

Bibliography

Here are the references in citation order.

- [1] **Alexandru Pandele**, Costel Cherciu, Marius Trușculescu, Claudiu Drăgășanu, and Sergiu-Ștefan Mihai. 'COTS based GNSS Receiver with Precise Point Positioning for CubeSats'. In: *MATEC Web of Conferences* 304 (2019). doi: [10.1051/mateconf/201930407009](https://doi.org/10.1051/mateconf/201930407009) (cited on pages 1, 33).
- [2] Angus Stevenson. *Oxford dictionary of English*. Oxford University Press, USA, 2010 (cited on page 2).
- [3] Eva Germaine Rimington Taylor, K St B Collins, and Joseph Needham. *The haven-finding art: a history of navigation from Odysseus to Captain Cook*. Hollis & Carter London, 1971 (cited on page 2).
- [4] Julian A Smith. 'Precursors to Peregrinus: The early history of magnetism and the mariner's compass in Europe'. In: *Journal of Medieval History* 18.1 (1992), pp. 21–74 (cited on page 2).
- [5] Samuel L Macey. *Time: A bibliographic guide*. Routledge, 2018 (cited on page 2).
- [6] WF Blanchard. 'Air Navigation Systems Chapter 4. Hyperbolic Airborne Radio Navigation Aids—A Navigator's View of their History and Development'. In: *The Journal of Navigation* 44.3 (1991), pp. 285–315 (cited on page 2).
- [7] Catherine Alexander. 'The Story of GPS'. In: *50 Years of Bridging the Gap*. Ed. by DARPA. 2008 (cited on page 2).
- [8] Harold D Black. 'Early development of transit, the navy navigation satellite system'. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 13.4 (1990), pp. 577–585 (cited on page 2).
- [9] Bradford W Parkinson and Stephen W Gilbert. 'NAVSTAR: Global positioning system—Ten years later'. In: *Proceedings of the IEEE* 71.10 (1983), pp. 1177–1186 (cited on page 3).
- [10] GM Polischuk, VI Kozlov, VV Ilitchov, AG Kozlov, VA Bartenev, VE Kossenko, NA Anphimov, SG Revniviykh, SB Pisarev, AE Tyulyakov, et al. 'The global navigation satellite system GLONASS: Development and usage in the 21st century'. In: *Proceedings of the 34th Annual Precise Time and Time Interval Systems and Applications Meeting*. 2002, pp. 151–160 (cited on page 3).
- [11] **Alexandru Pandele**, Antonia Croitoru, Andrei Hulea, Costel Cherciu, Alina Răduțu, Marco Porretta, Peter Buist, Dumitru Andrescu, Lucian Duțu, Claudiu Drăgășanu, Marius Trușculescu, and Mugurel Bălan. 'GALILEO and GPS Performance in the Maritime Environment'. In: *presented in 33th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (Virtual ION GNSS+ 2020)* (2020) (cited on page 3).
- [12] Li Chengzhi. 'The Chinese GNSS—System development and policy analysis'. In: *Space Policy* 29.1 (2013), pp. 9–19 (cited on page 3).
- [13] Atsushi Shimamura. 'MSAS (MTSAT satellite-based augmentation system) project status'. In: *Air & Space Europe* 1.2 (1999), pp. 63–67 (cited on page 3).
- [14] Kanta Prasad Sharma and Ramesh C Poonia. 'Review study of navigation systems for indian regional navigation satellite system (IRNSS)'. In: *Soft Computing: Theories and Applications*. Springer, 2018, pp. 735–742 (cited on page 3).
- [15] GPS-SPS. *GPS Standard Positioning System Performance Standard*. Sept. 2008 (cited on page 4).
- [16] Yuanxi Yang, Weiguang Gao, Shuren Guo, Yue Mao, and Yufei Yang. 'Introduction to BeiDou-3 navigation satellite system'. In: *NAVIGATION, Journal of the Institute of Navigation* 66.1 (2019), pp. 7–18 (cited on page 4).
- [17] Peter J.G. Teunissen and Olviver Montenbruck. *Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems*. Springer, 2017 (cited on pages 5, 8).

- [18] J.S. Subirana, J.M.J. Zornoza, and M. Hernandez-Pajares. *GNSS Data Processing*. ESA Communications, May 2013 (cited on pages 6, 7).
- [19] Viet Duong, Ken Harima, Suelynn Choy, and Chris Rizos. 'Multi-frequency multi-GNSS PPP: a comparison of two ambiguity resolution methods'. In: *Proceedings of the International Global Navigation Satellite Systems Association IGNSS Symposium*. 2020, 5e7 (cited on page 11).
- [20] Sven Müncheberg, Manfred Krischke, and Norbert Lemke. 'Nanosatellites and micro systems technology—capabilities, limitations and applications'. In: *Acta Astronautica* 39.9-12 (1996), pp. 799–808 (cited on page 13).
- [21] **Alexandru Pandele**, Sergiu-Ştefan Mihai, Dan Şelaru, Mihnea Ion, and Mugurel Bălan. 'Improving GNSS Positioning of Satellites using Artificial Neural Networks'. In: *MATEC Web of Conferences* 304 (2019). doi: [10.1051/mateconf/201930407010](https://doi.org/10.1051/mateconf/201930407010) (cited on pages 13, 21, 35).
- [22] Edward Petersen. *Single event effects in aerospace*. John Wiley & Sons, 2011 (cited on page 13).
- [23] ESA Radiation. *Radiation Design Handbook*. Tech. rep. ESA PSS-01–609 Issue 1, 1993 (cited on page 14).
- [24] **Alexandru Pandele**, Mugurel Bălan, Dan Şelaru, Mihai Racheru, Claudiu Drăgăşanu, Marius Truşculescu, Silvana Radu, and David Binns. 'Trajectory analysis for Cubesat landing on Didymoon in context of AIM mission'. In: *68th International Astronautical Congress, Adelaide, Australia* (2011) (cited on pages 14, 19, 35).
- [25] Paulo Rosa, Pedro Freire Silva, Baltazar Parreira, Miguel Hagenfeldt, Andrea Fabrizi, Antonio Pagano, Antonio Russo, Samuele Salvi, Murray Kerr, Silvana Radu, Anthonius Daoud-Moraru, **Alexandru Pandele**, Adrian Mihail Stoica, Sergiu Stefan Mihai, David A. K. Pedersen, John Leif Jørgensen, Sergio Tiraplegui Riveras, Rafael Contreras, Alexander Cropp, and Jonathan Grzymisch. 'Autonomous close-proximity operations in space: The PRoBa-3 rendezvous experiment (P3RVX)'. In: *69th International Astronautical Congress (IAC 2018)* (2018) (cited on pages 14, 34, 35).
- [26] Paulo Rosa, Baltazar Parreira, Andrea Fabrizi, Antonio Pagano, Samuele Salvi, I. Grozea, Murray Kerr, **Alexandru Pandele**, Sergiu Stefan Mihai, Dan Şelaru, Rareş Apostol, Lăpuşneanu Alexandru, Mihai Racheru, Sergio Tiraplegui Riveras, Rafael Contreras, and Jonathan Grzymisch. 'A Functional Engineering Simulator for Close-Proximity Operations: The Proba-3 RendezVous eXperiment (P3RVX) FES'. In: *7th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, "NMAS 2019", Bucharest, Romania* (2019) (cited on page 14).
- [27] Silvana Radu, **Alexandru Pandele**, Mihnea Ion, Antonia Croitoru, Marius Truşculescu, Claudiu Drăgăşanu, and Dan Şelaru. 'Multipath Prediction Model for Global Positioning Satellites Using Neural Network'. In: *68th International Astronautical Congress, Adelaide, Australia* (2011) (cited on pages 14, 35).
- [28] J.F. Zumberge, M.B. Hein, D.C. Jefferson, M.M. Watkins, and F.H. Webb. 'Precise Point Positioning for the efficient and robust analysis of GPS data from large networks'. In: *Journal of Geophysical Research: Solid Earth* 102(B3) (1997) (cited on page 14).
- [29] Cal Poly SLO The CubeSat Program. *CubeSat Design Specification Rev 13*. Feb. 2014 (cited on page 15).
- [30] Jiri Gaisler. 'A portable and fault-tolerant microprocessor based on the SPARC v8 architecture'. In: *Proceedings International Conference on Dependable Systems and Networks*. IEEE. 2002, pp. 409–415 (cited on page 19).
- [31] **Alexandru Pandele**, Sergiu-Ştefan Mihai, Dan Şelaru, Marius Truşculescu, Mugurel Bălan, and Claudiu Drăgăşanu. 'Improving Satellite On-Board Orbit Estimation with Artificial Neural Networks'. In: *presented at 71st International Astronautical Congress the Cyberspace Edition* (2020) (cited on pages 21, 35).
- [32] **Alexandru Pandele**, Mugurel Bălan, M. Piso, Marius Truşculescu, and Claudiu Drăgăşanu. 'Cubesat Formation Flying: A Suitable Platform For Space Situational Awareness'. In: *61st International Astronautical Congress* (2010) (cited on page 33).
- [33] **Alexandru Pandele**, Mugurel Bălan, M. Piso, Marius Truşculescu, and Claudiu Drăgăşanu. 'Pluribus - Nanosatellites Formation'. In: *60th International Astronautical Congress* (2009) (cited on page 33).

- [34] **Alexandru Pandele**, Marius Trușculescu, Mugurel Bălan, M. Piso, and Claudiu Drăgășanu. 'Scientific Experiments On Board The Goliat Cubesat'. In: *62nd International Astronautical Congress, Cape Town, South Africa* (2011) (cited on page 34).
- [35] Mugurel Bălan, Marius Trușculescu, Claudiu Drăgășanu, **Alexandru Pandele**, and M. Piso. 'Past, Present And Future Of The Romanian Nanosatellites Program'. In: *62nd International Astronautical Congress* (2011), pp. 1–5 (cited on page 34).