

UNIVERSITATEA TEHNICĂ A MOLDOVEI

Cu titlu de manuscris

C. Z. U: 629.7.05:681.5.013 (043)

MELNIC VLADIMIR

**MODELAREA MATEMATICĂ ȘI SIMULAREA
COMPUTAȚIONALĂ A COMPORTAMENTULUI
DINAMIC PE ORBITĂ A NANOSATELIȚILOR**

122.03 „MODELARE, METODE MATEMATICE, PRODUSE PROGRAM”

REZUMATUL ȘTIINȚIFIC AL TEZEI DE DOCTOR ÎN INFORMATICĂ

CHIȘINĂU, 2024

Teza a fost elaborată în cadrul Departamentului Matematica și Centrul Național de Tehnologii Spațiale, Universitatea Tehnică a Moldovei.

Conducător științific:

BOSTAN Viorel, dr. hab. în tehnică, prof. univ., Universitatea Tehnică a Moldovei.

Referenți oficiali:

1. **MORARU Vasile**, dr. șt. fiz.-mat., prof. univ., Universitatea Tehnică a Moldovei.
2. **DRĂGĂȘANU Claudiu**, dr. în științe aerospațiale, Compania RISE, (Romanian Inspace Engineering SRL), București, România.

Componența nominală a Consiliului Științific Specializat:

1. **GUȚULEAC Emilian**, dr. hab. în tehnică, prof. univ., UTM – *președinte*.
2. **FIODOROV Ion**, dr. în informatică, conf. univ., UTM – *secretar științific*.
3. **CĂPĂȚĂNĂ Gheorghe**, dr. în tehnică, prof. univ., USM – *membru*.
4. **BOLUN Ion**, dr. hab. în informatică, prof. univ., UTM – *membru*.
5. **IZVOREANU Bartolomeu**, dr. șt. fiz.-mat., conf. univ., UTM – *membru*.
6. **ZAPOROJAN Sergiu**, dr. în tehnică, conf. univ., UTM – *membru*.

Susținerea va avea loc la _____, _____, în ședința Consiliului științific specializat din cadrul Universității Tehnice a Moldovei, str. Studenților 9/7, blocul de studii nr. 3, Facultatea Calculatoare, Informatică și Microelectronică, aula _____, MD-2045, Chișinău, Republica Moldova.

Teza de doctor și rezumatul pot fi consultate la biblioteca Universității Tehnice a Moldovei și pe pagina web a ANACEC. (<https://www.anacec.md> / www.cnaa.md/).

Rezumatul a fost expediat la _____ 2024

Secretar științific al Consiliului științific specializat,
FIODOROV Ion, dr. în informatică, conf. univ.

Conducător,
BOSTAN Viorel, dr. hab. în tehnică, prof. univ.,

Autor,
MELNIC Vladimir, mag.

© MELNIC Vladimir, 2024

CUPRINS

Repere conceptuale ale cercetării.....	4
Conținutul tezei.....	7
1 ANALIZA SITUAȚIEI ÎN DOMENIUL CONTROLULUI ATITUDINII SATELIȚILOR CU DIVERSE MISIUNI SATELITARE	7
1.1 Nanosateți și misiunile lor specifice	7
1.2 Determinarea atitudinii satelitului	9
1.3 Controlul atitudinii satelitului și rolul lui în exercitarea misiunilor	10
1.4 Formularea problemei și direcțiile de cercetare	10
1.5 Concluzii la capitolul 1	11
2 METODE ȘI MODELE DE DETERMINARE ȘI DESCRIERE	11
A ATITUDINII NANOSATELIȚILOR.....	11
2.1 Metoda de descriere a atitudinii prin intermediul cuaternionilor	11
2.2 Determinarea atitudinii prin măsurarea câmpului magnetic.....	12
2.3 Concluzii la capitolul 2	13
3 METODE ȘI ALGORITMI DE CONTROL.....	14
A ATITUDINII NANOSATELIȚILOR.....	14
3.1 Algoritmi de control al atitudinii nanosatețiilor	14
3.2 Concluzii la capitolul 3	17
4 IMPLEMENTAREA METODELOR ȘI PROCEDURILOR DE CONTROL AL NANOSATELIȚILOR.....	17
4.1 Elaborarea algoritmului de control al atitudinii cu magnetorquer pentru TUMnanoSAT.....	17
4.2 Verificarea experimentală a controlului atitudinii sateliților în câmp magnetic.....	20
4.3 Platforma de acordare a reguletoarelor PID prin metoda Fuzzy	22
4.4 Concluzii la capitolul 4	24
CONCLUZII GENERALE ȘI RECOMANDĂRI	24
BIBLIOGRAFIE	26
Lista lucrărilor publicate la tema tezei.....	27
ADNOTARE	29
ABSTRACT	30
АННОТАЦИЯ	31

REPERE CONCEPTUALE ALE CERCETĂRII

Actualitatea și importanța temei de cercetare. Nanosatelii educaționali au devenit un instrument esențial în cercetarea și educația spațială datorită costurilor reduse de fabricație și lansare. Începând ca platforme de învățare pentru studenți și cercetători, aceste dispozitive miniaturizate au demonstrat o eficiență impresionantă, ceea ce a condus la adoptarea lor și în misiuni profesionale. Un domeniu în care nanosatelii au avut un impact semnificativ este cel al comunicațiilor. Aceștia pot oferi conectivitate în zone îndepărtate sau greu accesibile, contribuind la extinderea acoperirii rețelelor de telecomunicații. De asemenea, nanosatelii pot fi folosiți pentru a stabili rețele de comunicații spațiale, care pot ajuta la gestionarea altor sateliți.

În domeniul teledetecției, nanosatelii oferă oportunități unice. Aceștia pot colecta date despre atmosfera Pământului, oceane, vegetație și alte caracteristici terestre cu o rezoluție temporală ridicată. Datorită dimensiunilor lor reduse și costurilor scăzute, pot fi lansați în număr mare, formând constelații de sateliți care pot monitoriza întreaga planetă în timp real sau aproape în timp real.

Controlul atitudinii se referă la capacitatea de a regla și menține orientarea nanosatelitului în spațiu. Acest lucru este deosebit de important atunci când instrumentele sau senzorii de la bord trebuie să fie îndreptați către un anumit punct de interes, cum ar fi Pământul, Soarele sau alte obiecte cosmice. Fără controlul atitudinii, nanosatelitul poate să se rotească în mod necontrolat, ceea ce ar putea duce la date științifice inexacte sau la imposibilitatea realizării misiunilor.

Controlul atitudinii este realizat prin utilizarea unei varietăți de tehnologii, inclusiv roți de reacție, magnetorquere, propulsoare mici și alte dispozitive de control. Aceste tehnologii permit modificarea orientării nanosatelitului prin generarea de momente de forță care provoacă rotație.

Un alt motiv pentru care controlul atitudinii este esențial pentru nanosatelii educaționali și științifici este necesitatea de a menține orientarea corectă a panourilor solare pentru încărcarea eficientă a bateriilor. Dacă nanosatelitul nu este orientat corespunzător, panourile solare nu vor putea colecta eficient energia soarelui, ceea ce ar putea limita funcționarea sistemelor de la bord.

Astfel, pentru a asigura o orientare optimă a nanosatelitului și o colectare eficientă a energiei solare, este esențială aplicarea tehnologiilor de modelare și simulare în procesul de proiectare și testare a sistemelor de control al atitudinii. Luând în considerație faptul că nanosatelii au dimensiuni mici și energia captată la panouri solare e relativ mică, este important de folosit algoritmi de reglare eficienți.

Modelarea și simularea joacă un rol semnificativ în controlul atitudinii nanosatelitelor, permițând inginerilor și cercetătorilor să prevadă și să optimizeze performanța acestor dispozitive înainte de lansarea lor în spațiu. Prin modelare, inginerii pot crea o reprezentare matematică a sistemului de control al atitudinii nanosatelitului. Aceasta poate include elemente precum

modelarea dinamică a satelitului, efectele forțelor externe asupra orientării sale în spațiu și permite verificarea performanțelor diferitor algoritmi de control al atitudinii. Modelarea este adesea un proces iterativ, cu modelele matematice care se rafinează pe măsură ce sunt colectate mai multe date și informații de la sistem.

Odată ce un model matematic este stabilit, simularea poate fi utilizată pentru a vedea cum se comportă sistemul de control al atitudinii în diferite condiții. De exemplu, simulările pot fi folosite pentru a determina cum răspunde sistemul la diverse efecte perturbatoare, cum ar fi forțele magnetice sau gravitaționale. Acestea pot, de asemenea, ajuta la identificarea problemelor potențiale sau a punctelor slabe în sistem. Simulările pot fi de asemenea utilizate pentru a testa și compara diferite strategii de control al atitudinii. De exemplu, inginerii pot simula cum se comportă nanosateliții în baza algoritmului de reglare PID (Proportional Integral Derivative), în comparație cu un regulator fuzzy sau un alt tip de regulator. Acest lucru poate ajuta la selectarea celei mai eficiente (minimum timp de reacție și minimum energie) strategii de control pentru o anumită misiune.

Domeniul de cercetare. Teza de doctorat are ca domeniu de cercetare modele și metode de control a atitudinii nanosatelitelor plasați pe orbite joase terestre.

Ipoteza de cercetare. Problema de control a atitudinii nanosatelitelor poartă un caracter individual pentru fiecare misiune lansată. Ipoteza de cercetare constă în capacitatea controlului eficient a poziționării nanosatelitelor în baza metodelor inteligente de acționare.

Scopul lucrării constă în dezvoltarea unui model matematic de descriere și control a atitudinii satelitului pe orbită și simularea computațională a poziționării sale.

Obiectivele cercetării. Din scopul propus rezultă următoarele **obiective ale cercetării:**

1. Analiza aspectelor generale ale metodelor de determinare, descriere, poziționare a sateliților și a factorilor perturbatori.
2. Cercetarea metodelor și algoritmilor de descriere a atitudinii nanosatelitelor pe orbită.
3. Cercetarea metodelor de poziționare a nanosatelitelor pe orbită.
4. Elaborarea modelului matematic de descriere a comportamentului dinamic al nanosatelitelor pe orbită.
5. Elaborarea algoritmului de poziționare a nanosatelitelor.
6. Simularea computațională a poziționării nanosatelitelor pe orbită.

Suportul metodologic și teoretico-științific al cercetărilor. Cercetările elaborate sunt bazate pe modele matematice, teoria sistemelor, analiză matematică, metode numerice, ingineria reglării automate, modelarea și identificarea sistemelor.

Noutatea și originalitatea științifică. Sinteza algoritmilor de control al atitudinii nanosatelitelor pe orbită în baza algoritmilor clasici de reglare, regulatorului fuzzy și regulatorului hibrid fuzzy-PID.

Problema științifică soluționată constă în elaborarea modelului matematic de descriere a comportamentului dinamic al nanosatelitului pe orbită și sinteza algoritmilor inteligenți de conducere care asigură performanța necesară în vederea poziționării nanosatelitelor pe orbită.

Semnificația teoretică a lucrării este elaborarea și dezvoltarea unei noi soluții pentru sporirea eficienței algoritmilor de conducere a poziționării nanosatelitelor.

Valoarea aplicativă a lucrării constă în: 1) elaborarea algoritmilor de control atitudine pentru nanosateliti în baza roților de reacție; 2) algoritmul de control al atitudinii nanosatelitului TUMnanoSAT; 3) elaborarea platformei de procesare și analizare a datelor privind procesul de poziționare a satelitului în vederea îmbunătățirii performanței.

Aprobarea rezultatelor lucrării. Rezultatele principale ale lucrării au fost prezentate la următoarele conferințe științifice internaționale/naționale:

1. The 12th International Conference on Electronics, Communications and Computing, 20-21 October 2022, Chișinău, TUM.

2. The 11th International Conference on Electronics, Communications and Computing, 21-22 October 2021, Chișinău, TUM.

3. The 10th International Conference on Electronics, Communications and Computing, 24-25 October 2019, Chișinău, TUM.

4. The 26th Conference on Applied and Industrial Mathematics (CAIM 2018), 20-23 September, 2018, Chișinău, TUM.

5. Conferința Tehnico-Științifică a Colaboratorilor, Doctoranzilor și Studenților, 26-28 noiembrie, 2015, Chișinău, UTM.

6. The 9th International Conference on Microelectronics and Computer Science & The 8th Conference of Physicists of Moldova, October 19-21, 2017, Chișinău, TUM.

Publicații științifice. La tema tezei au fost publicate 12 lucrări științifice, inclusiv două articole în reviste de categoria B și 8 articole în culegeri științifice internaționale.

Structura tezei. Lucrarea conține 111 pagini de text principal alcătuit din introducere și patru capitole, concluzii finale, recomandări, anexe și bibliografie care este alcătuită din 129 de surse.

CONȚINUTUL TEZEI

În **Introducere** se argumentează actualitatea temei de cercetare, se prezintă domeniul de cercetare, ipoteza de cercetare, obiectivele cercetării și scopul lucrării. De asemenea sunt enunțate rezultatele științifice obținute în urma cercetării, noutatea și originalitatea științifică, problema științifică soluționată și valoarea aplicativă a lucrării.

În continuare, se face o scurtă prezentare a conținutului tezei pe capitole.

1 ANALIZA SITUAȚIEI ÎN DOMENIUL CONTROLULUI ATITUDINII SATELIȚILOR CU DIVERSE MISIUNI SATELITARE

În capitolul dat sunt analizate conceptele fundamentale ale nanosateliților din clasa CubeSat, incluzând tendințele actuale ale utilizării lor în aplicații educaționale, științifice și chiar comerciale. De asemenea sunt analizate misiunile în care sunt folosiți în prezent nanosateliții din clasa CubeSat, totodată este prezentat standardul CubeSat. De asemenea în acest capitol se descriu perturbațiile care acționează asupra satelitului în spațiu și se prezintă metodele și tehnicile de determinare și control a atitudinii pentru această clasă de nanosateliți și necesitatea implementării lor pentru realizarea cu succes a misiunii.

1.1 Nanosateliți și misiunile lor specifice

Una din primele apariții ale termenului de nanosateliți se datează din anul 1992 în lucrarea științifică publicată în Universitatea Surrey. Deși inițial erau definiți ca o navă spațială cu o masă mai mică de 10 kg, nanosateliții sunt acum definiți mai restrâns ca nave spațiale cu o masă între 1 și 10 kg. Din figura 1.1 se observă că nanosateliții au fost lansați în primul deceniu al erei spațiale cu o rată de aproximativ doi pe an și apoi au dispărut timp de aproape trei decenii.

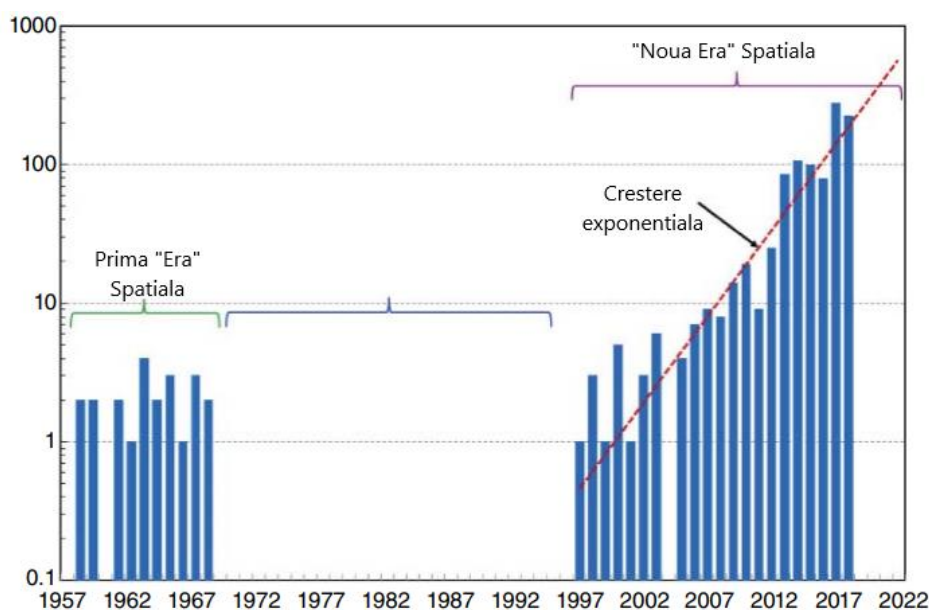


Fig. 1.1. Misiuni specifice ale nanosateliților [6]

Sute de sateliți pasivi au fost lansați în aceste trei decenii, cu greutatea de 11-13 kg, „aproape” nanosateți, dar nici un nanosatelit activ. Nanosateții activi au reapărut în 1997, ratele de lansare dublându-se la fiecare 2,44 ani.

Misiuni educaționale - segmentul de tehnologii spațiale, ca arie de pionierat în domeniul instruirii ingineresti, este mai relevant pentru astfel de activități, pentru că îmbină un sistem multidisciplinar. Astfel, un număr tot mai mare de universități în noua eră spațială a dezvoltat în cadrul proiectelor studentești nanosateți cu misiuni educaționale. Drept exemplu pentru astfel de misiuni este satelitul SwissCube-1, un nanosatelit educațional dezvoltat în cadrul unui proiect în care au fost implicate mai multe laboratoare ale universității Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne (EPFL), împreună cu alte universități partenere din Elveția [7].

Teledetecție și măsurări tipice ale Pământului - aceste misiuni presupun utilizarea tehnologiilor și senzorilor fie pasivi, fie activi pentru colectarea datelor despre diferite structuri de pe Pământ, pe un diapazon de la adâncimea oceanelor până la cel mai înalt lanț muntos. ExoCube este un exemplu de utilizare a unui microsatelit ca platformă pentru măsurarea densitatea hidrogenului, heliului, azotului și oxigenului în exosfera Pământului.

Misiuni de telecomunicații - ateliții mici au avut un rol proeminent în demonstrarea tehnologiilor pe orbită pentru telecomunicații începând cu primele misiuni. Cel mai elocvent exemplu este dezvoltarea vertiginoasă în ultimii ani a sectorului Internet of Things (IoT). Pentru astfel de servicii IoT, nu este practic de a realiza conectivitate folosind infrastructuri tradiționale cu fir datorită costurilor necesare pentru a ajunge în aceste regiuni. Orbită terestră joasă (LEO), cu mici constelații de sateliți prezintă o alternativă viabilă.

Misiuni astronomice - Majoritatea misiunilor astronomice necesită obiective specifice și instrumente dedicate care oferă date impecabil de precise și limitate despre corpuri astronomice unice – Soare, planete, sateliți naturali, galaxii îndepărtate, găuri negre și exoplanete. Unul din cele mai cunoscute exemple este HaloSat, un microsatelit care a fost proiectat, construit și operat de HaloSat Collaboration, un parteneriat între Universitatea din Virginia și SwRI (Southwest Research Institute).

Nanosateții ca misiune de demonstrare tehnologică - nanosateții reprezintă platforme excelente pentru demonstrații de tehnologii și pentru misiuni de demonstrare a unor concepte tehnologice [8]. Mulți factori susțin acest lucru, cum ar fi standardele lor larg acceptate în industrie, specificațiile de proiectare și echipamentele Commercial Off The Shelf (COTS) și diferite magistrale care sunt dezvoltate pentru încorporarea unor subsisteme a nanosateților.

Din cele mai recente misiuni este misiunea Double Asteroid Redirection Test (DART), care presupune schimbarea traiectoriei unui asteroid printr-un impact controlat.

Nanosatelitii ca exploratori ai spațiului îndepărtat - Misiunile CubeSat nu se limitează doar la orbita joasă a Pământului, ci sunt considerate ca un instrument de îmbunătățire a cunoștințelor despre spațiul adânc sau ca suport pentru viitoarele misiuni cu echipaj uman pe alte planete. Mars Cube One (sau MarCO) a fost o misiune de zbor pe Marte lansată la 5 mai 2018 alături de aterizatorul InSight Mars al NASA.

1.2 Determinarea atitudinii satelitelui

În timpul mișcării satelitelui pe orbită asupra sa acționează mai multe forțe perturbatoare care pot afecta atitudinea satelitelui, cum ar fi: atracția gravitațională, aerodinamica, presiunea radiației solare, câmpul magnetic, forțele maree, forțele interne.

Determinarea atitudinii satelitelui implică măsurarea orientării acestuia în spațiu. Aceasta este o etapă esențială pentru controlul atitudinii, întrucât, pentru a orienta satelitul spre o poziție țintă, este necesară cunoașterea poziției actuale a acestuia. Există mai multe mijloace de determinare a atitudinii satelitelui care sunt folosite în practică:

În tabelul 1.1 este prezentată o comparație a acestor metode de determinare a atitudinii privind precizia, masa, complexitatea și posibilitatea utilizării în CubeSat.

Tabelul 1.1. Compararea metodelor de determinare a atitudinii

Metoda	Avantaje	Dezavantaje	Precizie (grade)	Masa	Compatibilitate CubeSat
Senzori solari	Relativ simpli, ieftini, precizie relativ bună (în dependență de construcție)	Depind de lumina soarelui, inutili când satelitul este eclipsat (în umbră)	1-10	Redusă	Da
Magnetometre	Ieftini, ușor de folosit	Precizie redusă, poate fi afectat de anomalii magnetice	1-5	Redusă	Da
Giroscoape	Precizie bună pe termen scurt	Erori cumulative pe termen lung, mai costisitoare	0.1-1	Redusă, medie sau mare	Da
Senzori stelari	Foarte preciși	Costisitori, complecși	<0.1	Medie spre mare	Da (cu dimensiuni reduse)
GPS	Precizie bună, util pentru altitudini mai mari	Necesită semnal GPS, mai costisitor, receptoare complexe	0.1-1	Medie spre mare	Da (cu dimensiuni reduse)
Accelerometre	Utile pentru determinarea atitudinii în timpul manevrelor	Zgomot propriu sporit, pot fi utilizați pentru determinarea atitudinii doar împreună cu alți senzori	1-10	Redusă	Da
Senzori de orizont terestru	Utile pentru misiuni cu orbită joasă	Precizie redusă, pot fi afectați de variații ale atmosferei	1-5	Redusă	Da

Selectarea metodei potrivite de determinare a atitudinii depinde de o serie de factori, inclusiv cerințele misiunii, disponibilitatea tehnologiei și bugetul disponibil.

1.3 Controlul atitudinii satelitului și rolul lui în exercitarea misiunilor

Determinarea și controlul orbitei sunt concepte bine stabilite în misiunile spațiale tradiționale. Aceste tehnici acoperă o gamă largă de aplicații, de la sol până la determinarea orbitei la bord și de la o singură navă spațială până la controlul zborului în formație. Primele misiuni CubeSat nu au inclus aceste capacități la bord, din cauza resurselor limitate și a simplității misiunilor. Determinarea orbitei a fost asigurată prin propagarea efemeridelor cu software specializat. Creșterea misiunilor CubeSat în ceea ce privește complexitatea și posibilitățile acestora a necesitat dezvoltarea unor sisteme dedicate de determinare și control al atitudinii (ADCS).

Cu toate că utilizarea controlului activ de determinare și control al atitudinii nanosateliților este în creștere, totuși mai puțin de 50% din toți nanosateliții care orbitează sunt stabiliți pe trei axe. ADCS stabilizează, controlează și poziționează un satelit într-o orientare dorită, în ciuda oricăror perturbații externe sau interne care acționează asupra acestuia. Sarcina utilă a satelitului necesită o direcție specifică de orientare, indiferent dacă sarcina utilă este o cameră, un instrument științific sau o antenă.

1.4 Formularea problemei și direcțiile de cercetare

Nanosateliții reprezintă o soluție inovatoare pentru explorarea spațiului, fiind rentabili și versatili. Dimensiunile reduse determină ca nanosateliții să fie mai susceptibili la factorii perturbatori de pe orbită, fapt pentru care necesitatea controlului atitudinii rămâne crucială. Orientarea precisă permite stabilirea poziției și direcției corecte a nanosateliților pentru a efectua sarcinile planificate, cum ar fi orientarea antenei, observațiile terestre sau monitorizarea fenomenelor spațiale. Problemele de orientare afectează grav misiunile spațiale, influențând calitatea datelor colectate sau chiar provocând pierderi de misiuni. Prin urmare, îmbunătățirea sistemelor de orientare pentru nanosateliți rămâne o prioritate actuală în domeniul spațial.

Modelarea și simularea sunt cruciale pentru controlul atitudinii nanosateliților, permițând anticiparea și optimizarea performanței acestora înainte de lansare. Prin modelare, se dezvoltă reprezentare matematică a sistemului de control al atitudinii, incluzând modelarea dinamică a satelitului cu posibilitatea de verificare a algoritmilor de control.

Simulările sunt esențiale pentru evaluarea comportamentului sistemului în diverse condiții și pentru testarea diferitelor strategii de control, precum Proportional Integral Derivative (PID) sau fuzzy logic. De asemenea, simulările sunt utile deoarece fiecare nanosatelit se proiectează pentru

careva misiuni individuale ce presupune și o structură individuală ce necesită strategii de control atitudine speciale.

1.5 Concluzii la capitolul 1

Este realizată analiza situației în domeniul controlului atitudinii sateliților de tip CubeSat cu diverse misiuni satelitare. S-a constatat că nanosatețiții se folosesc în misiuni atât educaționale, cât și de cercetare, un rol important în îndeplinirea misiunilor jucându-l sistemul de control al atitudinii pentru a efectua manevrele necesare misiunilor și oprirea nanosatelitului din mișcarea necontrolată generată de forțele externe care acționează asupra nanosatelitului.

Studiile comparative ale diferitelor strategii de control a atitudinii nanosatețiților în diferite misiuni evidențiază necesitatea utilizării diferitelor strategii pentru a asigura succesul și eficiența fiecărei misiuni spațiale. În dependență de precizia poziționării necesare pentru îndeplinirea misiunii se folosesc mai multe metode de determinare a atitudinii.

Cercetările actuale în domeniul controlului atitudinii nanosatețiților pe orbită se concentrează pe inovații în algoritmi inteligenți și sisteme de control autonom, menite să îmbunătățească precizia și eficiența misiunilor orbitale, reducând simultan costurile și complexitatea hardware-ului.

2 METODE ȘI MODELE DE DETERMINARE ȘI DESCRIERE A ATITUDINII NANOSATELIȚILOR

Un punct de plecare rezonabil pentru modelarea dinamicii și controlului atitudinii satelitului este presupunerea că un satelit este un corp rigid. Cu toate acestea, în realitate, această presupunere poate servi doar ca o ipoteză preliminară.

Satelitul este considerat un corp rigid într-un sistem de referință, S_S . Poziția sistemului S_S față de sistemul de referință inerțial S_I , caracterizează atitudinea satelitului.

2.1 Metoda de descriere a atitudinii prin intermediul cuaternionilor

Problema parametrizării descrierii atitudinii sateliților se referă la alegerea și utilizarea unui set de parametri sau variabile pentru a reprezenta orientarea satelitului în spațiu și pentru a descrie modul în care această orientare se schimbă în timp. Metoda de descriere a atitudinii prin intermediul cuaternionilor reprezintă o abordare revoluționară în domeniul mecanicii și robotică. Conținând un număr real și trei numere imaginare, cuaternionii sunt extensii ale numerelor complexe, oferind o modalitate eficientă și precisă de a descrie și manipula orientări și rotații în spațiu tridimensional.

Cinematica nanosatelitului este descrisă de cuaternionul de atitudine, în ecuația (2.1), [9]

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\Omega q \equiv \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} q, \quad (2.1)$$

unde ω_1 este viteza de rotație a satelitelui relativ față de axa x , ω_2 rotația relativă față de axa y și ω_3 respectiv viteza de rotație față de axa z .

Considerând că I_S este matricea de inerție a satelitelui, h_ω fiind momentul unghiular total al roților de reacție, ω este viteza unghiulară a satelitelui, N_e – impulsul extern total, toate în sistemul de coordonate atașat la satelit, atunci dinamica satelitelui se descrie prin următoarele relații.

Astfel, ecuația dinamică este scrisă sub forma:

$$\dot{\omega} = -I_S^{-1}(\omega \times I_S \omega) - I_S^{-1}\omega \times h_\omega - I_S^{-1}\dot{h}_\omega + I_S^{-1}N_e.$$

Modelul dinamic nelinier combinat al satelitelui este completat de faptul că cuplul de control în sistemul de coordonate al satelitelui este N_c și oferă o rată de modificare a momentului unghiular total de la roțile de reacție (ecuația (2.2)):

$$\dot{h} = -N_c, \quad (2.2)$$

și, prin urmare, dinamica satelitelui condus de roțile de reacție este descrisă de ecuația 2.3:

$$\dot{\omega} = -I_S^{-1}S(\omega)I_S\omega - I_S^{-1}S(\omega)h + I_S^{-1}N_c + I_S^{-1}N_e. \quad (2.3)$$

2.2 Determinarea atitudinii prin măsurarea câmpului magnetic

O metodă mai precisă este utilizarea elementelor orbitale ale satelitelui și a vectorului măsurat de magnetometrul cu trei axe de pe satelit folosind un filtru Kalman, pentru a obține cea mai bună estimare a atitudinii.

Sistemele de coordonate utilizate pentru determinarea altitudinii includ:

– Sistemul de coordonate orbital - $+X_0$ – direcția de mișcare a satelitelui, Y – direcția normală a planului orbital, Z_0 – direcția geocentrică, spre satelit.

– Sistemul de coordonate al satelitelui - $+X$ – direcția de zbor normal, care coincide cu $+X_0$, $+Y$ – direcția de zbor normal, care coincide cu $+Y_0$, $+Z$ – direcția gradientului gravitațional, care coincide cu $+Z_0$.

Filtrul Kalman pentru rata unghiulară de atitudine este realizat în felul următor: presupunând că perioada de eșantionare este T_s , astfel încât $\Gamma = T_s I^{-1}$, folosind \vec{x}_k pentru a reprezenta viteza unghiulară a vectorului $\vec{\omega}(k)$ și definind matricea de covarianță ca $P_k = E\{\vec{x}_k \cdot \vec{x}_k^T\}$, vectorul de stare devine:

$$\hat{\vec{x}}_{k+1/k} = \hat{\vec{x}}_{k/k} + \Gamma u_k,$$

unde u_k este măsurarea magnetometrului (vectorul momentului magnetic) în a k -a perioadă de eşantionare.

unde Q este matricea de covarianță a zgomotului de sistem. Reîmprospătarea câştigului este:

$$K_{k+1} = P_{k+1/k} H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R]^{-1},$$

unde R este matricea covarianței zgomotoase de măsurare.

$$H_{k+1} = T_s \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z(k) & \omega_\gamma(k) \\ \omega_z(k) & 0 & -\omega_x(k) \\ -\omega_\gamma(k) & \omega_x(k) & 0 \end{bmatrix}.$$

Reîmprospătarea stării sistemului este:

$$\hat{\vec{x}}_{k+1/k+1} = \hat{\vec{x}}_{k+1/k} + K_{k+1} (\vec{y}_k - H_{k+1} \hat{\vec{x}}_{k+1/k}).$$

Iar reîmprospătarea covarianței este:

$$P_{k+1/k+1} = [1 - K_{k+1} H_{k+1}] P_{k+1/k}.$$

Algoritmul de autocalibrare în timp real al unui magnetometru se realizează după cum urmează, eroarea vectorială se definește în felul următor:

$$\begin{aligned} \vec{e}(k) &= \vec{y}_{model}(k) - \vec{y}_{calib}(k) = A(k) \vec{B}_0(k) - [G(k) \vec{B}_m(k) + \vec{b}(k)] = \\ &= A(k) \vec{B}_0(k) - \vec{\Phi}^T(k) \vec{\Theta}^T(k) \vec{\Phi}^T(t) = [B_{mx} \ B_{my} \ B_{mz} \ 1]. \end{aligned}$$

unde $A(k)$ este matricea transformării altitudinii de la coordonatele orbitale la coordonatele satelitelui în a k -a perioadă de eşantionare, $G(k)$ este câştigul matricei, $\vec{B}_0(k)$ este vectorul câmpului magnetic în a k -a perioadă de eşantionare, $\vec{B}_m(k)$ este măsurarea magnetometrului, care nu a fost calibrată în a k -a perioadă de eşantionare, iar $\vec{b}(k)$ este ajustarea parțială în a k -a perioadă de eşantionare.

2.3 Concluzii la capitolul 2

Au fost analizate principalele metode de reprezentare a atitudinii unui satelit, inclusiv: cosinușii directori, care oferă o reprezentare intuitivă a orientării satelitelui, utilizând vectori unitari care indică direcția axelor principale ale satelitelui, fiind simplă în utilizare, dar este susceptibilă în cadrul problemelor de singularitate; unghiuri Euler este o altă metodă, însă mai complexă, care tot conține singularități la estimarea atitudinii satelitelui.

Prin urmare se poate de menționat că:

1. Metoda de reprezentare a atitudinii prin cuaternioni este o reprezentare mai avansată a atitudinii, care oferă avantaje în evitarea problemelor de singularitate, ceea ce permite descrierea mai eficientă a atitudinii satelitelui.

2. Modelul IGRF este predestinat utilizării împreună cu magnetometrele la bordul satelitelui, care contribuie la obținerea unei determinări precise a atitudinii satelitelui și la asigurarea îndeplinirii misiunii satelitelui. De asemenea, s-a arătat că modelul IGRF se folosește la simularea câmpului magnetic de pe orbită în softuri specializate pentru a testa prin simulare controlul satelitelui pe orbită.

3. Prelucrarea datelor obținute de la magnetometre, efectuată în timp real prin algoritmi cu filtru Kalman UKF, oferă o serie de avantaje referitoare la implementare, utilitate, precizie și eficiență în comparație cu alte filtre Kalman.

3 METODE ȘI ALGORITMI DE CONTROL A ATITUDINII NANOSATELIȚILOR

În acest capitol se vor analiza strategiile de comandă a procesului de control atitudine. Deși automatizările sunt demult prezente în cele mai diverse domenii, inclusiv controlul atitudinii sateliților, necesitatea de a realiza automatizarea cât mai eficient impune un studiul al specificului proceselor supuse automatizării, iar cazul procesului de control atitudine nu este o excepție.

3.1 Algoritmi de control al atitudinii nanosateeliților

Modelul satelitelui studiat în această cercetare este de tip CubeSat. Caracteristicile satelitelui studiat sunt prezentate în tabelul 3.1.

Tabelul 3.1. Caracteristicile structurii satelitelui

Descriere	Valoare	Unități de măsură
Masa	1.00	kg
Momentele de inerție I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	0.00235, 0.00235, 0.00166	kg·m ²
Poziția centrului de masă față de centrul geometric (x, y, z)	0.0023, 0.0034, 0.0025	m
Dimensiuni	0.1×0.1×0.1135	m

Poziționarea satelitelui este realizată prin roțile de reacție, care sunt montate ortogonal pe cele trei axe x, y și z corespunzător sistemului de referință al satelitelui și funcționează pe principiul conservării momentului unghiular.

Caracteristicile roților de reacție împreună cu motorul de curent continuu la care sunt cuplate sunt indicate în tabelul 3.2.

Tabelul 3.2. Caracteristicile roților de reacție împreună cu motorul de curent continuu

Descriere	Valoare	Unități de măsură
Moment de inerție față de axă	1.25	kg·mm ²
Curent maxim	0.41	A
Viteza maximă	9000	min ⁻¹

Roțile de reacție sunt acționate de motoare care, de obicei, și sunt actuatori într-un sistem de control automat [4].

Datele experimentale privind variația vitezei motorului de curent continuu au fost modelate ca un sistem inerțial de ordinul doi:

$$H(s) = \frac{k}{(T_1s+1)(T_2s+1)} = \frac{1.0069}{3.1695s^2 + 5.0289s + 1}$$

În acest studiu, s-a propus Algoritmul Genetic pentru a sintetiza parametrii regulatorului Proportional Integral (PI), PID și hibrid PID-fuzzy care sunt destinate reglării vitezei roților de reacție cuplate la un motor cu curent continuu, în funcție de performanțele impuse.

Se sugerează stabilirea funcției obiectiv în funcție de timpul de reglare, care este propus să fie egal cu 2 secunde. Rezultatele obținute prin acordarea regulatorului PID utilizând algoritmul genetic au fost comparate cu metoda gradului maximal de stabilitate cu iterații (MSD) și performanța sistemului automat rezultată este prezentată în tabelul 3.4. [5].

Valorile parametrilor de acord pentru algoritmii de reglare PI și PID sunt prezentate în tabelul 3.3, iar performanța sistemului automat rezultată este prezentată în tabelul 3.4.

Tabelul 3.3. Parametrii de acord al regulatorului PI și PID

Nr. crt.	Regulator	Metoda	Iterații	Parametrii de ajustare		
				k_p	k_i	k_d
1	PI	GA	200	4.891	1.07	
2	PI	MSD		1.64	0.46	
3	PID	GA	55	20.402	4.58	9.12
4	PID	MSD		10.226	4.07	5.29

Tabelul 3.4. Performanțele sistemului automat

Nr.	Regulator	Metoda	Performanțele sistemului			
			t_r	t_s	σ	λ
1	PI	GA	1.39	4.56	12.044	1
2	PI	MSD	3.66	11.55	3.55	1
3	PID	GA	0.55	2.50	3.99	1
4	PID	MSD	0.93	5.039	7.83	1

Rezultatele simulării pentru sistemul automat utilizând algoritmii de control PI și PID sunt ilustrate în figurile 3.1. a) și 3.1. b), în care curba 1 reprezintă cazul acordării regulatorului prin intermediul algoritmului genetic, iar curba 2 reprezintă cazul acordării regulatorului prin metoda gradului maxim de stabilitate.

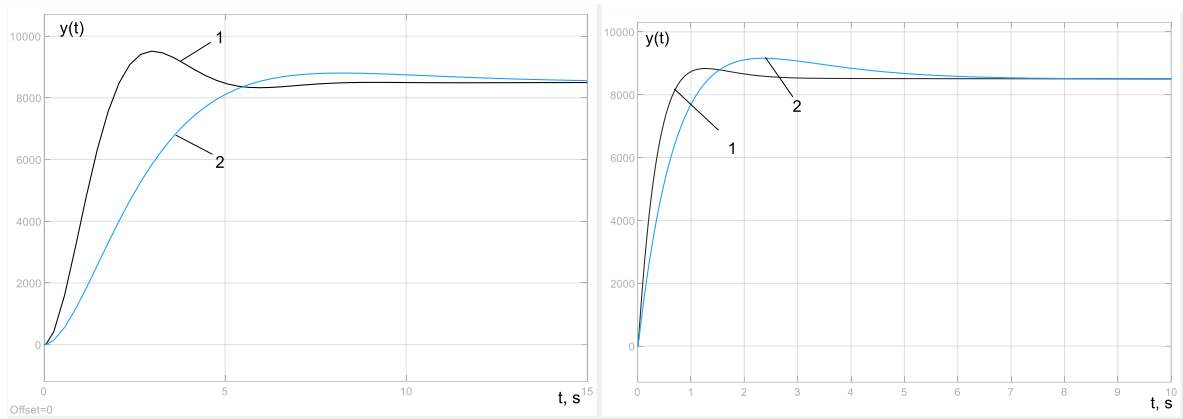


Fig. 3.1. Răspunsul sistemului automat cu obiectul de reglare (1) a) regulatorul PI; b) regulatorul PID

În mediul Simulink, pentru fiecare roată de reacție a satelitelui, a fost acordat regulatorul hibrid, care este prezentat în figura 3.2 (pentru o roată de reacție), schema întreagă de simulare a sistemului este prezentată în anexa 1 din teză.

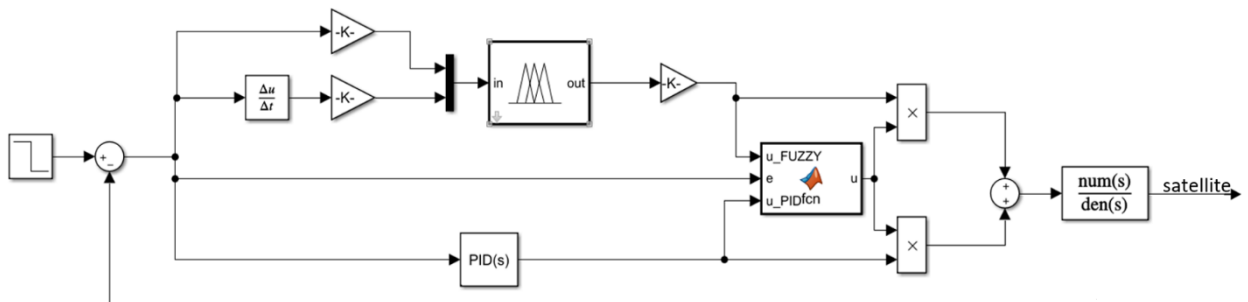


Fig. 3.2. Schema de simulare a sistemului cu regulatorul fuzzy PID hibrid Simulink

În continuare s-a efectuat simularea poziționării satelitelui utilizând algoritmul de reglare hibrid PID-fuzzy și răspunsurile tranzitorii ale sistemului de control al poziționării satelitelui sunt prezentate în figura 3.3. În figura 3.3 se observă că algoritmul de reglare hibrid PID-fuzzy asigură un timp de stabilire a satelitelui egal cu 2 secunde.

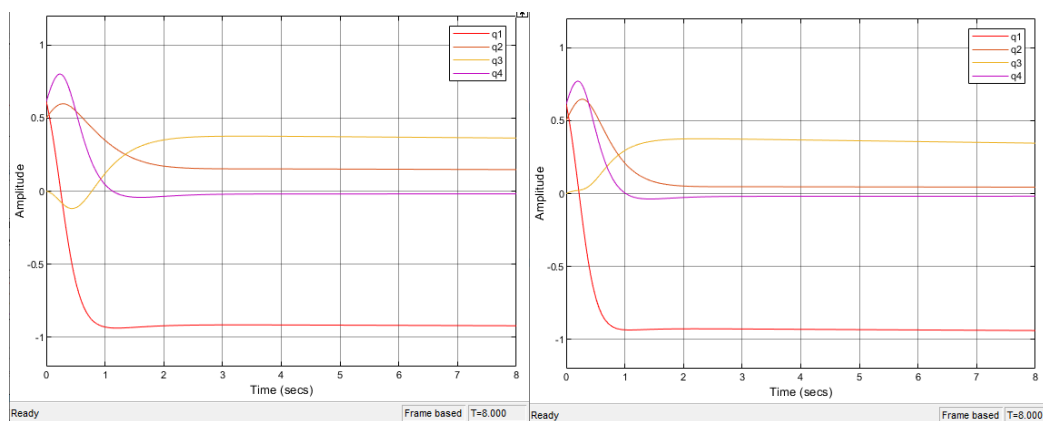


Fig. 3.3. Procesul tranzitoriu sistemului automat a) cu regulatorul PID; b) cu regulatorul hibrid fuzzy-PID

Din rezultatele simulării, se poate observa că utilizarea algoritmului de regulare PID fuzzy hibrid are performanțe mai bune decât sistemul cu regulator PID, înregistrând o performanță de poziționare de 2 secunde.

3.2 Concluzii la capitolul 3

1. A fost efectuată o identificare experimentală a unui model matematic care aproximează dinamica motorului de curent continuu, iar regulatoarele PI și PID au fost acordate la modelul obiectului obținut folosind metoda gradului maximal de stabilitate și algoritmul genetic. S-a determinat că, în cazul acordării regulatoarelor PI și PID prin algoritmul genetic, s-au obținut procese tranzitorii cu o performanță mai bună în cazul ambelor regulatoare: PI (timpul de stabilizare 4,56 secunde) și PID (timpul de stabilizare 2,5 secunde). Dar, în cazul utilizării metodei gradului maximal de stabilitate, sistemul automat are o robustețe mai mare în comparație cu algoritmul genetic.

2. Rezultatele obținute în urma simulărilor au arătat că strategiile de inteligență artificială, în special logica fuzzy, aduc la îmbunătățirea performanțelor sistemului atitudinii nanosateleților. S-a arătat că regulatorul hibrid depășește performanța regulatorului PID în ceea ce privește timpul de stabilizare. Dacă în cazul regulatorului PID obținem o performanță de 2,5 secunde, atunci, aplicând regulatorul hibrid obținem performanța de 2 secunde. Rezultatul obținut contribuie la dezvoltarea unui sistem de control automat al poziționării unui nanosatelit pe 3 axe prin intermediul roților de reacție, care permite și verificarea experimentală a algoritmilor de reglare.

3. S-a demonstrat în mod experimental validitatea modelului matematic pe exemplul motorului electric de tip FK130SH cu roata volantă utilizând platforma NUCLEO-F303K8 de la ST Microelectronics.

4 IMPLEMENTAREA METODELOR ȘI PROCEDURILOR DE CONTROL AL NANOSATELIȚILOR

4.1 Elaborarea algoritmului de control al atitudinii cu magnetorquer pentru TUMnanoSAT

TUMnanoSAT este echipat cu componentele esențiale pentru sistemul de determinare și control al atitudinii. Pe lângă scopul educațional pentru studenți, obiectivul principal al TUMnanoSAT este de a dezvolta un ADCS fiabil și precis pentru nanosateleții viitori, marcând un punct crucial pentru implementarea formațiilor de nanosateleți [3]. Sistemul ADCS permite satelitului să identifice orientarea sa în spațiu, să controleze și să mențină această atitudine în măsura în care capacitatea de acționare o permite.

Schema structurală a sistemului de control atitudine cu un set de senzori și un set de elementele de execuție – magnetorquer-i este prezentată în figura 4.1.

Setul de senzori cuprinde următoarele componente:

- magnetometru digital tri-axial – 2 unități;
- accelerometru digital tri-axial – 2 unități;
- senzori solari de tip analogic – 5 unități (pe fiecare plan al nanosatelitului, cu excepția planului Z+);
- microgiroscop digital – 3 unități (pe fiecare axă X, Y și Z).

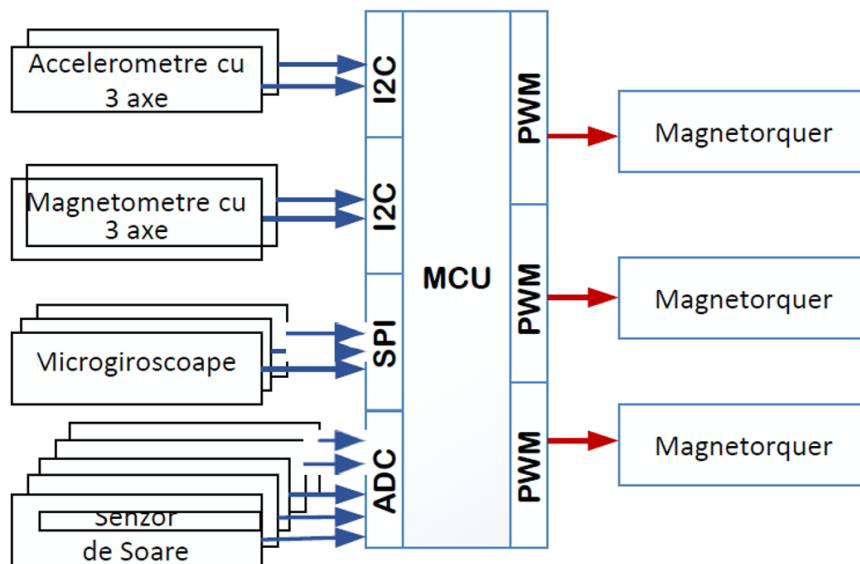


Fig. 4.1. Schema structurală a sistemului de control atitudine TUMnanoSAT [15]

Setul de elemente de execuție este format din magnetorquer-i (a câte unul pe planurile X, Y și Z). În baza analizei unei game de astfel de senzori, am stabilit setul care ne asigură toate cerințele ADCS al TUMnanoSAT. S-a ales senzorul LIS3MDL de la STMicroelectronics, care este un senzor magnetic triaxial cu consum redus de energie și performanță înaltă, cu game complete selectabile de utilizator de $\pm 4/8/12/16$ Gauss și un ADC de 12 biți, permițând o precizie de direcție între 1° și 2° .

Accelerometrul digital triaxial – senzorul AIS328DQ, produs de STMicroelectronics, este un accelerometru liniar pe 3 axe de înaltă performanță și cu consum redus de energie. Acest senzor dispune de o scară selectabilă de utilizator, de $\pm 2g/\pm 4g/\pm 8g$ și poate măsura accelerații cu rate de date cuprinse între 0,5 Hz și 1 kHz.

Controlul atitudinii nanosatelitului prezintă reorientarea poziției actuale a nanosatelitului către altă poziție solicitată (de referință). Dat fiind faptul că atât camera de luat vederi, cât și antena sunt plasate pe suprafața Z+, există doar o poziție de referință – suprafața Z+ să fie orientată spre suprafața terestră, adică spre direcția "Nadir". Schema controlului atitudinii constă în controlul iterativ al câmpului magnetic generat de magnetorquer-i în scopul orientării suprafeței Z+ către

Nadir, dacă poziția curentă a suprafeței Z+ diferă de Nadir pe perioada stabilită pentru controlul atitudinii. S-a elaborat algoritmul de control atitudine reprezentat în figura 4.2.

În baza algoritmului se realizează următoarele: se stabilește poziția solicitată (de referință), în cazul particular, când suprafața Z+ să fie orientată spre direcția "Nadir", apoi se determină poziția nanosatelitului la momentul curent în baza senzorilor ADCS: magnetometrelor, accelerometrelor, microgiroscoapelor și celor solari, se activează modulul de determinare a atitudinii curente.

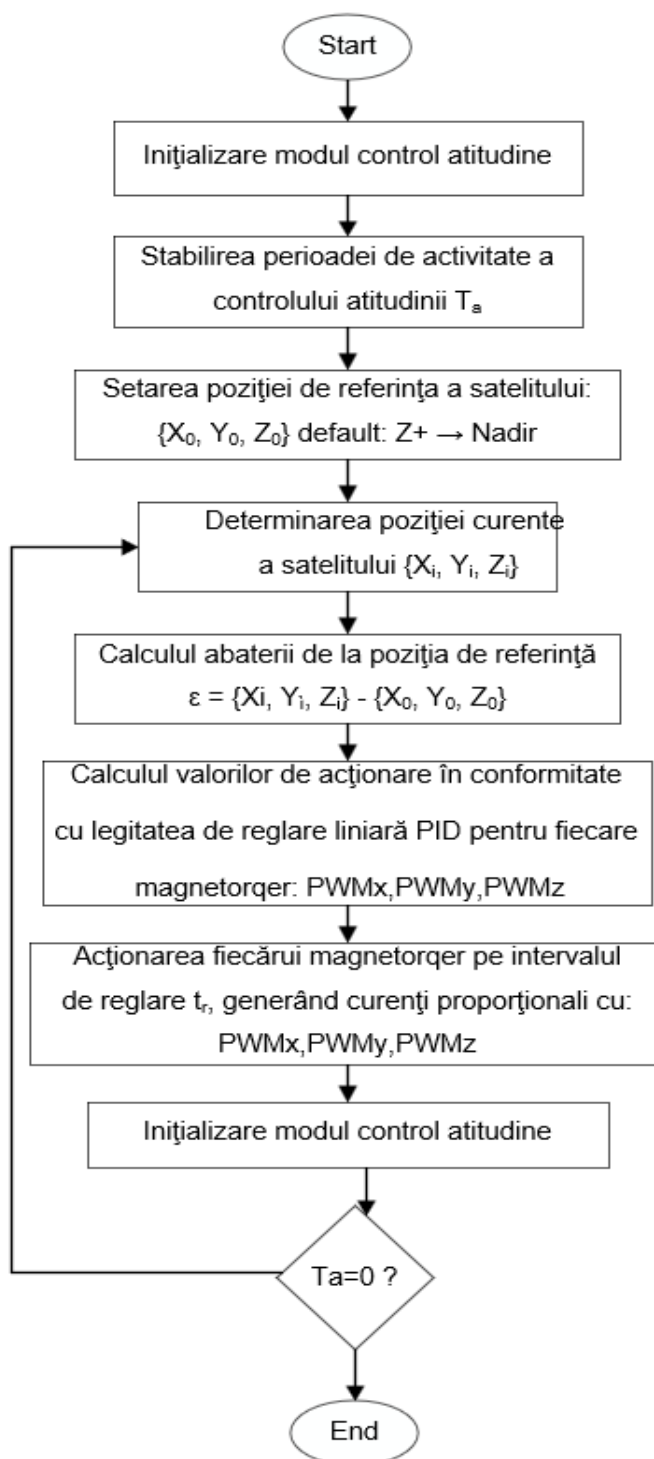


Fig. 4.2. Algoritmul de control atitudine al nanosatelitului TUMnanoSAT

Se verifică dacă atitudinea curentă diferă de cea de referință. În astfel de caz, se apelează procedura de calcul pentru acționarea fiecărui magnetorquer aparte, aplicând legătura de reglare liniară PID.

Urmează acționarea magnetorquerilor pe durata intervalului de reglare, t_r . De regulă, e un interval scurt, de 2-5 secunde, apoi se repetă algoritmul până se atinge scopul, adică suprafața Z+ să fie orientată spre suprafața terestră.

4.2 Verificarea experimentală a controlului atitudinii sateliților în câmp magnetic

Controlul atitudinii nanosateliților necesită argumentare teoretică, verificare prin simulare și experimentare reală în condiții similare celor spațiale. În acest compartiment se va prezenta sistemul triaxial magnetic, care a fost elaborat la Centrul Național Tehnologii Spațiale (CNTS) din cadrul UTM cu participarea nemijlocită a autorului și metoda de testare experimentală a controlului atitudinii nanosateliților.

Sistemul triaxial cu bobine Helmholtz funcționează în baza legii Biot-Savart, care reflectă magnitudinea și vectorul câmpului magnetic în dependență de curentul în bobine și parametrii ei constructivi:

$$dB = \frac{\mu_0 I dL \times \vec{r}}{4\pi r^3},$$

unde B este intensitatea câmpului magnetic măsurat în Tesla (T), I este curentul prin bobină, r este raza bobinei, \vec{r} este vectorul de poziție față de curent și μ_0 este permeabilitatea spațiului liber ($4\pi * 10^{-7} N A^{-2}$).

Deși bobinele circulare produc cel mai uniform câmp magnetic, au fost propuse bobinele pătrate, care sunt mai ușor de realizat pentru aplicația menționată. Ținând cont de construcția simulatorului propus, formula (4.1) reflectă dependența intensității câmpului magnetic:

$$B(x) = 2 \frac{\mu_0 n I}{\pi} \left(\frac{a^2}{[(z-d)^2+a]\sqrt{(z-d)^2+2a^2}} + \frac{a^2}{[(z+d)^2+a]\sqrt{(z+d)^2+2a^2}} \right), \quad (4.1)$$

unde: a este lungimea laterală a bobinelor pătrate, d este distanța dintre bobine, n este numărul de spire în bobină, iar I este curentul care trece prin spire. Formula (4.1) este utilizată pentru modelarea câmpului magnetic pe trei axe ale standului magnetic cu bobine Helmholtz [2].

Simulatorul magnetic, elaborat la Centrul Național Tehnologii Spațiale (CNTS) din cadrul UTM, este prezentat în figura 4.3. Conține trei perechi de bobine amplasate ortogonal pe toate 3 axe, alimentate de surse de alimentare programabile individuale, sistem de comandă și monitorizare.

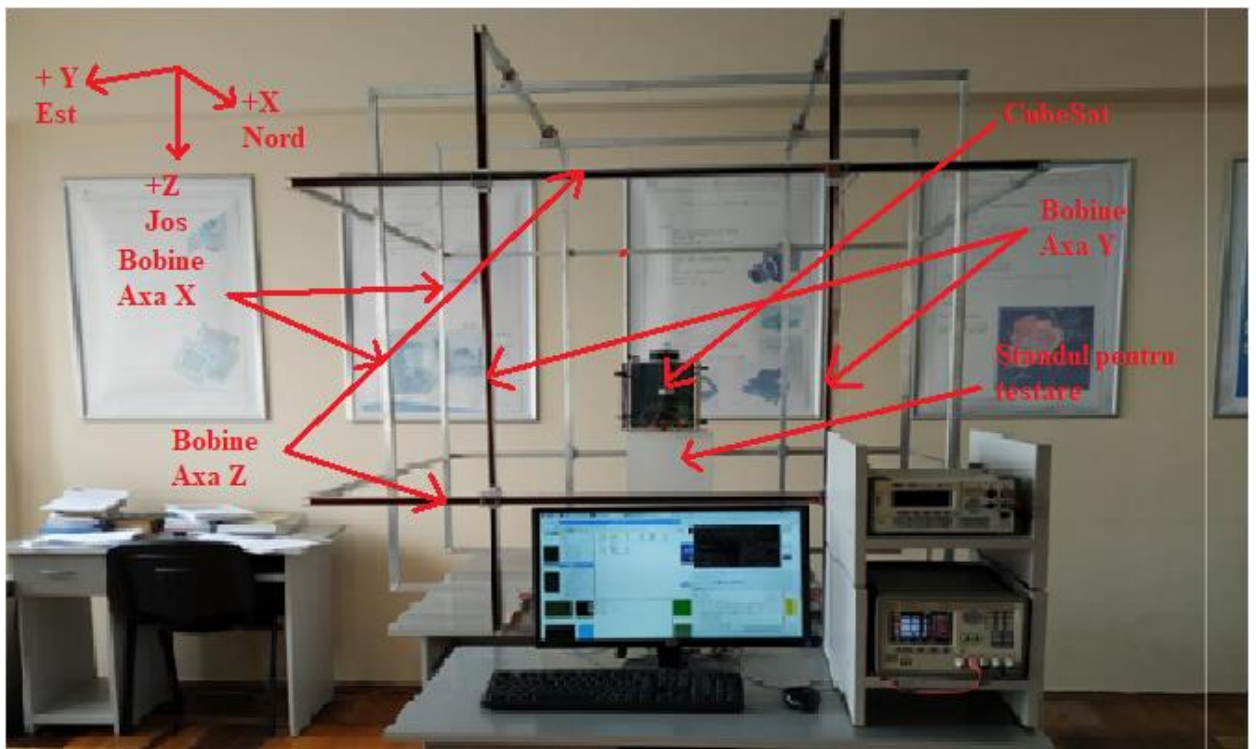


Fig. 4.3. Simulatorul triaxial cu bobine Helmholtz realizat la Centrul Național de Tehnologii Spațiale, UTM

Scopul elaborării simulatorului magnetic este automatizarea experimentelor de testare a controlului atitudinii nanosateliților în condiții similare celor de pe orbită. Pentru atingerea scopului, s-au stabilit următoarele cerințe, care apoi s-au implementat în acest sistem:

- algoritmul de determinare și control al atitudinii trebuie realizat pe nanosatelit tip CubeSat;
- standul magnetic trebuie să permită testarea CubeSat-ului de diferite dimensiuni;
- simulatorul triaxial trebuie să genereze câmp magnetic uniform într-un volum de aproximativ $2 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ pentru a cuprinde toată gama de nanosateliți;
- simulatorul triaxial trebuie să poată reproduce un câmp magnetic în mod dinamic similar celui de pe orbită;
- câmpul magnetic local trebuie să fi compensat de câmpul magnetic generat;
- intensitatea câmpului magnetic generat de simulatorul triaxial trebuie să fie suficientă pentru acoperirea valorilor câmpului magnetic de pe orbita LEO;
- să permită calibrarea magnetometrelor, inclusiv celor de pe bordul nanosatelitului.â

Pentru o validare mai precisă a simulatorului dezvoltat, s-a realizat scenariul de o singură orbitare, în vederea obținerii mai multor date cu o discreditate mai mare. Rezultatele simulării pe o orbită sunt prezentate în figura 4.4.

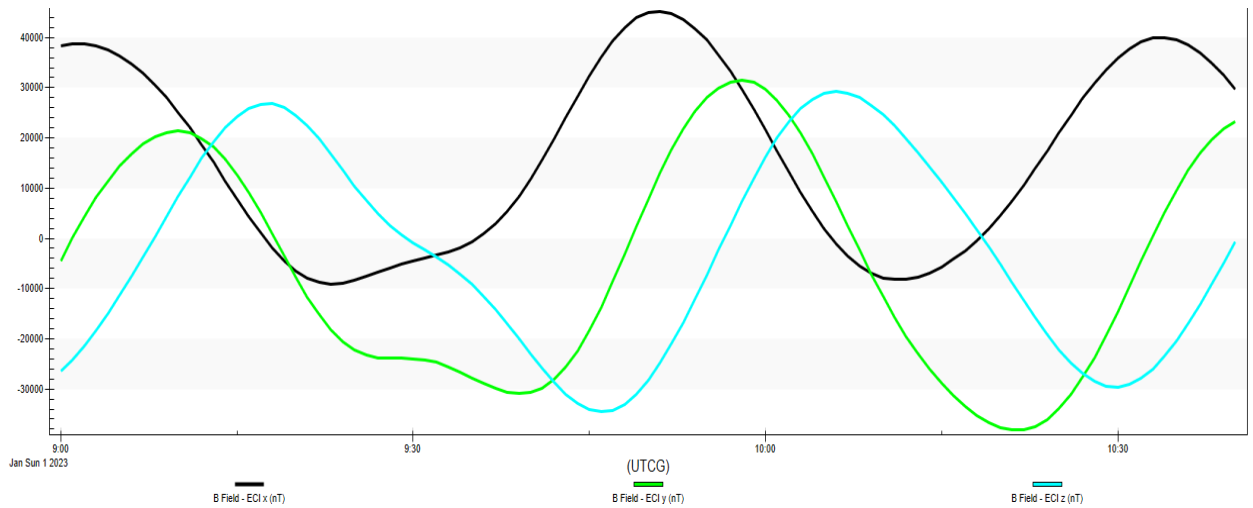


Fig. 4.4. Valoarea intensității componentelor magnetice pe 3 axe pentru o singură orbită

Aceste date au fost ulterior exportate în un fișier, care a servit drept date de intrare pentru simulatorul triaxial descris mai sus. În cadrul setărilor inițiale ale platformei s-a realizat compresarea câmpului local geomagnetic și s-a efectuat calibrarea magnetometrului din sistem.

Pentru o vizualizare, în figura 4.5 este prezentat modelul IGRF simulat și datele nemijlocite măsurate de către magnetometru.

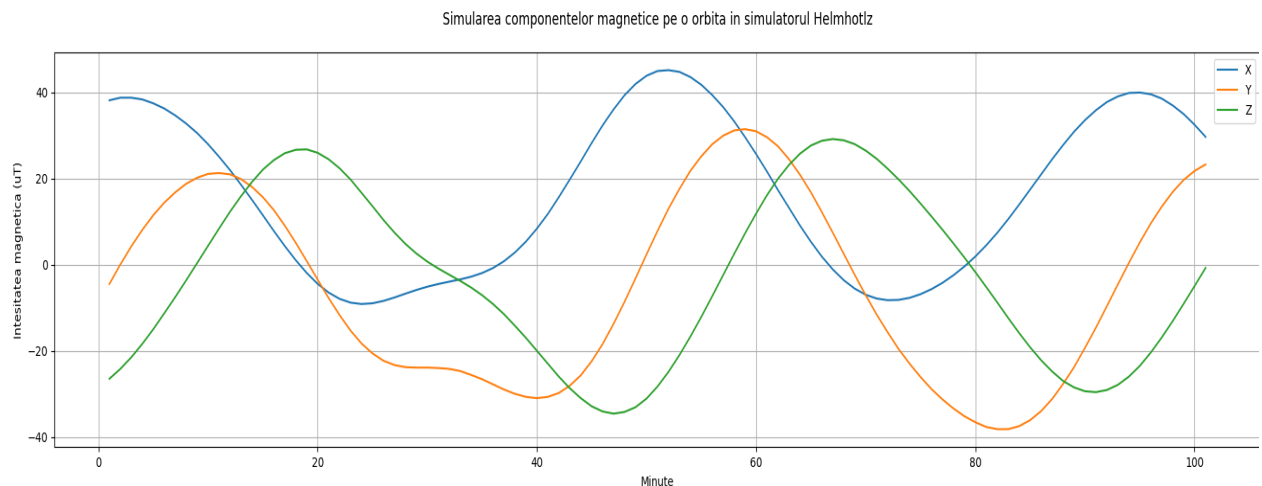


Fig. 4.5. Comparația dintre modelul IGRF și câmpul magnetic simulat

Rezultatele preliminare demonstrează că simulatorul triaxial, proiectat și dezvoltat în cadrul Centrului Tehnologii Spațiale UTM, poate fi folosit pentru testarea și verificarea algoritmilor de control al atitudinii sateliților, cât și pentru calibrarea magnetometrelor care ulterior for fi amplasate în subsistemul ADCS al satelitului.

4.3 Platforma de acordare a reguletoarelor PID prin metoda Fuzzy

După cum s-a menționat în capitolul 3, reguletoarele PID pot funcționa într-un mod optim, care asigură criteriul de optimizare: perioadă minimă de stabilizare a procesului reglat și minim de erori de abatere de la valoarea de referință [1]. De asemenea s-a prezentat că funcționarea în mod

optim este mai mult o excepție din cauza a multor factori aleatorii, care influențează procesul supus reglării.

În teză este descrisă ideea de acordare a regulatorului PID utilizând abordarea fuzzy care constă în aplicarea algoritmilor euristici de acordarea regulatorului PID, figura 4.6. Platforma propusă de acordare fuzzy a reglatoarelor PID are două componente de bază:

- controlerul fuzzy, care analizează caracteristicile regulatorului PID și determină parametrii regulatorului, ce necesită acordare și în ce măsură;
- aplicațiile de instruire a controlerului Fuzzy prin intermediul cărora experții în domeniu creează funcțiile de apartenență pentru fuzificarea/defuzificarea parametrilor regulatorului PID, elaborează baza de reguli de producție fuzzy, care formează ”inteligența” controlerului în luarea deciziilor.

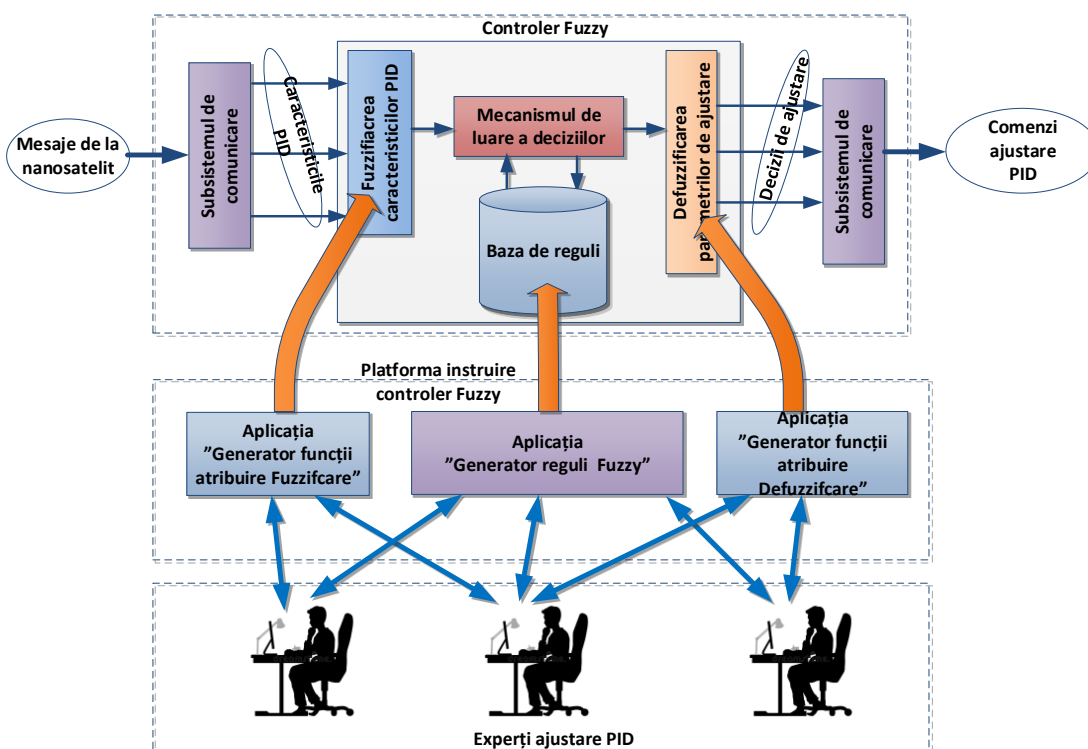


Fig. 4.6. Structura de acordare a regulatorului fuzzy

Schema propusă de acordare fuzzy a regulatorului PID e următoarea:

1. Subsistemul de comunicare cu nanosatelitul transmite comenzi, cu care se solicită caracteristicile regulatorului nominalizat din controlul atitudinii nanosatelitelui.
2. Valorile numerice ale caracteristicilor regulatorului se transformă în valori fuzzy în baza funcțiilor de apartenență individualizate pentru fiecare din ele.
3. Motorul/mecanismul de luarea a deciziilor selectează din baza de reguli fuzzy pe acele asociate cu caracteristicile regulatorului PID și determină valorile fuzzy ale parametrilor de ieșire, care vor produce acordarea regulatorului.
4. Valorile fuzzy ale parametrilor de ieșire sunt transformate în valori numerice/cantitative.

5. Subsistemul de comunicare transmite lista de parametri de acord a reguletoarelor PID.

4.4 Concluzii la capitolul 4

1. S-a prezentat algoritmul de control al atitudinii satelitelui TUMnanoSAT, care a fost proiectat și elaborat în cadrul programului de stat “Elaborarea și lansarea seriei de nanosateți cu misiuni de cercetare de pe stația spațială internațională, monitorizarea, postoperarea lor și promovarea tehnologiilor spațiale” la Centrul de Tehnologii Spațiale al UTM, cu participarea nemijlocită, în calitate de cercetător științific, a autorului prezentei teze de doctor.

2. Simulatorul triaxial de câmp magnetic, elaborat în cadrul Centrului de Tehnologii Spațiale al UTM, permite simularea câmpului magnetic uniform în centrul sistemului triaxial într-un volum de aproximativ $2 \times 10^{-3} \text{ m}^3$. Astfel, sistemul elaborat permite simularea câmpului magnetic de pe o orbită selectată a satelitelui pentru calibrarea magnetometrelor care sunt folosite pentru măsurarea câmpului magnetic și cercetarea controlului satelitelui prin magnetorquer-i.

3. Platforma de acordare a reguletoarelor PID prin metoda fuzzy permite acordarea ulterioară a reguletoarelor PID în cazul unei durate mari de stabilizare, totodată contribuie la îmbunătățirea performanței sistemului, dacă în timpul procesului apar careva factori imprevizibili care influențează performanța și nu au fost detectați la etapa de proiectare și testare.

4. Rezultatele experimentale de verificare a comportamentului nanosatelitelui în simulatorul de câmp magnetic, sunt recomandate pentru dezvoltarea unei game largi de nanosateți.

CONCLUZII GENERALE ȘI RECOMANDĂRI

În această lucrare este realizată analiza situației în domeniul controlului atitudinii sateliților de tip CubeSat cu diverse misiuni satelitare. S-a constatat că nanosateți se folosesc în misiuni atât educaționale, cât și de cercetare. Un rol important în îndeplinirea misiunilor îl joacă sistemul de control al atitudinii pentru a efectua manevrele necesare misiunilor și oprirea nanosatelitelui din mișcarea necontrolată generată de forțele externe care acționează asupra satelitelui.

1. A fost efectuată identificarea experimentală a unui model matematic care aproximează dinamica motorului de curent continuu, iar reguletoarele PI și PID au fost acordate la modelul obiectului obținut folosind metoda gradului maximal de stabilitate și algoritmul genetic. S-a determinat că, la acordarea reguletoarelor PI și PID prin algoritmul genetic, s-au obținut procese tranzitorii cu o performanță mai bună în cazul ambelor reguletoare: 1) PI cu timpul de reglare 4,56 secunde, timpul de reglare este cu 50% mai mic; 2) PID timpul de reglare 2,5 secunde, la fel cu 50% mai mic. Dar, în cazul utilizării metodei gradului maximal de stabilitate, sistemul automat are o robustețe mai mare în comparație cu algoritmul genetic.

2. A fost realizat modelul matematic al descrierii atitudinii satelitelui, iar rezultatele obținute în urma simulărilor au arătat că strategiile de inteligență artificială, în special logica fuzzy, îmbunătățesc controlul atitudinii nanosateliților. S-a demonstrat că regulatorul hibrid depășește performanța regulatorului PID în ceea ce privește timpul de reglare, dacă în cazul regulatorului PID obținem o performanță de 2,5 secunde, atunci, aplicând regulatorul hibrid, obținem performanța de 2 secunde, ceea ce micșorează timpul de reglare cu 20%. Rezultatul obținut contribuie la dezvoltarea unui sistem de control automat al poziționării unui nanosatelit pe 3 axe prin intermediul roților de reacție, care permite și verificarea experimentală a algoritmilor de reglare.

3. A fost proiectat și implementat algoritmul de control al atitudinii nanosatelitului TUMnanoSAT, în cadrul programului de stat “Elaborarea și lansarea seriei de nanosateliti cu misiuni de cercetare de pe stația spațială internațională, monitorizarea, postoperarea lor și promovarea tehnologiilor spațiale” la Centrul de Tehnologii Spațiale al UTM, asigură controlul atitudinii cu precizia de 1-5 grade.

4. A fost proiectat și realizat simulatorul triaxial de câmp magnetic în cadrul Centrului de Tehnologii Spațiale al UTM, care asigură generarea câmpului magnetic uniform în centrul sistemului triaxial într-un volum de aproximativ $2 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ în diapazonul de $-200 \mu\text{T}$:- $+200 \mu\text{T}$ cu o precizie de $0,7 \mu\text{T}$ care permite simularea câmpului magnetic de pe orbita selectată a nanosatelitului, care asigură testarea, calibrarea magnetometrelor și cercetarea algoritmului de controlul atitudine a nanosatelitului.

5. A fost dezvoltată platforma de acordare a reguletoarelor PID prin metoda fuzzy care asigură identificarea ulterioară a parametrilor de acord a regulatorului PID și contribuie îmbunătățirea performanței prin micșorarea timpului de reacție a sistemului, dacă în procesul de reglare apar factori imprevizibili ce diminuează performanța sistemului.

Recomandări

Ca direcții de cercetare de viitor:

1. Cercetarea și dezvoltarea metodelor de control a atitudinii nanosateliților cu abordare mixtă (inerțială și magnetică) pentru structuri mai complexe 1.5U, 2U, 3U.
2. Cercetarea posibilității de modernizare a algoritmilor de control atitudine cu utilizarea rețelelor neuronale.
3. Cercetarea posibilității majorării performanțelor algoritmilor de control atitudine în baza circuitelor FPGA.

BIBLIOGRAFIE

1. BELLO, Á., OLFE, K., RODRÍGUEZ, J., EZQUERRO, J. M., LAPUERTA, V. Experimental verification and comparison of fuzzy and PID controllers for attitude control of nanosatellites. In: *Advances in Space Research*, COSPAR 2022, Volume 71, Issue 9, pp. 3613-3630. DOI 10.1016/j.asr.2022.05.055.
2. BOSTAN, Ion, BOSTAN, Viorel, SECRIERU, Nicolae, MELNIC, Vladimir, ILCO, Valentin, MARTÎNIUC, Alexei, VĂRZARI, Vladimir. Tri-axial square Helmholtz coil for testing satellite stabilization with magnetorquers. In: *Electronics, Communications and Computing*, Ed. 10, 23-26 octombrie 2019, Chişinău. Chişinău, Republica Moldova: 2019, Editia 10, pp. 18-19. ISBN 978-9975-108-84-3.
3. BOSTAN, V., BOSTAN, I., ILCO, V., MELNIC, V., MARTÎNIUC, A., VĂRZARU, V., SECRIERU, N., GUȚU, M., VERJBIȚKI, V., MAGARIU, N. LUPAN, O. *Programul KIBOCUBE: Provocările și experiența Universității Tehnice a Moldovei în dezvoltarea nanosateliților*. Chişinău: Universitatea Tehnică a Moldovei © 2022, tipar: Bons Offices, 259 p. ISBN 978-9975-166-65-2.
4. COJUHARI, I., FIODOROV, I., IZVOREANU, B., BARANOV, S., MORARU, D., MELNIC, R. Reglarea turațiilor motorului de curent continuu în mediul de programare LabView. In: *Microelectronics and Computer Science*, 19-21 octombrie 2017, Chisinau. Chişinău, Republica Moldova: Universitatea Tehnică a Moldovei, 2017, Ediția 9, pp. 267-270. ISBN 978-9975-4264-8-0 .
5. IZVOREANU, B. The Iterative Algorithm of Tuning Controllers to the Models Object with Inertia and Time Delay: *Conference on Electrical and Power Engineering*, 28-30 octombrie 2010, Iași. Iași, România: Technical University “Gheorghe Asachi” of Iași, 2010, Editia 6-a, Vol. 2, pp. 24-27. ISBN 978-606-13-0079-2; 978-606-13-0078-5.
6. JANSON, Siegfried W. Future Directions: Thirty-Five Years of Small Satellites. [online] In: *35th Annual Small Satellite Conference (Virtual Version)* August 7-12 2021, Utah State University, Logan, UT, pp1-17 [citat 25.05.2023]. Disponibil: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=5143&context=smallsat>
7. SwissCube: seven years in space and still active. EPFL © 2023 [citat 25.05.2023]. Disponibil: <https://actu.epfl.ch/news/swisscube-seven-years-in-space-and-still-active/>
8. TRUSCULESCU, M.F., PISO, M., DRAGASANU, C., BALAN, M., PANDELE, A. *Scientific Experiments On Board The Goliat Cubesat*, Conference: 62nd International Astronautical Congress 2011, At: Cape Town, South Africa, Volume: IA-11/B4/2/6.
9. WERTZ, J. *Spacecraft Attitude Determination and Control*: Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, The Netherlands, 1984, pp. 510-514. ISBN 978-902-771-204-2

LISTA LUCRĂRILOR PUBLICATE LA TEMA TEZEI

I. Lucrări științifice

Articole în reviste științifice (în reviste din alte baze de date acceptate de către ANACEC):

1. MELNIC, V., COJUHARI, I. Estimation of the mathematical model of the dc motor coupled with a reaction wheel. In: *ROMAI Jurnal*, V.14, No.2, 2018, pp. 103–112. ISSN (P)1841-5512. Disponibil: <https://rj.romai.ro/arhiva/2018/2/Melnic-et-al.pdf>

2. BOSTAN, I., PISO, I.-M., BOSTAN, V., BADEA, A., SECRIERU, N., TRUSCULESCU, M., CANDRAMAN, S., MARGARINT, A., MELNIC, V. Arhitectura rețelei stațiilor terestre de comunicații cu sateliți. *Revista de Știință, Inovare, Cultură și Artă "Akademos"*, AȘM-Chișinău. Numărul 2(41)/2016, pp 69-76. **Categoria B**. ISSN 1857-0461.

Articole în reviste științifice (în reviste din Registrul Național al revistelor de profil):

3. MELNIC, V. Attitude control of the nanosatellite using a hybrid fuzzy algorithm by means of the reaction wheels. In: *Journal of engineering science*, No. 2, Vol. 30, 2023, pp. 104–116. **Revistă de categoria B+**, ISSN 2587-3474.

Disponibil: [https://doi.org/10.52326/jes.utm.2023.30\(2\).09](https://doi.org/10.52326/jes.utm.2023.30(2).09)

4. BOSTAN, V., BOSTAN, ION., ILCO. V., MELNIC, V., MARTÎNIUC, A., VĂRZARU, V., SECRIERU, N., GUȚU, M., LUPAN, O., VERJBIȚKI, V., MAGARIU, N. O privire generală asupra experienței Universității Tehnice din Moldova de construire și lansare a nanosatelitului TUMnanoSAT. In: *Fizica și Tehnologiile Moderne*, Vol. 20, Nr. 3-4 (79-80), 2022, pp. 7-32. Disponibil: https://ibn.idsi.md/sites/default/files/imag_file/7-32.pdf

II. Articole în culegeri științifice

Articole în lucrările conferințelor științifice internaționale (din străinătate):

5. MELNIC, V. Estimation of the mathematical model of the dc motor coupled with a reaction wheel based on the genetic algorithm. In: *Machines Technologies Materials*. 11-14 december. Bulgaria. Issue 12/2019. ISSN 1314 507X, pp. 532-534. Disponibil: <https://stumejournals.com/journals/mtm/2019/12/532.full.pdf>

Articole în lucrările conferințelor științifice internaționale (organizate în RM):

6. MELNIC, V., COJUHARI, I. Tuning the Fuzzy Controller for Speed Control of the DC Motor. In: *The 12th International Conference on Electronics, Communications and Computing*, 20-21 octombrie 2022, Chișinău: Tehnica-UTM, 2023, pp. 240-243. Disponibil: DOI: 10.52326/ic-ecco.2022/CE.05

7. BOSTAN, I., BOSTAN, V., SECRIERU, N., VĂRZARU, V., MELNIC, V., MARTINIUC, A., ILCO, V., The Experience of Preparing to Launch the TUMnanoSAT nanosatellite, At: *the 12th International Conference on Electronics, Communications and*

Computing, 21-22 October, 2021, Chisinau, pp. 106-110. Disponibil: <https://doi.org/10.52326/ic-ecco.2021/EL.05>

8. **MELNIC, V.**, COJUHARI, I. Synthesis the PID Control Algorithm for Speed Control of the DC Motor based on the Genetic Algorithm, At: *the 12th International Conference on Electronics, Communications and Computing*, 21-22 October, 2021, Chişinău, pp. 148-151. Disponibil: <https://doi.org/10.52326/ic-ecco.2021/CE.03>

9. **MELNIC, V.**, COJUHARI, I. Experimental Identification of the Mathematical Model of the DC Motor based on the Genetic Algorithm. In: *Proceedings of the Workshop on Intelligent Information Systems WIIS2020*, December 04-05, 2020, Chişinău, pp. 109-114. Disponibil: https://ibn.idsi.md/sites/default/files/imag_file/109-114_18.pdf

10. BOSTAN, V., BOSTAN, I., ILCO, V., **MELNIC, V.**, MARTÎNIUC, A., SECRIERU, N. KiboCUBE program for the launch of the TUMnanoSAT nanosatellite. In: *The 10th international conference on Electronocs, Communications and Computing*. 23-26 octombrie 2019, pp. 20-21. Disponibil: <http://repository.utm.md/handle/5014/5745>

11. BOSTAN, I., BOSTAN, V., **MELNIC, V.**, ILCO, V., MARTÎNIUC, A., VĂRZARU, V. Tri-axial Square Helmholtz Coil For Testing Satellite Stabilization With Magnetorquers. In: *The 10th international conference on Electronocs, Communications and Computing*. 23-26 octombrie 2019, pp. 18-19.

12. SECRIERU, N., LEVINET, N., **MELNIC, V.**, CANDRAMAN, S., ILCO, V., I., GIRSCAN, A., MARGARINT, A. Nanosatellite TUMnanoSat II for tracking and measure of the orbital parameters and decline. The 9th International Conference on Microelectronics and Computer Science & The 8th Conference of Physicists of Moldova, Chişinău, Republic of Moldova, October 19-21, 2017, Univ. Tehn. a Moldovei. – Chişinău: Tehnica-UTM, 2017-ISBN 978-9975-45-329-5. Pagina 151-154.

III. Monografii

13. BOSTAN, V., BOSTAN, I., ILCO, V., **MELNIC, V.**, MARTÎNIUC, A., VĂRZARU, V., SECRIERU, N., GUȚU, M., VERJBIȚKI, V., MAGARIU, N. LUPAN, O. *Programul KIBOCUBE: Provocările și experiența Universității Tehnice a Moldovei în dezvoltarea nanosatelitelor*. Chişinău: Universitatea Tehnică a Moldovei © 2022, tipar: Bons Offices, 259 p. ISBN 978-9975-166-65-2.

ADNOTARE

la teza ”Modelarea matematică și simularea computațională a comportamentului dinamic pe orbită a nanosatelitelor” prezentată de către MELNIC Vladimir pentru conferirea titlului științific de doctor în informatică, Chișinău, 2024

Structura tezei. Teza de doctor cuprinde introducerea, patru capitole, concluzii, bibliografia cu 129 titluri, 6 anexe, 114 pagini text de bază, inclusiv 62 figuri și 11 tabele. Rezultatele obținute sunt publicate în 12 lucrări științifice.

Cuvinte cheie: atitudine sateliți, metode determinare și control atitudine, modele și algoritmi de control atitudine, sisteme de control atitudine, platforme verificare și acordare algoritmilor de control atitudine.

Scopul lucrării: dezvoltarea unui model matematic de descriere a atitudinii satelitului pe orbită și simularea computațională a poziționării sale.

Noutatea și originalitatea științifică: Sinteza algoritmilor de control al atitudinii nanosatelitelor pe orbită în baza algoritmilor clasici de reglare, regulatorului fuzzy și regulatorului hibrid fuzzy-PID.

Problema științifică soluționată constă în elaborarea modelului matematic de descriere a comportamentului dinamic al nanosatelitelor pe orbită și sinteza algoritmilor inteligenți de conducere care asigură performanța necesară în vederea poziționării nanosatelitelor pe orbită.

Semnificația teoretică o reprezintă elaborarea și dezvoltarea unei noi soluții pentru sporirea eficienței algoritmilor de conducere a poziționării nanosatelitelor.

Valoarea aplicativă a lucrării constă în: 1) elaborarea algoritmilor de control atitudine pentru nanosateliti în baza roților de reacție; 2) algoritmul de control al atitudinii nanosatelitelor TUMnanoSAT; 3) elaborarea platformei de procesare și analizare a datelor privind procesul de poziționare a nanosatelitelor în vederea îmbunătățirii performanțelor.

Implementarea rezultatelor științifice constă în utilizarea modelelor și sistemelor elaborate pentru nanosatelitul ”TUMnanoSAT” în cadrul Centrului Tehnologii Spațiale UTM. Valoarea aplicativă a lucrării se confirmă inclusiv prin actul de implementare a rezultatelor obținute.

ABSTRACT

to the thesis "Mathematical modeling and computational simulation of the dynamic behavior on orbit of nanosatellites" presented by MELNIC Vladimir for conferring the Ph.D title in computer science, Chişinău, 2024

Structure of the dissertation. The doctoral dissertation includes an introduction, four chapters, a conclusion, a bibliography of 129 titles, 6 appendices, 114 pages of main text, including 62 figures and 11 tables. The results obtained were published in 12 scientific articles.

Key words: nanosatellite orientation, methods for determining and controlling attitude, models and algorithms for attitude control, attitude control systems, platforms for testing and providing attitude algorithms.

Purpose of the work: development of a mathematical model describing the position of the satellite in orbit, and computer modeling of its positioning.

Scientific novelty and originality: Synthesis of nanosatellite attitude control algorithms on orbit based on classical control algorithms, fuzzy controller and fuzzy-PID hybrid controller.

The solved scientific problem consists in the development of the mathematical model describing the dynamic behavior of the nanosatellite in orbit and the synthesis of the intelligent driving algorithms that ensure the necessary performance in order to position the nanosatellites in orbit.

Theoretical importance lies in the design and development of a new solution to improve the efficiency of nanosatellite positioning control algorithms..

The applied value of the work lies in: 1) development of nanosatellite orientation algorithms based on reaction wheels; 2) algorithm for controlling the orientation of the TUMnanoSAT nanosatellite; 3) development of a platform for processing and analyzing data from the nanosatellite positioning process in order to increase performance.

The implementation of scientific results involves the use of models and systems developed for the TUMnanoSAT nanosatellite within the framework of the UTM Center for Space Technologies. The applied value of the work is confirmed by the act of implementing the results obtained.

АННОТАЦИЯ

на диссертацию «Математическое моделирование и компьютерное моделирование динамического поведения наноспутников на орбите», которую представляет MELNIC Vladimir для присвоение ученого звания доктора в информатике, Chişinău, 2024

Структура диссертации. Докторская диссертация включает введение, четыре главы, заключение, библиографию из 129 наименований, 6 приложения, 114 страниц основного текста, в том числе 62 рисунка и 11 таблиц. Полученные результаты опубликованы в 12 научных статьях.

Ключевые слова: ориентация наноспутника, методы определения и управления ориентацией, модели и алгоритмы управления ориентацией, системы управления ориентацией, платформы проверки и предоставления алгоритмов ориентации.

Цель работы: разработка математической модели, описывающей положение наноспутника на орбите, и компьютерное моделирование его позиционирования.

Научная новизна и оригинальность: синтез алгоритмов ориентации наноспутника на орбите на основе классических алгоритмов управления, нечеткого регулятора и гибридного нечетко-ПИД регулятора..

Решаемая научная задача заключается в разработке математической модели, описывающей динамическое поведение наноспутника на орбите, и синтезе умных алгоритмов вождения, обеспечивающих необходимую производительность для позиционирования наноспутников на орбите.

Теоретическое значение имеет разработка нового решения для повышения эффективности алгоритмов управления позиционированием спутников.

Прикладная ценность работы заключается в: 1) разработке алгоритмов ориентации наноспутников на основе реактивных колес; 2) алгоритм управления ориентацией наноспутника TUMnanoSAT; 3) разработка платформы обработки и анализа данных процесса позиционирования наноспутников с целью повышения показателей качества.

Реализация научных результатов заключается в использовании моделей и систем, разработанных для наноспутника «TUMnanoSAT» в рамках Центра космических технологий ТУМ. Прикладная ценность работы подтверждается и актом внедрения полученных результатов.

MELNIC VLADIMIR

**MODELAREA MATEMATICĂ ȘI SIMULAREA
COMPUTAȚIONALĂ A COMPORTAMENTULUI
DINAMIC PE ORBITĂ A NANOSATELIȚILOR**

122.03 „MODELARE, METODE MATEMATICE, PRODUSE PROGRAM”

REZUMATUL ȘTIINȚIFIC AL TEZEI DE DOCTOR ÎN INFORMATICĂ

Aprobat spre tipar _____

Formatul hârtiei 60x84 1/16

Hârtie ofset. Tipar RISO

Tirajul 50 ex.

Coli de tipar ____

Comanda nr. 05

MD 2004, Chișinău, bd. Stefan cel Mare și Sfânt, 168,
UTM MD 2045, Chișinău, str. Studenților, 9/9, Editura “Tehnica-UTM”

© UTM, 2024