

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

Teză de doctor în informatică

Conducător științific:  BOSTAN Viorel,
dr. hab., în șt. tehnice, prof. univ.

Autor:  MELNIC Vladimir

CHIȘINĂU, 2024

©MELNIC VLADIMIR, 2024

CUPRINS

ADNOTARE	6
LISTA ABREVIERILOR	9
INTRODUCERE	11
1. ANALIZA SITUAȚIEI ÎN DOMENIUL CONTROLULUI ATITUDINII SATELIȚILOR CU DIVERSE MISIUNI SATELITARE	18
1.1. Nanosateliți și misiunile lor specifice	18
1.1.1. Misiuni educaționale	19
1.1.2. Teledetecție și măsurări tipice ale Pământului	20
1.1.3. Misiuni de telecomunicații	21
1.1.4. Misiuni astronomice	22
1.1.5. Nanosateliții ca misiune de demonstrare tehnologică	23
1.1.6. Nanosateliții ca exploratori ai spațiului îndepărtat	24
1.2. Standardul CubeSat	25
1.3. Determinarea atitudinii satelitului	27
1.3.1. Perturbațiile ce acționează asupra atitudinii satelitului	27
1.3.2. Tehnici și mijloace de determinare a atitudinii satelitului	29
1.3.3. Algoritmi de determinare a atitudinii satelitului	31
1.4. Controlul atitudinii satelitului și rolul lui în exercitarea misiunilor	32
1.4.1. Exemplul nanosatelitului SwissCube-1	34
1.4.2. Exemplul nanosatelitului TTU100	36
1.5. Formularea problemelor de cercetare	38
1.6. Concluzii la capitolul 1	39
2. METODE ȘI MODELE DE DETERMINARE ȘI DESCRIERE A ATITUDINII NANOSATELIȚILOR	40
2.1. Sisteme de referință spațiale	40
2.2. Problema parametrizării determinării atitudinii sateliților	41
2.2.1. Metoda de descriere a atitudinii prin intermediul matricei cosinuşilor directori	41

2.2.2.	Metoda de descriere a atitudinii prin intermediul unghiurilor Euler	43
2.2.3.	Metoda de descriere a atitudinii prin intermediul cuaternionilor	47
2.3.	Determinare atitudinii prin măsurarea câmpului magnetic	50
2.3.1.	Modelul IGRF pentru Pământ	51
2.3.2.	Cercetarea magnetometrelor pentru determinarea atitudinii	54
2.3.3.	Determinarea atitudinii prin măsurarea câmpului magnetic.....	56
2.4.	Achiziționarea datelor pentru determinarea atitudinii și procedee de filtrare a datelor.....	58
2.5.	Concluzii la capitolul 2.....	61
3.	METODE ȘI ALGORITMI DE CONTROL A ATITUDINII NANOSATELIȚILOR	62
3.1.	Metode de poziționare a satelitului	62
3.2.	Elemente de execuție.....	65
3.2.1.	Elemente de execuție inerțiali cu roți volante	65
3.2.2.	Elemente de execuție magnetici	68
3.2.3.	Aționare mixtă: cu roți volante și torquer-i magnetici.....	69
3.3.	Algoritmi de control a atitudinii nanosateliților	70
3.3.1.	Algoritmul detumbling B-dot.....	72
3.3.2.	Algoritmul PID clasic de control al atitudinii sateliților	73
3.3.3.	Algoritmul fuzzy de control al atitudinii sateliților.....	79
3.3.4.	Algoritmul hibrid de control al atitudinii satelitului.....	84
3.4.	Concluzii la capitolul 3.....	87
4.	IMPLEMENTAREA METODELOR ȘI PROCEDURILOR DE CONTROL A NANOSATELIȚILOR	88
4.1.	Elaborarea algoritmului de control a atitudinii cu magnetorquer pentru TUMnanoSAT.....	88
4.1.1.	Componenta ADCS a nanosatelitului – partea hardware	88
4.1.2.	Componenta ADCS a nanosatelitului – partea software	91
4.1.3.	Algoritmul B-Dot pentru combaterea rostogolirii aleatorii.....	93

4.1.4. Algoritmul de control atitudine al nanosatelitului	96
4.1.5. Colectarea datelor senzorilor ADCS	99
4.2. Verificarea experimentală a controlului atitudinii sateliților în câmp magnetic	99
4.2.1. Validarea simulatorului magnetic triaxial Helmholtz	104
4.3. Platforma de acordare a reguletoarelor PID prin metoda Fuzzy	110
4.4. Concluzii la capitolul 4.....	120
CONCLUZII GENERALE ȘI RECOMANDĂRI.....	122
BIBLIOGRAFIE.....	124
ANEXE.....	138
Anexa 1. Schema de simulare a sistemului cu regulatorul fuzzy PID hibrid în mediul Simulink.....	138
Anexa 2. Algoritmul de control atitudine al TUMnanoSAT.....	139
Anexa 3. Tabelul de valori al funcției de apartenență pentru fuzificarea caracteristicilor PID	151
Anexa 4. Tabelul de valori al funcției de apartenență pentru defuzificarea parametrilor PID	152
Anexa 5. Aplicația de creare a regulilor de producere fuzzy	153
Anexa 6. Certificat de implementare.....	156
DECLARAȚIE PRIVIND ASUMAREA RĂSPUNDERII.....	157
CURRICULUM VITAE.....	158

ADNOTARE

la teza ”Modelarea matematică și simularea computațională a comportamentului dinamic pe orbită a nanosateliților” 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 nanosateliților 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 nanosateliților pe orbită.

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

Valoarea aplicativă a lucrării constă în: 1) elaborarea algoritmilor de control atitudine pentru nanosateliți 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 nanosatelitului 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.

ANNOTATION

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.

Lista abrevierilor

ADCS – Attitude Determination and Control System
BLDC – Brush-Less Direct Current.
CDS – CubeSat Design Specifications
CNTS – Centrul Național Tehnologii Spațiale
COTS – Commercial Off The Shelf
DARPA – Defense Advanced Research Projects Agency
DART – Double Asteroid Redirection Test
EDL – Entry, Descent and Landing
EEPROM – Electrical Erasable Programmable Read-Only Memory
EKF – Extended Kalman Filter
ESOQ – Estimator of the Optimal Quaternion
GA – Genetic Algorithm
GPS – Global Positioning System
GRV – Gaussian Random Value
HMI – Human Machine Interface
IAGA – International Association of Geomagnetism and Aeronomy
IGRF – International Geomagnetic Reference Field
IoT – Internet of Things
ISS – International Space Station
KF – Kalman Filter
LEO – Low Earth Orbit
LKF – Linear Kalman Filter
MarCO – Mars Cube One
MSD – Maximum Stability Degree
NASA – National Aeronautics and Space Administration
PF – Particle filter
PI – Proportional Integral
PID – Proportional Integral Derivative
P-POD – Poly-Picosatellite Orbital Deployer
QUEST – Quaternion ESTimator
REQUEST – REcursive Quaternion ESTimator
SEET – Space Environment and Effects Tool

SQUID – Superconducting Quantum Interference Device

SSDL – Space Systems Development Laboratory

STK – Systems Tool Kit

TLE – Two-Line Elements

TTU100 – Tallin Technical University 100

UHF – Ultra High Frequency

UKF – Unscented Kalman Filter

INTRODUCERE

Actualitatea 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 [52]. 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.

Nanosatelii sunt, de asemenea, folosiți în mod frecvent pentru a verifica și valida noi tehnologii în mediul spațial. Nanosatelii includ noi tipuri de senzori, software de control al atitudinii, tehnologii de propulsie și multe altele. Testarea în condiții reale de zbor spațial este esențială pentru a înțelege cum vor funcționa aceste tehnologii în condițiile dure ale spațiului.

Trendul în creștere al utilizării nanosatelilor în industria aerospațială se datorează mai multor factori cheie, dintre care flexibilitatea, durata scurtă de dezvoltare și costul redus sunt cele mai semnificative [126].

Flexibilitatea nanosatelilor este unul dintre principalele lor avantaje. Aceștia pot fi configurați pentru o gamă largă de misiuni, de la cercetarea științifică până la monitorizarea mediului, teledetecție, comunicații și multe altele [108]. Această flexibilitate îi face foarte atractivi pentru organizațiile care doresc să își adapteze misiunile și obiectivele în funcție de nevoi specifice sau de evoluțiile tehnologice.

Durata scurtă de dezvoltare este un alt factor care contribuie la popularitatea nanosatelilor. Spre deosebire de sateliții tradiționali, care pot necesita ani de zile pentru a fi proiectați și construiți, un nanosatelit poate fi adesea asamblat și pregătit pentru lansare într-un interval de timp mult mai scurt [17]. Acest lucru permite o reacție mai rapidă la oportunități sau provocări emergente și facilitează inovația prin încurajarea testării și implementării rapide a noilor tehnologii și idei [90].

În cele din urmă, costul redus al nanosateliților îi face accesibili unui număr mult mai mare de entități, inclusiv universități, companii private și țări în curs de dezvoltare. Acest lucru democratizează accesul la spațiu și permite o participare mai largă la explorarea și utilizarea acestuia [16], [18].

Majoritatea nanosateliților folosiți în scopuri educaționale și științifice au nevoie de control al atitudinii pentru a îndeplini cu succes misiunile lor [14]. Acest control al atitudinii este critic, deoarece orientarea precisă și stabilă a nanosatelitului este adesea esențială pentru funcționarea corectă a instrumentelor de la bord și pentru îndeplinirea obiectivelor misiunii [129].

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 [79]. 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 [72], [45].

Un alt motiv pentru care controlul atitudinii este esențial pentru nanosateliții 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 nanosateliții au dimensiuni mici și energia captată la panouri solare e relativ mică, este important de folosit algoritmi de reglare eficienți [121].

Modelarea și simularea joacă un rol semnificativ în controlul atitudinii nanosateliților, 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, în comparație cu un regulator fuzzy logic 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.

În plus, modelarea și simularea joacă un rol primordial în pregătirea personalului responsabil de gestionarea nanosatelitelor. Prin intermediul simulărilor realiste, aceștia pot dobândi experiență în manevrarea și controlul nanosatelitelor într-un context lipsit de riscuri, înainte de a prelua responsabilitatea asupra unui nanosatelit real.

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. Dezvoltarea unui model matematic de descriere a atitudinii satelitului pe orbită și simularea computațională a poziționării sale, prin utilizarea roților de reacție ca metodă de poziționare și dezvoltarea algoritmilor de control al atitudinii bazați pe algoritmi clasici, fuzzy și hibrid.

Problema științifică soluționată constă în elaborarea modelului matematic de descriere a comportamentului dinamic al satelitului pe orbită utilizând algoritmi inteligenți de conducere a roților de reacție.

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

Valoarea aplicativă a lucrării constă în: 1) elaborarea algoritmilor de control atitudine pentru nanosatelți 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.

Rezultatele științifice înaintate spre susținere:

1. Modele și simulări care permit modelarea procesului de poziționare în baza roților de reacție.
2. Identificarea parametrilor pentru sinteza algoritmilor de reglare.
3. Sinteza algoritmilor clasici quazioptimali de reglare și fuzzy.
4. Metoda de acordare a parametrilor reglatoarelor PID cu aplicare metodelor fuzzy.
5. Simulatorul triaxial de câmp magnetic.
6. Platforma de acordare a reglatoarelor PID prin metoda fuzzy.

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, Chişinău, 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.

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 capitolul 1, **Analiza situației în domeniul controlului atitudinii sateliților cu diverse misiuni satelitare**, 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 satelitelor 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.

În capitolul 1 este descris modulul ADCS al nanosatelitelor SwissCube-1 care a fost dezvoltat de Universitatea Politehnică din Lausanne, Elveția, s-a evidențiat metoda de descriere și determinare a atitudinii, la fel și structura arhitecturii sistemului ADCS cu algoritmul de control atitudine B-dot.

De asemenea, este prezentat modulul ADCS al nanosatelitelor TTU100 și fost dezvoltat de Universitatea Tehnică din Tallin, Estonia, structura algoritmului de determinare a atitudinii și structura algoritmului de control atitudine ce utilizează roți de reacție ca metodă de orientare a nanosatelitelor.

S-a remarcat că controlul atitudinii satelitelor este vital pentru îndeplinirea misiunilor spațiale și algoritmi de control trebuie să fie eficienți, deoarece un CubeSat are resurse limitate de energie.

În capitolul 2, **Metode și modele de determinare și descriere a atitudinii nanosateliților**, sunt prezentate metodele de descriere a atitudinii nanosateliților.

Astfel, s-a ajuns la concluzia că metodele de reprezentare a atitudinii unui satelit prin intermediul cuaternionilor și algoritmi de estimare a atitudinii bazați pe această reprezentare, sunt

cei mai eficienți, dat fiind că nu există singularități în reprezentarea atitudinii satelitului, iar calculul cuaternionilor este mai rapid și eficient în comparație cu matricele de rotație și unghiurile Euler, ceea ce este acceptabil pentru un sistem cu resurse energetice și de calcul relativ reduse, cum este cazul nanosateliților de tip CubeSat.

De asemenea în cadrul capitolului 2 se cercetează determinarea atitudinii satelitului prin măsurarea câmpului magnetic și se constată că este recomandată utilizarea modelului Câmpul Internațional de Referință Geomagnetic (IGRF) și utilizarea magnetometrelor pentru măsurarea câmpului magnetic local care împreună cu componentele orbitale ale satelitului permit utilizarea filtrului Kalman pentru determinarea atitudinii.

În capitolul 2, este descrisă procedura de prelucrarea datelor obținute de la magnetometre, efectuată în timp real prin utilizarea algoritmilor cu filtru Kalman UKF, care oferă o serie de avantaje referitoare la precizie, utilitate, implementare și eficiență în comparație cu alte filtre Kalman.

În capitolul 3, **Metode și algoritmi de control al atitudinii nanosateliților**, au fost descrise avantajele și dezavantajele metodelor de poziționare a sateliților. Sunt descrise elementele de acționare principale în vederea poziționării unui nanosatelit din considerentul că are dimensiuni mici și capacitatea acumulatorilor este redusă. A fost efectuată identificarea experimentală a modelului matematic cu inerție de ordinul 2 al motorului cu roată volantă care este propus să fie utilizat pentru poziționarea nanosatelitului. Pentru sinteza parametrilor regulatorului PID a fost utilizat algoritmul genetic care are capacitatea de a explora spațiul soluțiilor în mod eficient și a găsi soluțiile optime sau ”aproape” optime care au fost comparate cu soluțiile estimate prin metoda gradului maximal de stabilitate.

Au fost utilizați și algoritmi de reglare PID, fuzzy și hibrid pentru simularea poziționării nanosatelitului care are ca elemente de execuție 3 motoare cu roți de reacție amplasate perpendicular fiecărei axe a nanosatelitului. Aceasta este o etapă care este importantă în procesul de elaborare a algoritmilor de control al atitudinii sateliților, deoarece permite validarea performanțelor sistemului de control înainte de a fi implementat. Rezultatele simulărilor au fost prezentate, interpretate și formulate concluzii.

În capitolul 4, **Implementarea metodelor și procedurilor de control al nanosateliților**, este descris algoritmul de control al nanosatelitului TUMnanoSAT pentru orientarea antenelor și camerei de luat vederi spre pământ, proiectat și dezvoltat în cadrul Centrului de Tehnologii Spațiale al UTM, în cadrul programului de stat: “Elaborarea și lansarea seriei de nanosateliți cu misiuni de cercetare de pe stația spațială internațională, monitorizarea, postoperarea lor și promovarea tehnologiilor spațiale”.

De asemenea, în capitolul 4 este descris simulatorul triaxial de câmp magnetic care permite reproducerea în mod dinamic a câmpului magnetic similar celui de pe orbită; generarea unui câmp magnetic suficient de mare pentru a acoperi diapazonul de valori al celui de pe orbite LEO; testarea CubeSat-ului de diferite dimensiuni. Simulatorul proiectat permite testarea algoritmilor de control a atitudinii nanosateliților ce posedă magnetorquer-i ca elemente de execuție, calibrarea magnetometrelor și testarea altor echipamente ce necesită generarea unui câmp magnetic controlat [35], [75].

În capitolul 4 este descrisă platforma de acordare a regulatorului PID prin metoda fuzzy care oferă posibilitatea de acordare a parametrilor în urma identificării neregulilor în procesul de poziționare a satelitului prin utilizarea setului de reguli care descriu experiența umană în procesul de acordare a regulatorului PID.

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

1.1 Nanosateți și misiunile lor specifice

Una din primele apariții ale termenului de nanosateți se datează din anul 1992 în lucrarea științifică publicată în Universitatea Surrey [117]. Deși inițial erau definiți ca o navă spațială cu o masă mai mică de 10 kg, nanosateții sunt acum definiți mai restrâns ca nave spațiale cu o masă între 1 și 10 kg [114]. Din figura 1.1 se observă că nanosateții 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 [59]. 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. Previzunile privind rata de lansare pentru următorii 4 ani sunt în concordanță cu alți 4 ani de creștere exponențială similară. Această creștere exponențială remarcabilă de două decenii este similară legii lui Moore pentru microelectronică și nanoelectronică – dublarea performanței la fiecare 2-3 ani datorită unei reduceri continue a dimensiunii tranzistoarelor [109]. Creșterea exponențială a ratelor de lansare a nanosateților a fost inițiată de o combinație de progrese continue în performanța microprocesoarelor, capacitatea de stocare a memoriei, senzori și actuatori microelectromecanici, senzori de imagine, dezvoltarea standardelor și forțele comerciale.

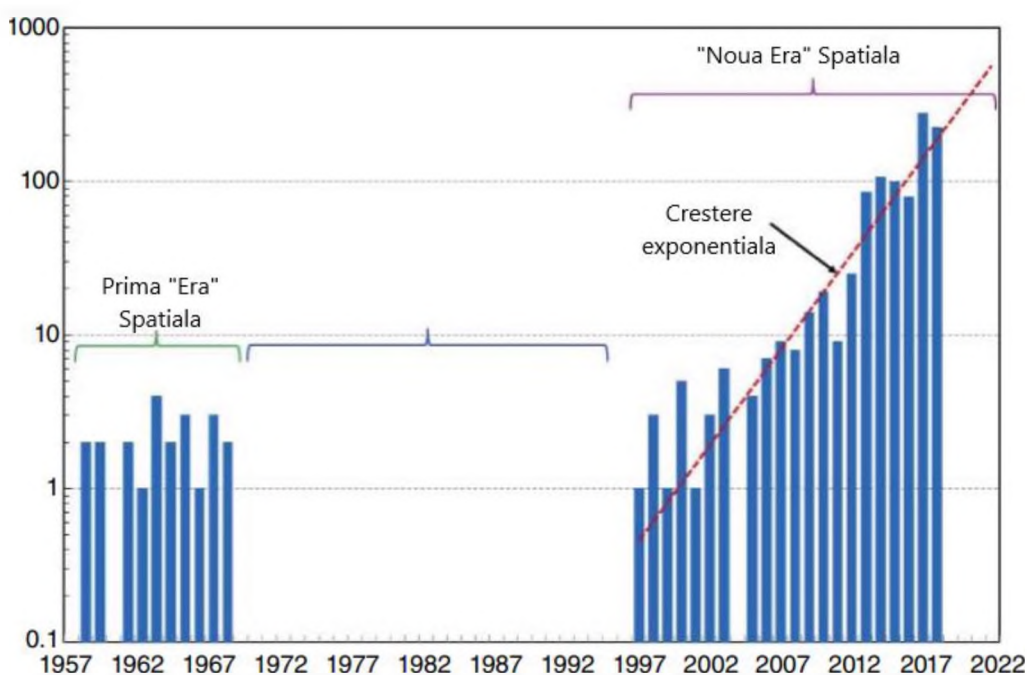


Fig. 0.1. Misiuni specifice ale nanosateților [59]

Odată cu creșterea exponențială a lansărilor de nanosatelii, s-a atestat și o diversificare masivă a misiunilor care pot fi îndeplinite de acești sateliți. În figura 1.2 sunt prezentate doar câteva clase de misiuni pe care le pot îndeplini în prezent nanosatelii.

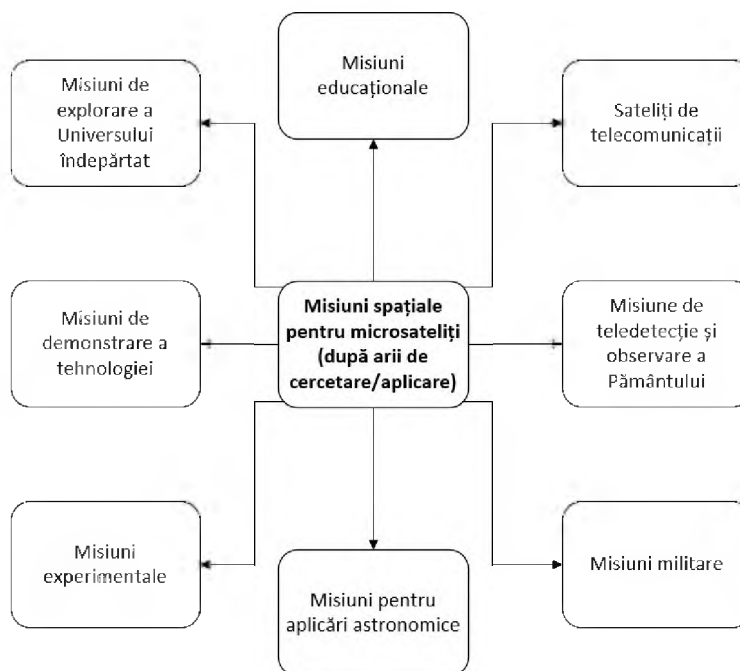


Fig. 0.2. Misiuni specifice ale nanosateliiilor

Astfel, sateliții de mici dimensiuni au ajuns astăzi să substituie misiuni spațiale tradiționale. Mai jos sunt prezentate câteva exemple ale sateliților de mici dimensiuni cu diverse misiuni.

1.1.1 Misiuni educaționale

Metoda de învățare bazată pe probleme în cadrul educației ingineresti este recunoscută ca fiind eficientă și inovatoare, datorită faptului că studenții demonstrează în general o motivare sporită față de acest model de învățare. În acest caz, studenții lucrează în echipă pentru a aplica cunoștințele teoretice dobândite în cadrul prelegerilor despre probleme practice de inginerie [108]. Pe lângă motivația mai ridicată a studenților, astfel de proiecte sunt potrivite în mod ideal pentru a sprijini dezvoltarea capacităților de dezvoltare, lucru în echipă și management de proiect, care pot fi predate insuficient folosind metodele tradiționale de predare. Segmentul de tehnologii spațiale, ca arie de pionierat în domeniul instruirii ingineresti, este cu atât 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 studențești nanosatelii cu misiuni educaționale. Drept exemplu pentru astfel de misiuni este satelitul SwissCube-1 [118], modelul căruia este prezentat în figura 1.3.

SwissCube-1 este 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. Principalul obiectiv a proiectului SwissCube a fost de a oferi studenților și cadrelor didactice un mediu dinamic și realist de studiere a tehnologiilor spațiale, precum și a atrage tineri studenți pentru a dezvolta și întări abilitățile de cercetare științifică în explorarea spațiului.



Fig. 0.3. Satelitul educațional SwissCube-1 [118]

Nanosatelitul „SwissCube-1” are următoarele misiuni:

1) educaționale:

- proiectarea și construirea unui satelit complet testat și pregătit pentru lansarea în spațiu;
- testarea comunicării dintre nanosatelit și stația terestră;
- demonstrarea tehnologică a soluțiilor tehnice pentru un nanosatelit din clasa CubeSat;

2) de cercetare

- observarea fenomenului de airglow (lumina cerului nocturn) și a fotoluminescenței atmosferei prin observarea emisiei de oxigen la o lungime de undă de 762 nm.

1.1.2 Teledetecție și măsurări tipice ale Pământului

Observațiile tradiționale ale Pământului au început chiar cu primele misiuni spațiale. Acestea 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 sau de la manta Pământului până la magnetosferă. De obicei, dimensiunea mică a unui CubeSat limitează structura disponibilă pentru montarea celulelor solare și, prin urmare, puterea sau bugetul său energetic este limitat. Majoritatea sateliților mici s-au bazat pe senzori pasivi care colectează date folosind Soarele sau Pământul însuși ca sursă și observând schimbări în spectrele primite pe măsură ce interacționează cu diferite părți ale atmosferei sau ale suprafeței acestor corpuri.

ExoCube este un exemplu de utilizare a unui microsatelit ca platformă pentru promovarea științei dedicate observării Pământului [87]. Acest microsatelit prezentat în figura 1.4 a fost lansat în ianuarie 2015, iar misiunea sa de bază a fost de a măsura densitatea hidrogenului, heliului, azotului și oxigenului în exosfera Pământului, în corelație cu caracteristica densității ionilor deasupra diferitelor stații terestre.

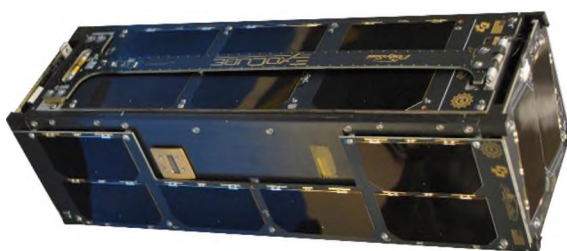


Fig. 0.4. ExoCUBE (satelit de teledetecție și observare a Pământului) [87]

1.1.3 Misiuni de telecomunicații

Sateliții mici au avut un rol proeminent în demonstrarea tehnologiilor pe orbită pentru telecomunicații începând cu primele misiuni. Deși dispun de limitări de bandă utilă, oricum acești sateliți au o aplicabilitate extrem de mare. Cel mai elocvent exemplu este dezvoltarea vertiginoasă în ultimii ani a sectorului de IoT [106]. Acest sector este în cerere permanentă de utilizare a unui nivel fizic de comunicare, mai ales acolo unde accesul la internet este limitat. Zonele geografice relevante pentru astfel de cazuri sunt regiunile polare, oceane, mări, păduri tropicale, deșerturi și munți. 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. O constelație de sateliți LEO, ca în figura 1.5, este o rețea multi-hop constituită de obicei din zeci sau chiar sute de nanosateliți, desfășurați pentru a efectua o misiune dedicată. Rețelele de sateliți LEO beneficiază de un timp de

aproximativ 3 ms de propagare, făcându-le mai eficiente în timp și atrăgătoare pentru anumite servicii [96].

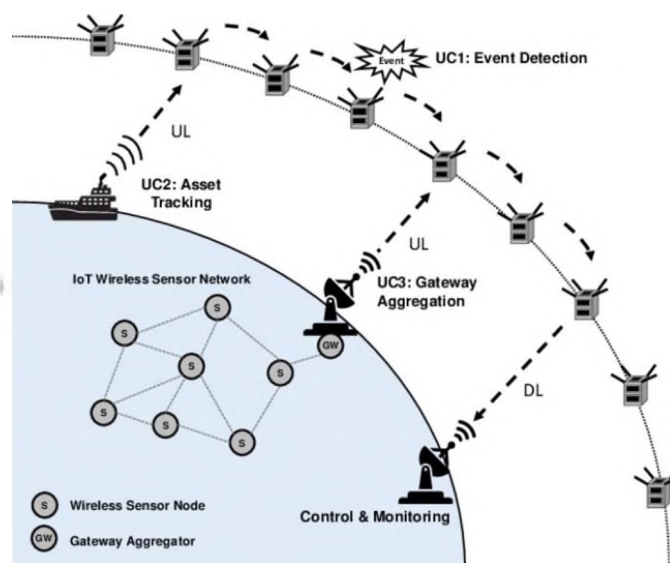


Fig. 0.5. Constelații de nanosateliti pentru servicii de telecomunicații [71]

1.1.4 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. Este adesea imposibil să se construiască sarcini utile care sunt aplicabile pentru mai multe tipuri de misiuni; prin urmare, adesea sunt necesari sateliți dedicați pentru fiecare misiune sau o suită de instrumente, evident dacă este posibil. Un lucru destul de des întâlnit este ca o agenție spațială este responsabilă de operarea unui satelit mai mare cu o suită de instrumente concentrată pe un singur tip de țintă și de distribuirea datelor către entitățile relevante (GAIA, Hubble, SWIFT, Spitzer, James Webb etc).

Cu toate acestea, sunt multe exemple de nanosateliti care au fost folosiți cu succes în misiuni astronomice. Unul din cele mai cunoscute exemple este HaloSat [50].

HaloSAT este un microsateelit care a fost proiectat, construit și operat de HaloSat Collaboration, un parteneriat între Universitatea din Virginia și SwRI (Southwest Research Institute). Satelitul a fost lansat în iunie 2018 și principala sa misiune este de a studia emisia de raze X din gazul fierbinte din clusterelor de galaxii, care oferă indicii importante despre distribuția materiei întunecată și evoluția galaxiilor. HaloSAT este echipat cu un spectrometru de raze X compact care îi permite să măsoare emisia de raze X de la gazul fierbinte din clusterelor de galaxii. Datele colectate de HaloSAT au fost folosite pentru a studia proprietățile fizice ale gazului

fierbinte din grupurile de galaxii și pentru a îmbunătăți înțelegerea cercetătorilor privind evoluția galaxiilor.

1.1.5 Nanosatelii ca misiune de demonstrare tehnologică

Nanosatelii reprezintă platforme excelente pentru demonstrații de tehnologii și pentru misiuni de demonstrare a unor concepte tehnologice [119]. Mulți factori susțin acest lucru, cum ar fi standardele lor larg acceptate în industrie, specificațiile de proiectare și echipamentele COTS și diferite magistrale care sunt dezvoltate pentru încorporarea unor subsisteme a nanosatelitelor [54].

O calitate importantă care nu poate fi trecută cu vederea în ceea ce privește nanosatelii este că, în calitate de platformă relativ ieftină pentru operațiuni spațiale, misiunile de demonstrație riscante pe orbită sunt mai viabile din punct de vedere economic, deoarece se pierd mai puține resurse financiare în cazul în care misiunea eșuează [7]. Multe dintre aceste misiuni demonstrative tehnologice prezintă riscuri considerate costisitoare sau de-a dreptul periculoase dacă ar fi fost efectuate la bordul sateliților de cercetare mai mari sau al ISS, cu toate acestea, având în vedere investițiile relativ scăzute necesare pentru o misiune a nanosatelitelor, unele tehnologii pot fi demonstrate eficient.

Una din cele mai recente misiuni este misiunea DART prezentată schematic în figura 1.6, care presupune schimbarea traiectoriei unui asteroid printr-un impact controlat [30]. În cadrul acestui experiment, satelitul LICIAcube a efectuat analize observaționale ale sistemului binar de asteroizi Didymos după impactul DART asupra Dimorphos. CubeSat-ul a comunicat direct cu Pământul, trimițând înapoi imagini cu impactul DART, precum și achiziționând date pentru un studiu asteroidian în timpul zborului său asupra sistemului Didymos de la o distanță de 56,7 km (35,2 mi), la 165 de secunde după impactul DART.

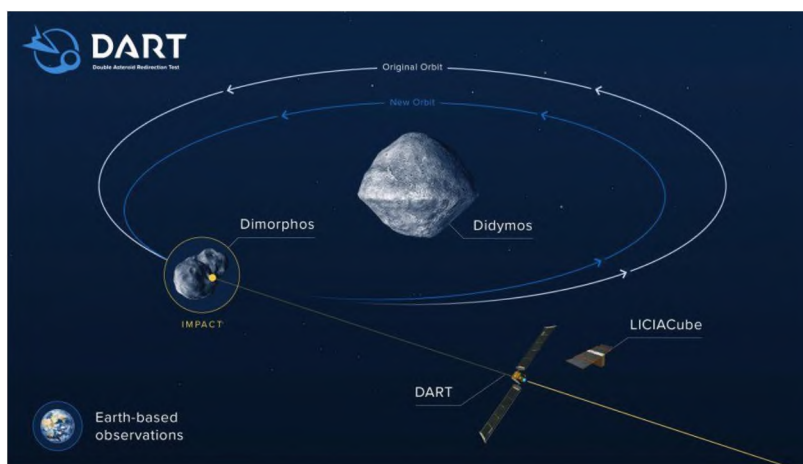


Fig. 0.6. Nanosatelitul LICIAcube, din cadrul misiunii DART [67]

1.1.6 NanosateLiții ca exploratori ai spațiului îndepărtat

Misiunile CubeSat nu se limitează doar la orbita joasă a Pământului (LEO), 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. În această secțiune, vor fi analizate misiunile recente care au demonstrat capacitatea nanosateLiților de a opera dincolo de orbita Pământului: de la primele succese cu misiunea MarCO până la lansările viitoare pe Lună.

Au fost depășite mai multe lacune tehnologice critice pentru utilizarea cu succes a nanosateLiților în operațiunile din spațiul îndepărtat. În primul rând, structura mică a CubeSat limitează dimensiunea antenei care poate fi utilizată, ceea ce prezintă o problemă în posesia unei suprafețe suficient de mare efectivă pentru transmisie sau recepție.

Capacitatea CubeSat de a se manifesta ca sarcini utile secundare pe lansatoare prin intermediul implementatoarelor standardizate înseamnă că aceștia profită de oportunitățile de partajare a curselor în misiuni interplanetare pe care navele spațiale secundare mai mari ar putea să nu și le permită. Odată cu viitoarea renaștere a explorării interplanetare, susținută de o cursă spațială reînnoită și de noi vehicule super grele, este mai probabil de văzut nanosateLiți zburând alături de navele lor-mamă în sistemul solar [84].

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 [74]. Acesta a constat din doi nanosateLiți, MarCO-A și MarCO-B, care au furnizat comunicații în timp real către Pământ pentru InSight în timpul intrării, coborârii și aterizării sale (EDL) pe 26 noiembrie 2018 când InSight nu era vizibil față de Pământ. Ambii nanosateLiți au fost concepuți pentru a testa tehnologiile de comunicații și navigație miniaturizate, o ilustrație a misiunii este prezentată în figura 1.7. Aceștia au fost primii nanosateLiți care au funcționat dincolo de orbita Pământului și, în afară de telecomunicații, au testat și rezistența nanosateLiților la radiații. La 5 februarie 2019, NASA a raportat că ambii nanosateLiți au încetat comunicarea.

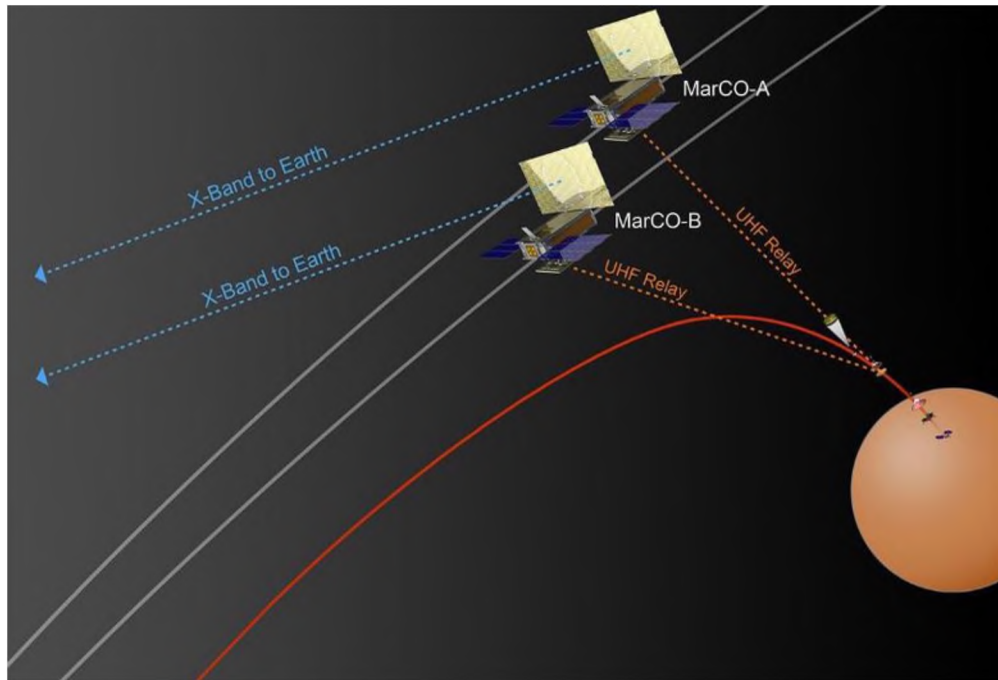


Fig. 0.7. Nanosateliții MarCO ca misiune dincolo de orbita Pământului [38]

Astfel, varietatea de misiuni și aplicații pe care nanosateliții le îndeplinesc, adesea cu reducerea semnificativă a costurilor, au făcut ca aceștia să fie considerați pe scară largă drept metoda economică de operare în spațiu. Deși au fost concepuți inițial pentru a fi un instrument pentru studenți de a câștiga experiență de lucru cu hardware-ul spațial real, aceștia au fost adaptați de agenții spațiale, organizații militare, organizații nonprofit și de către unele dintre cele mai mari industrii aerospațiale de pe Pământ astăzi. Comunitatea proiectării și dezvoltării de nanosateliți a devenit un sector important al economiei spațiale și este responsabilă pentru ambiția, accesibilitatea și varietatea misiunilor desfășurate astăzi, datorită evoluției standardelor comune ale industriei, produselor și serviciilor COTS pentru dezvoltatori și producției de masă [92].

1.2 Standardul CubeSat

Pentru prima dată noțiunea de CubeSat a apărut în proiectul de la Departamentul de Aeronautică și Astronautică, pe care Universitatea Stanford l-a avut cu DARPA și Aerospace Corporation în 1998 [52]. Aerospace Corporation a vrut să lanseze un satelit mic, ca parte a Agenției de Proiecte de Cercetare Avansată a Apărării (DARPA). Studenții absolvenți de inginerie de la Stanford, lucrând încă din 1995 la un satelit mic, au decis că ar fi o provocare să construiască un lansator specific pentru acest mic picosatelit. Au proiectat un lansator ce încorporează unul dintre microsateleții dezvoltati, care este de formă cubică. Apoi, în 1999, propriu-zis proiectul CubeSat a început ca un efort de colaborare între Prof. Jordi Puig-Suari de la Universitatea Politehnică de Stat din California (Cal Poly), San Luis Obispo și Prof. Bob Twiggs de la

Laboratorul de Dezvoltare a Sistemelor Spațiale (SSDL) al Universității Stanford. Intenția proiectului CubeSat a fost de a reduce costurile și timpul de dezvoltare, de a crește accesibilitatea la spațiu și de a susține lansări frecvente [29]. Un CubeSat este o clasă de sateliți care adoptă dimensiuni și un factor de formă standard, definind unitatea de măsură a structurii prin „U”. Un CubeSat 1U este un cub cu latura de 10 cm și cu o masă de până la 2 kg. Acest standard are ca obiectiv primar stabilirea specificațiilor pentru proiectarea CubeSat, de la 1U la 12U, figura 1.8.

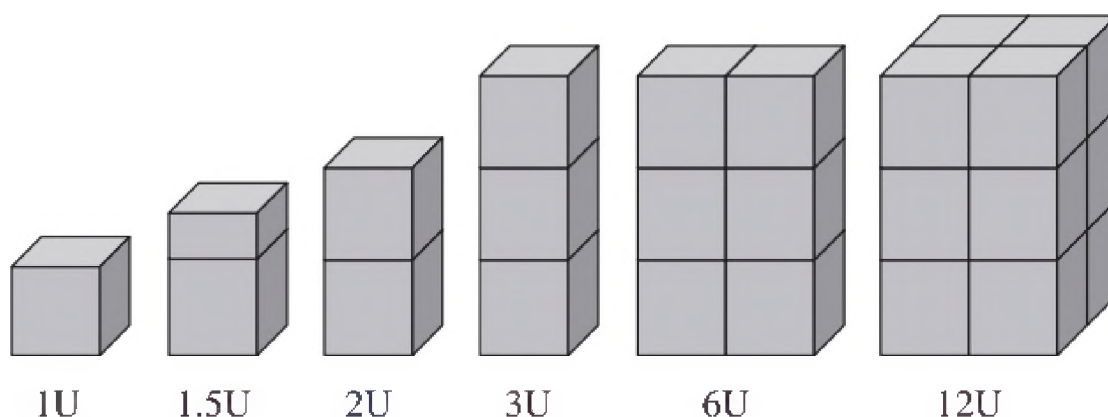


Fig. 0.8. Sateliți după standardul CubeSat, de dimensiuni de la 1U la 12U [29]

CubeSat este definit în detalii în documentul CubeSat Design Specification (CDS), care stabilește interfața dintre CubeSat și lansator și stabilește constrângeri stricte asupra unor factori precum dimensiunile, masa și materialele potențial periculoase [28]. Cele trei cerințe cheie care stau la baza interfațării lansatorului cu satelitul de tip CubeSat sunt următoarele: (1) lansatorul trebuie să protejeze vehiculul de lansare și sarcina utilă primară de orice interferență din partea CubeSats; (2) lansatorul trebuie să aibă capacitatea de a interfața cu o varietate de vehicule de lansare cu modificări minime și fără modificări ale standardului CubeSat; (3) standardul CubeSat ar trebui să fie ușor de fabricat fără a utiliza materiale periculoase și tehnici de construcție costisitoare.

Factorii cheie din spatele adoptării și creșterii CubeSats la nivel mondial sunt următorii:

– **Accesibilitate.** Intenția lor inițială a fost de a crea un instrument educațional pentru echipele de studenți din diferite universități. Astfel, dispunând de această platformă, universitățile au putut să-și permită, cu relativ mici resurse financiare, proiectarea, lansarea și operarea unui satelit pe orbită. Acești factori de simplitate și rentabilitate au fost obținuți prin crearea unui sistem simplificat de design, folosind componente COTS la prețuri accesibile și specificații acceptate. Totodată au fost formulate cerințe care au simplificat diferite etape ale ciclului de dezvoltare, cum ar fi implementarea, proiectarea structurală și unele cerințe de verificare.

– **Standardizare.** Standardele din industrie au apărut de-a lungul timpului, datorită specificațiilor de proiectare CubeSats, cum ar fi dimensiunile structurale, mecanismele de implementare și „stivuirea” (montarea unor subsisteme pe altele) sau chiar a unor unități întregi pe alte unități. În unele condiții riguroase conform specificației de proiectare, câteva soluții ingineresti au devenit opțiuni remarcabile, cât și, foarte rapid, standarde în industrie, cum ar fi form-factor PC/104 pentru electronică și mecanismul comun de implementare P-POD. Acestea din urmă au permis simplificarea în continuare a procesului de dezvoltare și a producției în masă a pieselor și chiar a subsistemelor întregi ca produse COTS pentru CubeSats, reducând în continuare costurile pentru dezvoltatori.

– **Antreprenariat.** De-a lungul timpului, rezultatul factorilor de mai sus a permis ca CubeSats să devină platformă spațială cu randament ridicat de returnare al investițiilor, cu costuri scăzute de pornire. Astfel CubeSat astăzi este privită mereu ca o soluție potrivită pentru a îndeplini o varietate atât de mare de roluri în multitudinea de scenarii de misiuni de către universități, centre științifice, companii, agenții etc.

– **Tehnologie.** Progresele tehnologice au permis crearea de sisteme miniaturizate, distribuite și extrem de performante. Iar aceste sisteme au devenit COTS.

– **Comunitatea.** Diseminarea și împărtășirea experienței, tehnologiei, facilităților și industriei a contribuit la crearea unei adevărate explozii în termeni de servicii și clienți. Astfel au apărut oportunități pentru clienții cu resurse financiare limitate și pentru țările care se află în curs de dezvoltare. Toate acestea au permis ”democratizarea” spațiului cosmic, pentru că astăzi practic oricine are posibilitatea de a dezvolta și implementa o misiune spațială.

1.3 Determinarea atitudinii satelitelui

1.3.1 Perturbațiile ce acționează asupra atitudinii satelitelui

În timpul mișcării satelitelui pe orbită asupra sa acționează mai multe forțe perturbatoare care pot afecta atitudinea satelitelui, figura 1.9 [125].

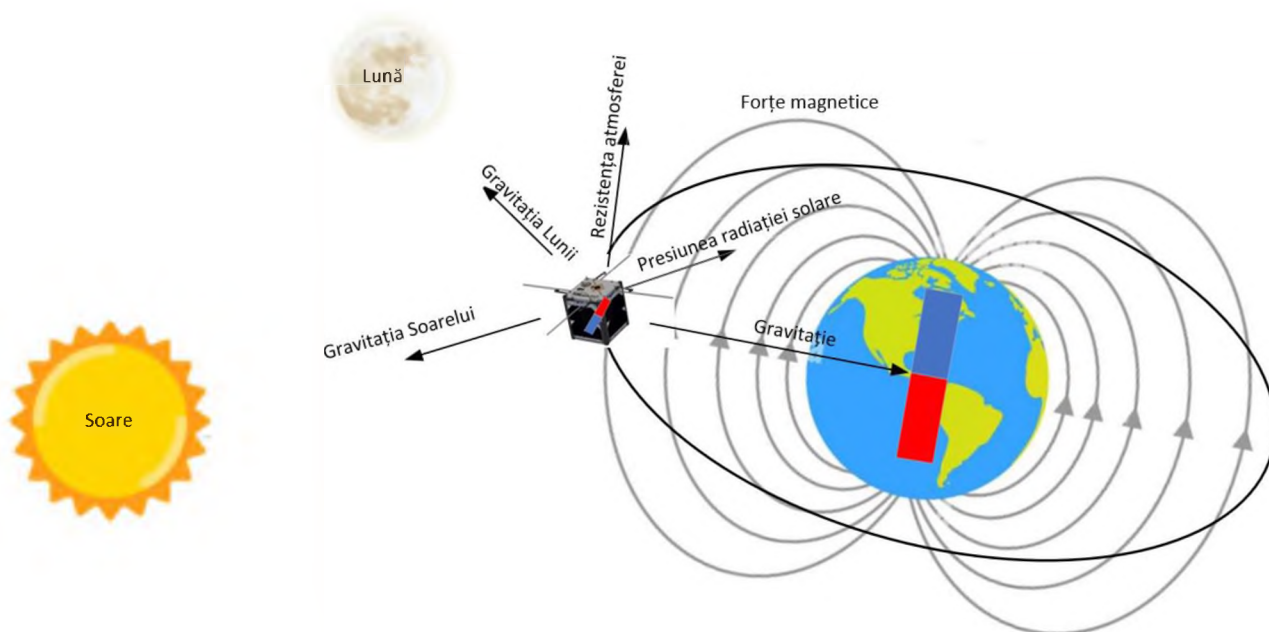


Fig. 1.9. Factorii care acționează asupra satelitului pe orbită

Atracția gravitațională neuniformă este factorul care afectează atitudinea unui satelit. Aceasta se produce, deoarece distribuția masei Pământului nu este perfect sferică și uniformă. Există variații locale ale câmpului gravitațional cauzate de montane, văi sau densități diferite ale rocilor din interiorul Pământului. Aceste variații pot provoca un cuplu gravitațional asupra satelitului, care poate duce la schimbarea atitudinii acestuia. De asemenea, dacă satelitul nu este perfect simetric, forțele gravitaționale vor acționa diferit pe diverse părți ale acestuia, generând un cuplu care îi poate modifica atitudinea. Aceste efecte sunt adesea mici, dar pot deveni semnificative pe parcursul unei misiuni pe termen lung.

Aerodinamica este un alt factor care influențează atitudinea unui satelit, în special pentru cele care se află pe orbite joase, unde atmosfera Pământului este încă prezentă, chiar dacă este foarte rarefiată. În timp ce satelitul se deplasează prin atmosfera superioară, particulele de gaz se ciocnesc cu suprafața acestuia, creând o forță de fricțiune. Aceasta forță induce un cuplu asupra satelitului, ducând la o schimbare în atitudinea acestuia. Forma, dimensiunea și orientarea satelitului vor determina măsura în care această forță va afecta atitudinea, iar efectul va fi mai mare pentru sateliții cu o suprafață mare expusă în direcția de mișcare.

Presiunea radiației solare este un alt factor care influențează atitudinea sateliților. Lumina solară, deși nu are masă, are impuls, iar când se reflectă sau se absoarbe pe suprafața satelitului, generează o forță. Această forță, deși mică, poate deveni semnificativă în timp, mai ales pentru sateliții ușori cu arii mari de suprafață. Această forță este dependentă de orientarea satelitului față

de Soare și generează un cuplu asupra satelitelui care îi schimbă atitudinea. De aceea, modelarea și controlul efectului presiunii radiației solare sunt esențiale pentru precizia misiunilor satelitare.

Pământul are un câmp magnetic, care se extinde în spațiu și poate afecta sateliții ce orbitează în jurul Pământului. Forțele magnetice sunt alt factor cheie care perturbă atitudinea unui satelit. Forțele magnetice pot acționa asupra oricărui obiect metalic din cadrul satelitelui, inducând o orientare nedorită a acestuia. Mai mult, dacă satelitul are încorporate elemente magnetice, cum ar fi magnetorquer-ele, interacțiunea cu câmpul magnetic terestru poate cauza o rotație în jurul unei axe. Pentru controlul precis al atitudinii, este necesar să se ia în considerare aceste efecte magnetice și să se proiecteze mecanisme de compensare sau corecție.

Forțele maree reprezintă un alt element care influențează atitudinea satelitelui pe orbită. Acestea sunt cauzate de variații în câmpul gravitațional al Pământului, care nu este perfect sferic, dar are o formă ușor elipsoidală, și de influența gravitațională a corpurilor cerești precum Soarele și Luna. Forțele de maree acționează asupra satelitelui, deformându-l ușor și cauzând momente de torsiune care pot schimba atitudinea satelitelui care este o problemă mai mare pentru sateliții mai mari și mai flexibili. Pentru un control eficient al atitudinii, este necesară modelarea și compensarea acestor efecte de forță de maree. În cazul unor misiuni de lungă durată, forțele de maree au un impact semnificativ asupra dinamicii și stabilității satelitelui.

Forțele interne reprezintă un alt tip de perturbație care poate afecta atitudinea satelitelui. Acestea includ momentele de torsiune generate de componentele satelitelui, cum ar fi motoarele de reacție, mecanismele de desfășurare, sau dispozitivele de control al atitudinii, cum ar fi roțile de inerție sau magnetorquer-ele. De asemenea, efectele termice interne, cum ar fi expansiunea și contracția diferitelor materiale din cauza variațiilor de temperatură, pot genera și ele momente de torsiune. Aceste forțe interne pot varia în timp, în funcție de funcționarea și starea sistemelor de bord. Deși pot fi controlate sau compensate până la un punct, ele reprezintă o sursă de incertitudine și generează abateri în controlul atitudinii satelitelui.

1.3.2 Tehnici și mijloace de determinare a atitudinii satelitelui

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 [72]:

Senzori solari. Acești senzori măsoară intensitatea și direcția luminii solare, iar aceste măsurători sunt apoi folosite pentru a determina orientarea satelitelui.

Magnetometre. Acestea măsoară intensitatea și direcția câmpului magnetic al Pământului în raport cu sistemul de coordonate legat de obiectul pe care sunt instalați, adică satelitul. Oricum, acestea pot fi afectate de anomalii magnetice și nu sunt de obicei la fel de precise ca alte metode.

Giroscoape. Giroscoapele măsoară viteza de rotație a satelitului în sistemul său de referință, iar aceste măsurători pot fi integrate în timp pentru a obține orientarea satelitului.

Senzori stelari. Acești senzori utilizează poziția stelelor pentru a determina orientarea satelitului utilizând o cameră de luat vederi special concepută. Aceasta este una dintre cele mai precise metode de determinare a atitudinii, dar este, de asemenea, una dintre cele mai complexe și scumpe.

Sistem de poziționare globală GPS. Sistemul de poziționare globală (GPS) poate fi folosit pentru a determina atitudinea satelitului prin măsurarea diferenței de timp de sosire a semnalelor emise de sateliții GPS la antene separate spațial pe satelit [97].

Accelerometre. Acestea măsoară accelerația satelitului, care poate fi utilizată pentru a deduce orientarea satelitului.

Senzori de orizont terestru. Acești senzori măsoară gradientul de temperatură între Pământ și spațiu, permițând determinarea orientării satelitului față de Pământ.

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

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

Tabelul 1.1. Compararea metodelor de determinare a atitudinii

Metoda	Avantaje	Dezavantaje	Precizie (grade)	Masa	Compatibil cu CubeSat
1	2	3	4	5	6
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

Continuare Tabelul 1.1. Compararea metodelor de determinare a atitudinii

1	2	3	4	5	6
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.

1.3.3 Algoritmi de determinare a atitudinii satelitului

Algoritmii de determinare a atitudinii satelitului reprezintă tehnicile de procesare a datelor primite de la senzorii de atitudine pentru a calcula orientarea satelitului în spațiu. Astfel ei sunt esențiali pentru a cunoaște și a controla orientarea satelitului. În continuare sunt descriși câțiva algoritmi utilizați în scopul determinării atitudinii sateliților [72], [99], [125].

Algoritmii de filtrare Kalman. Filtrul Kalman este folosit în mod obișnuit în sistemele de determinare a atitudinii pentru a estima starea satelitului pe baza datelor zgomotoase de la senzori [33]. Acești algoritmi sunt capabili să gestioneze zgomotul și incertitudinile din datele senzorilor, făcându-le foarte robuste în multe situații. Filtrul Kalman poate fi adaptat pentru a lucra cu o varietate de modele de sateliți și seturi de senzori. Necesită o bună înțelegere a dinamicii satelitului și a caracteristicilor zgomotului sensorului. În plus, se presupune că sistemul este liniar sau este liniarizat, ceea ce nu se îndeplinește întotdeauna.

Datorită flexibilității și robusteții care o oferă, algoritmii de filtrare Kalman sunt folosiți frecvent în sistemele ADCS ale nanosateliților de tip CubeSat.

Algoritmi de triadă. Se utilizează măsurători din două seturi de vectori de referință pentru a determina atitudinea. De obicei, unul dintre seturi este format din vectori mășurați în coordonate inerțiale (de exemplu, vectorul soarelui și câmpul magnetic al Pământului), iar celălalt set este

format din vectorii corespondenți mășurați în coordonatele corpului. Sunt simpli de implementat și nu necesită o înțelegere complexă a dinamicii satelitului, dar pot fi mai puțin preciși decât alte metode, deoarece nu sunt luate în considerare zgomotul sau incertitudinile în datele senzorilor.

Datorită simplității lor, acești algoritmi pot fi folosiți în nanosateți de tip CubeSat, unde resursele de calcul sunt limitate.

Algoritmi de determinare a atitudinii pe baza matricelor de rotație. Algoritmii folosesc matrici de rotație pentru a determina atitudinea. Un exemplu este algoritmul Davenport, care minimizează eroarea de măsurare pătrată pentru a determina atitudinea. Algoritmii oferă o înțelegere intuitivă a rotației, dar sunt mai puțin eficienți numeric decât reprezentarea cuaternionilor și pot duce la erori de precizie datorită necesității de a menține matricele de rotație ortogonale.

Deși necesită resurse de calcul mai mari, algoritmii de determinare a atitudinii pe baza matricelor de rotație pot fi, totuși, folosiți în nanosateți de tip CubeSat cu suficiente resurse de calcul.

Algoritmi de filtrare de particule. Acest algoritm este o metodă de inferență Bayesiană pentru a determina atitudinea din datele zgomotoase, este mai robust decât filtrul Kalman la modelele nelineare și necesită o putere de calcul semnificativă.

Deși algoritmii de tipul „filtru de particule” oferă performanțe superioare în anumite situații, sunt necesare resurse de calcul prea mari pentru nanosateți de tip CubeSat cu resurse de calcul limitate. Cu toate acestea, dacă CubeSat-ul are un sistem de procesare suficient de puternic, acești algoritmi pot fi o opțiune viabilă.

Fiecare algoritm are avantaje și dezavantaje, iar alegerea celui mai potrivit depinde de specificațiile misiunii și de resursele disponibile pentru procesarea datelor.

1.4 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 [52].

Creșterea misiunilor CubeSat în ceea ce privește complexitatea și posibilitățile acestora a necesitat dezvoltarea unor sisteme dedicate de determinare și control al atitudinii (ADCS). În prezent, de fapt, multe misiuni folosesc aceste mecanisme pentru a-și atinge obiectivele misiunii

sau pur și simplu pentru a testa noi produse și echipamente pe orbită. De exemplu, determinarea și controlul atitudinii ar putea fi necesare pentru a efectua anumite sarcini în anumite puncte de pe orbită sau pentru a face modificări ale traiectoriei. Aceștia sunt factori cheie în dezvoltarea constelațiilor CubeSat, care au fost propuși și lansați în mai multe scopuri, cum ar fi observarea Pământului, măsurătorile atmosferice, supravegherea și gestionarea dezastrelor. Atingerea și menținerea unor orbite specifice necesită capacitatea de a efectua manevre orbitale și de a naviga în mod autonom, chiar și fără GPS sau câmpul magnetic al Pământului, ca în cazul misiunilor în spațiul adânc. Misiunile CubeSat în afara orbitei Pământului permit operatorilor de misiuni să efectueze măsurători științifice în mai multe domenii la un cost accesibil și, în același timp, oferă mai multă redundanță și oportunități sporite de lansare în comparație cu sateliții tradiționali.

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 [126].

ADCS stabilizează, controlează și poziționează un satelit într-o orientare dorită, în ciuda oricăror perturbații externe sau interne care acționează asupra acestuia [62]. Sarcina utilă a satelitului necesită o direcție specifică de orientare, indiferent dacă sarcina utilă este o cameră, un instrument științific sau o antenă. Sateliții necesită, de asemenea, orientare pentru controlul termic sau pentru a capta lumina incidentă de la soare pentru panourile lor solare. Sistemul ADCS folosește senzori pentru a determina atitudinea unui satelit și dispozitive de acționare pentru a controla satelitul în direcția dorită. Sistemele ADCS trebuie să atingă diferitele obiective de misiune și sarcini utile, cum ar fi precizia poziționării, stabilitatea, determinarea ratei de rotație și detectarea cu multe constrângeri fizice, cum ar fi masa, puterea, volumul, puterea computerului/stocarea, mediul spațial, robustețea/durata de viață și costul. ADCS este o sinteză a două subsisteme, sistemul de determinare a atitudinii (ADS) și sistemul de control al atitudinii (ACS), care controlează atitudinea/mișcarea unui satelit, așa cum este prezentat în figura 1.10 [40].

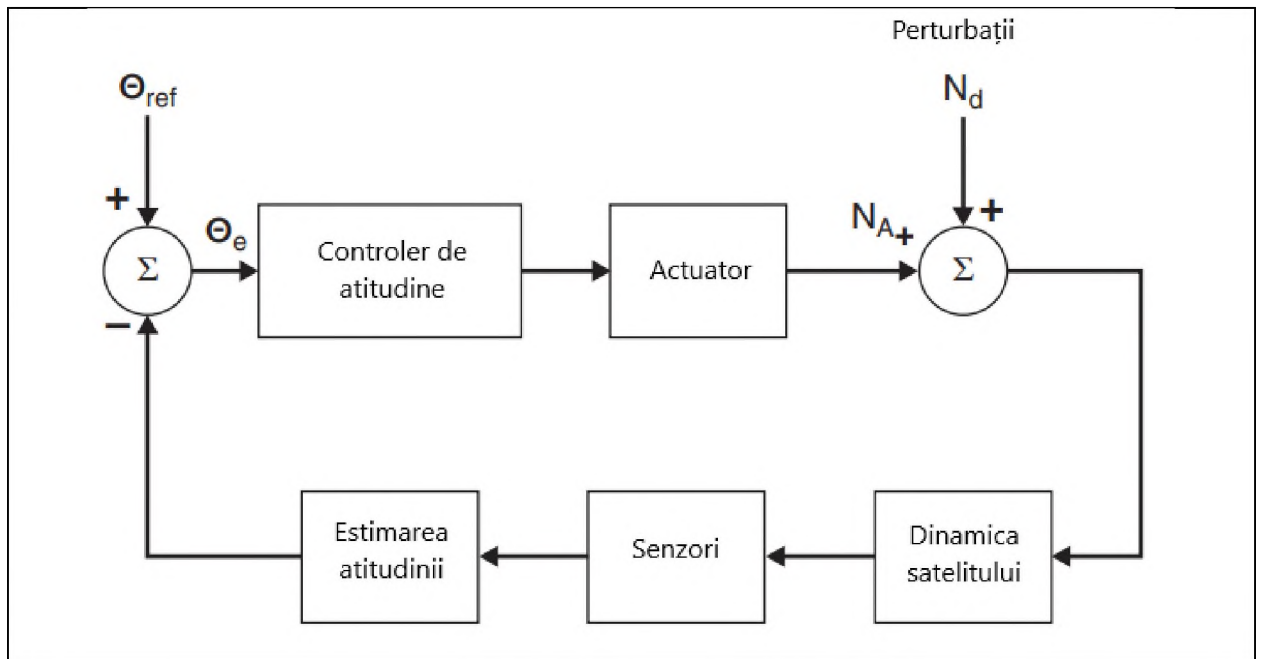


Fig. 0.10. Schema generală ADCS

1.4.1 Exemplul nanosatelitelui SwissCube-1

Modulul ADCS al satelitelui SwissCube-1 a fost dezvoltat de Universitatea Politehnică din Lausanne, Elveția [118]. Principalele cerințe tehnice față de arhitectura sistemului de determinare și control al atitudinii au fost următoarele:

- sistemul trebuie să fie capabil să reducă rotația satelitelui de cel mult $\pm 50^\circ/\text{s}$ până la $\pm 0.15^\circ/\text{s}$ în decursul a cel mult șapte zile;
- precizia de orientare $\pm 12^\circ$;
- sistemul trebuie să fie capabil să reconfigureze parametrii buclei de control și să transmită datele de la senzori.

Datele inițiale pentru determinarea atitudinii sunt colectate de la o serie de senzori (6 senzori de soare, un giroscop triaxial, un magnetometru triaxial). În calitate de elemente de execuție, au fost prevăzuți trei magnetorquer-i.

Pentru reprezentarea atitudinii s-au folosit cuaternionii și estimatorul recursiv REQUEST, o variantă modificată a estimatorului QUEST, propus de Shuster și utilizat pentru prima dată în misiunea MAGSAT [6], întrucât această metodă este cea mai rapidă și necesită o putere de calcul mai mică în comparație cu calculele matricelor de rotație, fără a degrada precizia. Structura arhitecturii sistemului ADCS al atitudinii nanosatelitelui SwissCube-1 este prezentată în figura 1.11.

Pentru reducerea erorilor cauzate de zgomot, cuaternionii estimați sunt filtrați utilizând filtrul EKF (Extended Kalman Filter), dat fiind că atitudinea satelitului are proprietăți neliniare [33]. Pentru a obține vectorii de referință pentru estimatorul QUEST, s-a ales un model propagator bazat pe parametrii orbitali TLE (încărcați de pe stația terestră), împreună cu un model al câmpului magnetic suficient simplificat pentru a fi rulat pe un microcontroler, dar fără a afecta semnificativ precizia. Totodată acești parametri trebuie actualizați odată la câteva zile pentru a asigura acuratețea predicției poziției.

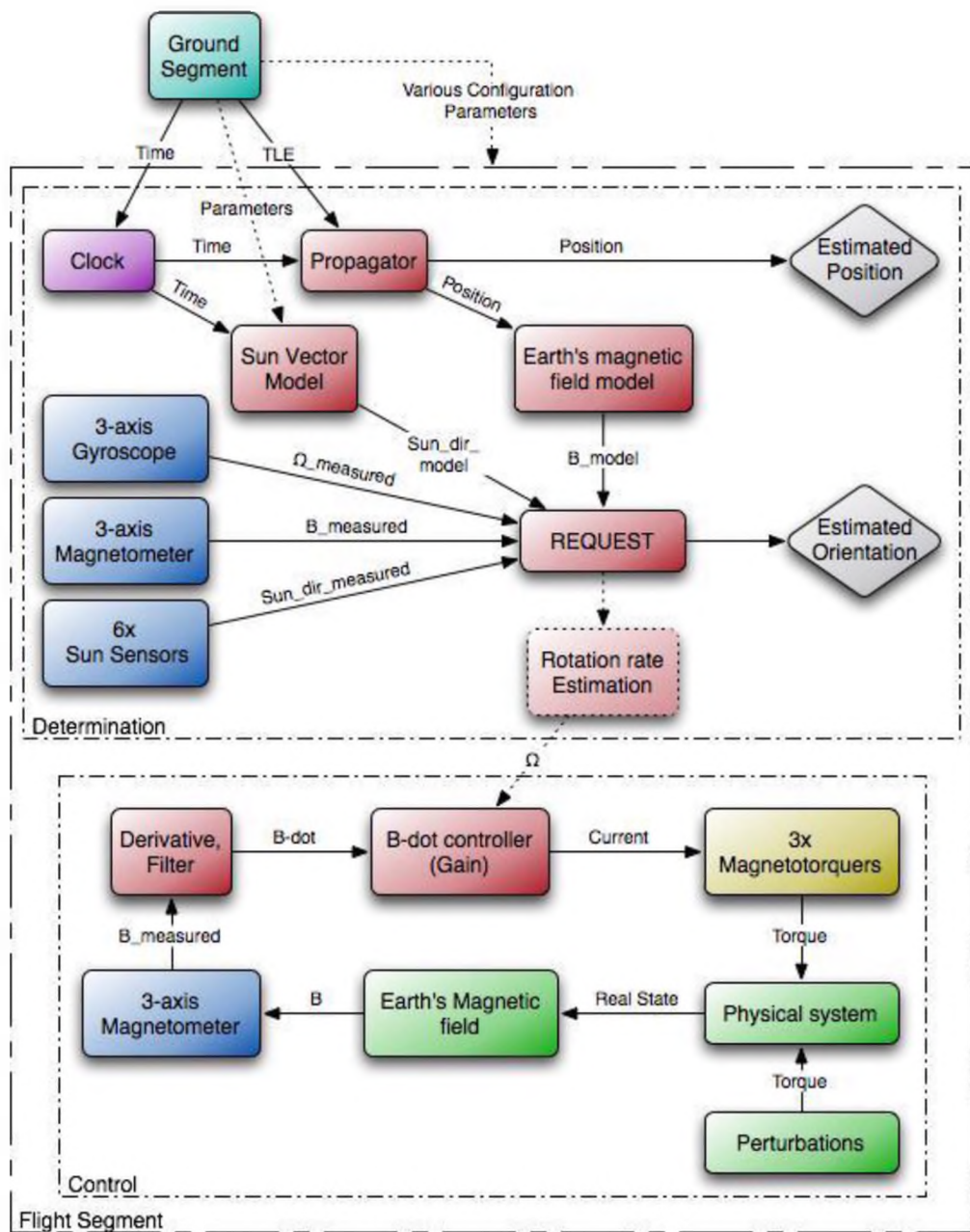


Fig. 1.11. Structura arhitecturii sistemului ADCS al atitudinii nanosatelitului SwissCube-1 [39]

În calitate de algoritm de control a fost ales controller-ul B-Dot cu adaptare dinamică.

Algoritmul de control, inclusiv caracteristicile sale de stabilitate și convergență au fost modelate în mediul MATLAB, iar rezultatele au fost prezentate de Shuster în [110].

1.4.2 Exemplul nanosatelitului TTU100

Modulul ADCS al satelitului TTU100 a fost dezvoltat de Universitatea Tehnică din Tallin, Estonia. Principalele cerințe tehnice față de arhitectura sistemului de determinare și control al atitudinii au fost următoarele:

- precizia de orientare necesară, determinată prin:
 - 1) 45 grade pentru orientarea antenei sistemului de comunicare în banda UHF;
 - 2) 10 grade pentru orientarea antenei sistemului de comunicare în banda X;
 - 3) 3 grade pentru orientarea camerei de luat vederi;
 - 4) 3 grade pentru efectuarea experimentului de comunicare prin fascicul laser;
- sistemul trebuie să fie capabil de reconfigurarea parametrilor buclei de control și de transmiterea datelor de la senzori;
- sistemul trebuie să permită reprogramarea ulterioară.

Datele inițiale pentru determinarea atitudinii sunt colectate de la o serie de senzori (8 senzori de soare, 1 giroscop, un magnetometru triaxial, opt senzori optici în diapazon infraroșu pentru determinarea poziției Pământului. În calitate de elemente de execuție au fost prevăzuți trei magnetorquer-e și trei volanți acționați de motoare BLDC.

Pentru reprezentarea atitudinii s-au folosit cuaternionii și estimatoarele cuaternionului optimal ESOQ2 propuse de Mortari [90], [91], dat fiind că această metodă este cea mai rapidă și necesită o putere de calcul mai mică în comparație cu calculele matricelor de rotație, fără a degrada precizia. Pentru reducerea erorilor cauzate de zgomot, cuaternionii estimați sunt filtrați utilizând filtrul UKF (Unscented Kalman Filter), întrucât atitudinea satelitului are proprietăți neliniare. Structura algoritmului de determinare a atitudinii TTU100 este prezentată în figura 1.12. Pentru a obține vectorii de referință pentru estimatorul ESOQ2, s-a ales un model bazat pe parametrii orbitali TLE, care urmau să fie încărcăți în memoria EEPROM a satelitului.

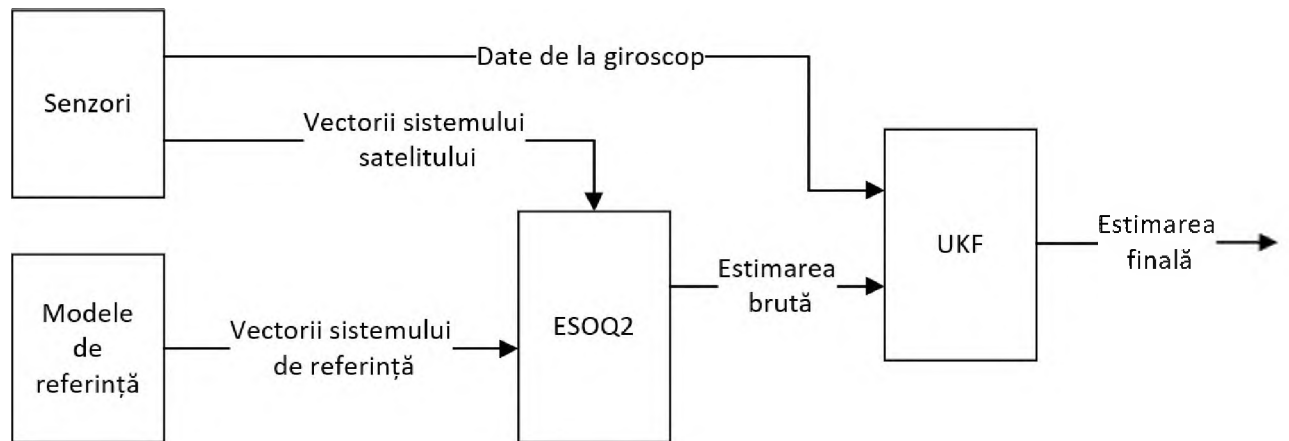


Fig. 1.12. Structura algoritmului de determinare a atitudinii nanosatelitului TTU100 [44]

În calitate de algoritm de control a fost ales algoritmul de reglare PID. De fapt, bucla de control constă din două regulatoare PID imbricate: una externă pentru atitudine și alta internă pentru motoarele ce acționează roțile de reacție. Structura algoritmului de control al atitudinii TTU100 este prezentată în figura 1.13.

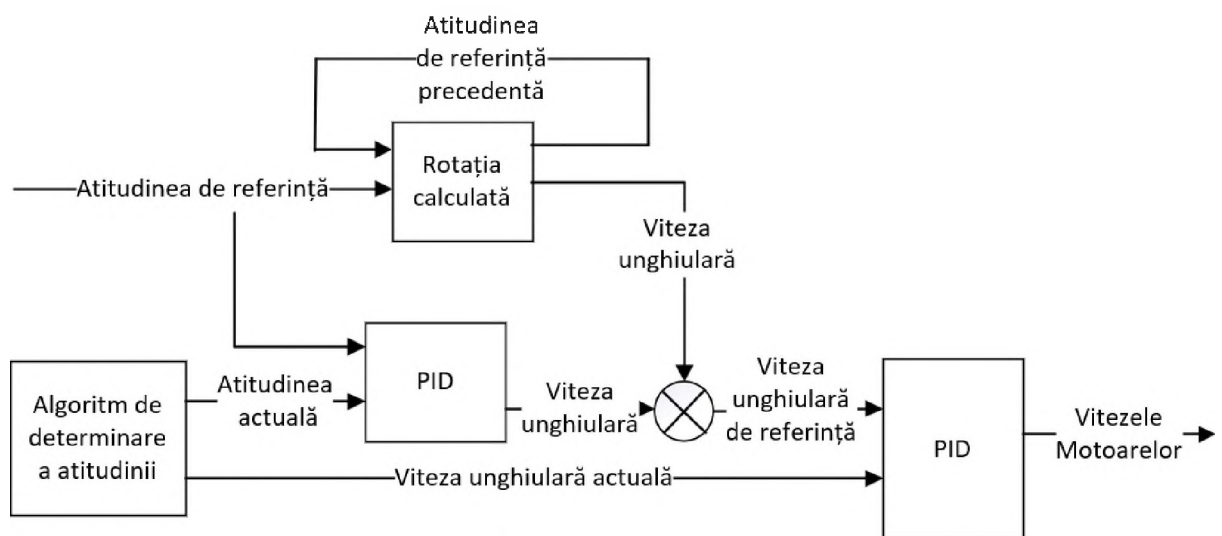


Fig. 1.13. Structura algoritmului de control al atitudinii nanosatelitului TTU100 [44]

În particular, acuratețea algoritmului de determinare a vectorului poziției Soarelui a fost comparată prin calcularea acesteia în câteva medii separate, și anume: Matlab, Wolfram Alpha, SunCalc și Skylive pentru ascensiune, declinație, elevație și azimut. Rezultatele comparării au fost publicate de Pillet în [98] și Gordon în [44].

1.5 Formularea problemelor 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 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.

În baza analizei surselor informaționale în domeniul controlului atitudinii sateliților, s-a constatat că problema controlului este actuală și, prin urmare, s-a formulat scopul și obiectivele acestei lucrări.

Scopul lucrării constă în dezvoltarea unui model matematic al descrierii atitudinii satelitului pe orbită și simularea computațională a poziționării sale.

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 satelitului pe orbită.
3. Cercetarea metodelor de poziționare a sateliților pe orbită.
4. Elaborarea modelului matematic de descriere a comportamentului dinamic al satelitului pe orbită.
5. Elaborarea algoritmului de poziționare a satelitului.
6. Simularea computațională a poziționării satelitului pe orbită.

1.6 Concluzii la capitolul 1

În acest capitol 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

2.1 Sisteme de referință spațiale

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. Sateliții cu panouri solare mari dislocate pot avea o structură flexibilă și din acest motiv sistemul lor de poziționare presupune acționarea motoarelor cu propulsie. Acest lucru duce la vibrații care pot diminua precizia de poziționare a sarcinii utile. Mai mult, consumul de combustibil și mișcarea combustibilului în rezervoarele de propulsor pot duce la modificarea proprietăților de inerție ale satelitului în timp, ceea ce face problema de control mai complicată [23]. Satelitul este considerat un corp rigid într-un sistem de referință, S_S , descris de tripletul vectorilor unitari $(\bar{e}_1, \bar{e}_2, \bar{e}_3)$. Poziția sistemului S_S față de sistemul de referință inerțial S_I , reprezentată de vectorii unitari $(\bar{E}_1, \bar{E}_2, \bar{E}_3)$, caracterizează atitudinea satelitului [48].

Fie \bar{v} o mărime vectorială,

$$\bar{v} = x\bar{e}_1 + y\bar{e}_2 + z\bar{e}_3,$$

sau echivalent:

$$\bar{v} = X\bar{E}_1 + Y\bar{E}_2 + Z\bar{E}_3,$$

unde vectorii coloană $v_S = (x, y, z)^T$ și $v_I = (X, Y, Z)^T$ reprezintă componentele mărimii vectoriale \bar{v} în sistemele de referință ale satelitului S_S și, respectiv, S_I .

Fie se consideră componentele $e_{i,j} = (e_{1,i}, e_{2,i}, e_{3,i})^T$ ale vectorului unitate \bar{e}_i din S_I :

$$\bar{e}_i = e_{1,i}\bar{E}_1 + e_{2,i}\bar{E}_2 + e_{3,i}\bar{E}_3.$$

Astfel se obține următoarea expresie pentru vectorul \bar{v} :

$$\bar{v} = x\bar{e}_1 + y\bar{e}_2 + z\bar{e}_3$$

$$\bar{v} = x(e_{1,1}\bar{E}_1 + e_{2,1}\bar{E}_2 + e_{3,1}\bar{E}_3) + y(e_{1,2}\bar{E}_1 + e_{2,2}\bar{E}_2 + e_{3,2}\bar{E}_3) + z(e_{1,3}\bar{E}_1 + e_{2,3}\bar{E}_2 + e_{3,3}\bar{E}_3)$$

$$\bar{v} = (e_{1,1}x + e_{1,2}y + e_{1,3}z)\bar{E}_1 + (e_{2,1}x + e_{2,2}y + e_{2,3}z)\bar{E}_2 + (e_{3,1}x + e_{3,2}y + e_{3,3}z)\bar{E}_3,$$

ceea ce permite ca coordonatele vectorului \bar{v} în S_I să fie exprimate în raport cu cele din S_S , după cum urmează:

$$X = e_{1,1}x + e_{1,2}y + e_{1,3}z,$$

$$Y = e_{2,1}x + e_{2,2}y + e_{2,3}z,$$

$$Z = e_{3,1}x + e_{3,2}y + e_{3,3}z.$$

Relațiile de mai sus pot fi rescrise în modul următor:

$$\bar{v}_I = T_{IS}\bar{v}_S,$$

unde matricea de trecere T_{IS} este :

$$T_{IS} = \begin{pmatrix} e_{1,1} & e_{1,2} & e_{1,3} \\ e_{2,1} & e_{2,2} & e_{2,3} \\ e_{3,1} & e_{3,2} & e_{3,3} \end{pmatrix}.$$

Matricea T_{IS} este alcătuită din coordonatele vectorilor unitari \bar{e}_i exprimați în S_I . Orice matrice alcătuită din vectori unitari pe linie sau coloană reciproc ortogonali este o matrice ortogonală și se caracterizează prin mai multe proprietăți, printre care sunt [43]:

1. $T^{-1} = T^T$;
2. $\det(T) = \pm 1$ (iar cel al unei matrice de rotație este 1);
3. dacă T_1 și T_2 sunt 2 matrice ortogonale, atunci și produsul lor $T_1 \cdot T_2$ este o matrice ortogonală.

Conform primei proprietăți se obține:

$$\bar{v}_S = T_{SI}\bar{v}_I = (T_{IS})^{-1}\bar{v}_I = (T_{IS})^T\bar{v}_I,$$

ceea ce înseamnă că se obține:

$$T_{SI} = \begin{pmatrix} \bar{e}_{1_I}^T \\ \dots \\ \bar{e}_{2_I}^T \\ \dots \\ \bar{e}_{3_I}^T \end{pmatrix}.$$

Astfel se obține matricea de trecere de la sistemul de coordonate al satelitului la sistemul inerțial de coordonate.

2.2 Problema parametrizării determinării atitudinii sateliților

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 [99]. Reprezentarea atitudinii unui satelit este esențială pentru controlul și stabilizarea acestuia în timpul misiunilor spațiale.

Există mai multe metode de parametrizare a descrierii atitudinii sateliților, fiecare cu avantaje și dezavantaje. Trei dintre cele mai comune metode sunt prezentate în subparagrafele de mai jos [72].

2.2.1 Metoda de descriere a atitudinii prin intermediul matricei cosinușilor directori

Transformarea de bază a atitudinii pe trei axe se bazează pe matricea cosinușilor directori. Orice transformare de atitudine în spațiu este transformată în această formă esențială. În figura 2.1, axele X , Y și Z sunt vectori unitari care definesc un triplet ortogonal de dreaptă. Acest triplet este

ales ca sistem inerțial de referință. În continuare, un triplet ortogonal similar este atașat în centrul de masă al unui corp aflat în mișcare, definit de vectorii unitari \bar{e}_1, \bar{e}_2 și \bar{e}_3 .

În contextul figurii 2.1 se definește matricea A:

$$A = \begin{bmatrix} e_{1,1} & e_{1,2} & e_{1,3} \\ e_{2,1} & e_{2,2} & e_{2,3} \\ e_{3,1} & e_{3,2} & e_{3,3} \end{bmatrix}.$$

În această matrice $e_{1,1}, e_{1,2}$ și $e_{1,3}$ sunt coordonatele vectorului unitar \bar{e}_1 în raport cu cele trei axe X, Y și Z ale sistemului de referință ortogonal: $\bar{e}_1 = [e_{1,1}, e_{1,2}, e_{1,3}]^T$. În mod similar, \bar{e}_2 și \bar{e}_3 au componentele $e_{2,1}, e_{2,2}, e_{2,3}$ și $e_{3,1}, e_{3,2}, e_{3,3}$ în raport cu axele aceluiași sistem de referință: $\bar{e}_2 = [e_{2,1}, e_{2,2}, e_{2,3}]^T$ și $\bar{e}_3 = [e_{3,1}, e_{3,2}, e_{3,3}]^T$. Matricea cosinușilor directori A, numită și matricea de atitudine, are proprietatea importantă de reprezentare a vectorilor din sistemul de referință în sistemul de referință atașat corpului. Presupunând că vectorul \bar{a} are coordonatele a_1, a_2, a_3 în sistemul de referință: $\bar{a} = [a_1, a_2, a_3]^T$. Următorul produs al vectorului matriceal exprimă coordonatele vectorului \bar{a} în sistemul de referință al corpului:

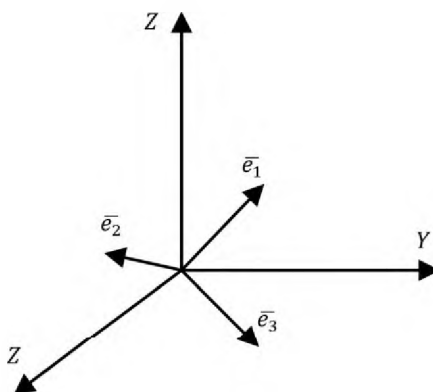


Fig. 2.1. Definirea orientării axelor satelitului \bar{e}_1, \bar{e}_2 și \bar{e}_3 în sistemul de referință X, Y, Z

$$A\bar{a} = \begin{bmatrix} e_{1,1} & e_{1,2} & e_{1,3} \\ e_{2,1} & e_{2,2} & e_{2,3} \\ e_{3,1} & e_{3,2} & e_{3,3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{e}_1 \cdot \bar{a} \\ \bar{e}_2 \cdot \bar{a} \\ \bar{e}_3 \cdot \bar{a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{e_1} \\ a_{e_2} \\ a_{e_3} \end{bmatrix} = \bar{a}_B,$$

unde \bar{a}_B este vectorul \bar{a} reprezentat în sistemul de referință al corpului.

Deoarece \bar{e}_1 este un vector unitar, rezultă că produsul scalar $\bar{e}_1 \cdot \bar{a}$ este componenta a_{e_1} a vectorului \bar{a} de-a lungul vectorului unitar \bar{e}_1 . Prin același raționament, coordonatele vectorului \bar{a} pe vectorii unitari rămași ai tripletului corpului sunt a_{e_2} și a_{e_3} .

Proprietăți de bază ale matricei cosinușilor directori.

Unele proprietăți de bază ale matricei A pot fi enunțate după cum urmează:

1. Fiecare dintre elementele vectorului \bar{a} este cosinusul unghiului dintre un vector unitar al corpului și o axă de referință; numele său este derivat din această proprietate.

2. Fiecare dintre vectorii \bar{e}_1, \bar{e}_2 și \bar{e}_3 sunt vectori cu lungime unu, prin urmare:

$$\sum_{i=1}^3 e_{1,i}^2 = 1, \quad \sum_{i=1}^3 e_{2,i}^2 = 1, \quad \sum_{i=1}^3 e_{3,i}^2 = 1.$$

3. Vectorii unitari \bar{e}_1, \bar{e}_2 și \bar{e}_3 sunt ortogonali unul față de celălalt, prin urmare:

$$\sum_{i=1}^3 e_{1,i}e_{2,i} = 0, \quad \sum_{i=1}^3 e_{1,i}e_{3,i} = 0, \quad \sum_{i=1}^3 e_{2,i}e_{3,i} = 0.$$

4. Din proprietățile 2 și 3 rezultă adevărate următoarele expresii: $AA^T = 1$ și $A^T = A^{-1}$.

Se menționează că transpunerea unei matrice este un proces mult mai simplu decât inversarea aceleiași matrice [43].

5. Deoarece $\det A = \bar{e}_1 \cdot (\bar{e}_2 \times \bar{e}_3)$. Atâta timp cât \bar{e}_1, \bar{e}_2 și \bar{e}_3 formează un triplet ortogonal cubic, rezultă că $\det A = 1$. Astfel,

$$\bar{a} = A^T \bar{a}_B.$$

Se face concluzia că A este o matrice ortogonală reală proprie. Totodată se arată în [125] că o astfel de transformare a matricei păstrează lungimile vectorilor și, de asemenea, unghiurile dintre ei, și astfel reprezintă o rotație. Produsul a două matrice ortogonale reale $A = A_2 A_1$ este rezultatul a două rotații succesive, mai întâi de A_1 și apoi de A_2 . Un lanț de rotații succesive este un lucru des întâlnit în transformările de atitudine [99].

2.2.2 Metoda de descriere a atitudinii prin intermediul unghiurilor Euler

Rotația unghiului Euler este definită ca rotații unghiulare succesive în jurul a trei axe ale cadrului ortogonal [72]. Fie se definesc cele trei axe ortogonale ale sistemului de coordonate a satelitelui prin x, y și z , iar pe cele ale sistemului de referință prin X, Y și Z . Există o multitudine de combinații de ordine prin care se poate realiza rotația. De exemplu, se efectuează mai întâi o rotație în jurul axei x , apoi în jurul axei z și în final în jurul axei y . Ordinea de rotație ar putea fi și y, x, z și așa mai departe.

Există două tipuri distincte de rotații:

1. Rotații succesive în jurul fiecăreia dintre cele trei axe x, y, z . Există șase ordine posibile de astfel de rotație: $x-y-z, z-x-y, y-z-x, x-z-y, y-x-z$ și $z-y-x$.

2. Prima și a treia rotație în jurul aceleiași axe cu a doua rotație în jurul uneia dintre cele două axe rămase. De asemenea sunt șase posibilități: $x-y-x, y-x-y, x-z-x, z-x-z, y-z-y$, și $z-y-z$.

Al doilea tip de secvențe de rotație poate fi util în situații speciale și uneori ajută la rezolvarea problemelor în care rotațiile succesive pe trei axe distincte pot genera singularități [46].

Ordinea specifică de rotație este aleasă în dependență de situația în cauză. Se definește unghiul de rulare Euler ϕ ca o rotație în jurul axei x a corpului, unghiul de pas θ în jurul axei y a corpului și unghiul de rotire ψ în jurul axei z a corpului. Cu toate acestea, orice altă definiție este acceptabilă atâta timp cât rămâne în concordanță cu dezvoltarea analitică. Pentru referință, în continuare va fi dat un exemplu de rotație completă.

Fie se realizează transformarea $\phi \rightarrow \theta \rightarrow \psi$ succesiv în raport cu axele z, y și x ale corpului. Mai întâi, sistemul de coordonate al corpului suferă o rotație cu unghiul ψ în raport cu axa z a corpului. În figura 2.2, R este distanța unui punct de la originea ambelor sisteme carteziane $[\bar{E}_1, \bar{E}_2]$ și $[\bar{e}_1, \bar{e}_2]$, sistemul $[\bar{e}_1, \bar{e}_2]$ este rotit cu unghiul ψ în raport cu sistemul $[\bar{E}_1, \bar{E}_2]$. Coordonatele lui \bar{R} sunt X_0, Y_0 și x_0, y_0 în sistemele de coordonate $[\bar{E}_1, \bar{E}_2]$ și $[\bar{e}_1, \bar{e}_2]$, unde \bar{E}_1, \bar{E}_2 sunt vectorii unitari în sistemul $[X, Y]$ și \bar{e}_1, \bar{e}_2 sunt vectorii unitari în sistemul $[x, y]$.

Pentru transformarea în plan:

$$\bar{R} = X_0\bar{E}_1 + Y_0\bar{E}_2 = x_0\bar{e}_1 + y_0\bar{e}_2. \quad (2.1)$$

se efectuează produsul scalar cu vectorul \bar{e}_1 , rezultă:

$$X_0\bar{E}_1 \cdot \bar{e}_1 + Y_0\bar{E}_2 \cdot \bar{e}_1 = x_0\bar{e}_1 \cdot \bar{e}_1 + y_0\bar{e}_2 \cdot \bar{e}_1.$$

Deoarece $\bar{E}_1 \cdot \bar{e}_1 = \cos(\psi)$, $\bar{E}_2 \cdot \bar{e}_1 = \sin(\psi)$, $\bar{e}_1 \cdot \bar{e}_1 = 1$, și $\bar{e}_1 \cdot \bar{e}_2 = 0$, prin urmare se obține:

$$x_0 = X_0\cos(\psi) + Y_0\sin(\psi).$$

În continuare, expresia (2.1) se înmulțește scalar cu \bar{e}_2 , rezultă:

$$X_0\bar{E}_1 \cdot \bar{e}_2 + Y_0\bar{E}_2 \cdot \bar{e}_2 = x_0\bar{e}_1 \cdot \bar{e}_2 + y_0\bar{e}_2 \cdot \bar{e}_2.$$

De asemenea, deoarece $\bar{E}_1 \cdot \bar{e}_2 = -\sin(\psi)$, $\bar{E}_2 \cdot \bar{e}_2 = \cos(\psi)$, $\bar{e}_1 \cdot \bar{e}_2 = 0$ și $\bar{e}_2 \cdot \bar{e}_2 = 1$, se obține:

$$y_0 = X_0(-\sin \psi) + Y_0 \cos \psi.$$

Rotația este în jurul axei Z , perpendiculară pe ambele axe X și Y . Privind acea transformare ca o transformare tridimensională în spațiu cu Z_0 de-a lungul axei Z și z_0 de-a lungul axei z_0 , rezultă $Z_0 = z_0$.

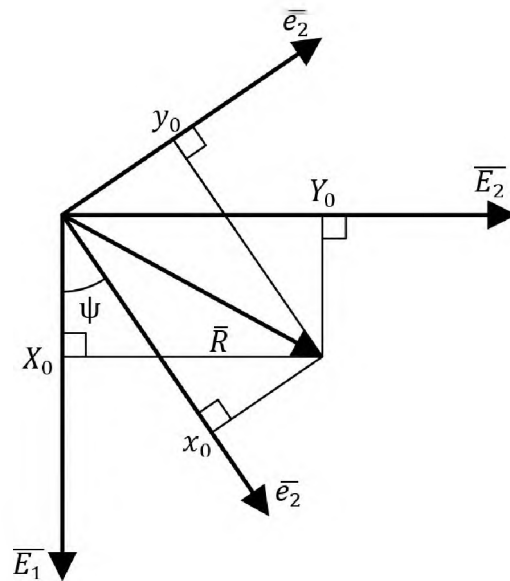


Fig. 2.2. Rotație cu unghiul ψ în raport cu axa z a corpului

În cele din urmă, se pot prezenta noile coordonate ale axelor corpului ca x_1, y_1, z_1 , în formă matricială obținem:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = A_\psi = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} = A_\psi \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}. \quad (2.2)$$

Inițial axele corpului au fost aliniate cu axele de referință $\bar{E}_1, \bar{E}_2, \bar{E}_3$. În ecuația (2.2) A_ψ este prima rotație unghiulară în jurul axei z a corpului. Următoarea rotație va fi în jurul axei y' cu unghiul θ . Trebuie menționată importanța urmării sensului de rotație după regula mâinii drepte, prezentate în figura 2.3, astfel încât proprietățile de rotație din dreapta să fie păstrate [64].

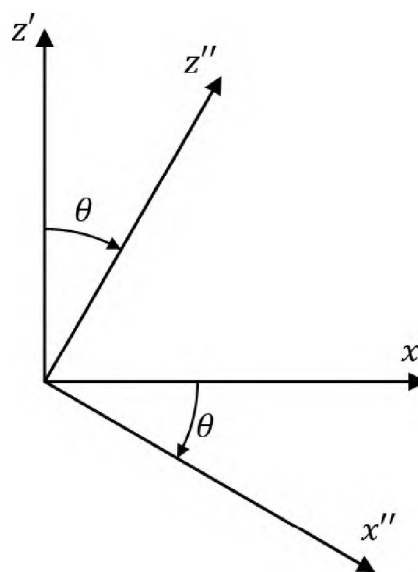


Fig. 2.3. Rotație în jurul axei y' cu unghiul θ

Transformarea de rotație în jurul axei y' va avea forma:

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = A_\theta = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = A_\theta \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix}.$$

Ultima rotație va fi în jurul axei x'' , unde rezultatul este:

$$\begin{bmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{bmatrix} = A_\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = A_\phi \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix}.$$

În cele din urmă,

$$\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{bmatrix} = A_\phi A_\theta A_\psi \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} = A_{\psi\theta\phi} \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}. \quad (2.3)$$

După ce înmulțim matricele în ecuația (2.3), se obține:

$$A_{ZYX} = A_{\psi\theta\phi} = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi & \cos\theta \sin\psi & -\sin\theta \\ -\cos\phi \sin\psi + \sin\phi \sin\theta \cos\psi & \cos\phi \sin\psi + \sin\phi \sin\theta \sin\psi & \sin\phi \cos\theta \\ \sin\phi \sin\psi + \cos\phi \sin\theta \cos\psi & -\sin\phi \cos\psi + \cos\phi \sin\theta \sin\psi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix},$$

$$A_{\psi\theta\phi} = A_\phi A_\theta A_\psi.$$

Prima transformare în jurul celor șase axe cu relaționarea unghiului Euler este $A_{\alpha\beta\gamma}$.

Celelalte cinci transformări de atitudine ale primului tip sunt după cum urmează [42]:

$$A_{YZX} = A_{\theta\psi\phi} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \sin\psi & -\psi \sin\theta \\ -\cos\phi \sin\psi \cos\theta + \sin\phi \sin\theta & \cos\phi \cos\psi & \cos\phi \sin\psi \sin\theta + \sin\phi \cos\theta \\ \sin\phi \sin\psi \cos\theta + \cos\phi \sin\theta & -\sin\phi \cos\psi & -\sin\phi \sin\psi \sin\theta + \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix},$$

$$A_{YXZ} = A_{\theta\phi\psi} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta + \sin\phi \sin\psi \sin\theta & \sin\psi \cos\phi & -\cos\psi \sin\theta + \sin\psi \sin\phi \cos\theta \\ -\cos\phi \sin\psi + \sin\phi \sin\theta \cos\psi & \cos\phi \sin\psi + \sin\phi \sin\theta \sin\psi & \sin\phi \cos\theta \\ \cos\phi \sin\theta + \cos\psi \sin\theta \cos\psi & -\sin\phi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix},$$

$$A_{XZY} = A_{\phi\psi\theta} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \cos\theta \sin\psi \cos\phi + \sin\theta \sin\phi & \cos\theta \sin\psi - \sin\theta \cos\phi \\ -\sin\psi & \cos\psi \cos\theta & \cos\psi \sin\phi \\ \sin\theta \cos\psi & \sin\theta \sin\psi \cos\phi - \cos\theta \sin\phi & \sin\theta \sin\psi \sin\phi + \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix},$$

$$A_{XYZ} = A_{\phi\theta\psi} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \cos\psi \sin\theta \sin\phi + \sin\psi \cos\phi & -\cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi \\ -\sin\psi \cos\theta & -\sin\psi \sin\theta \sin\phi + \cos\psi \cos\phi & \sin\psi \sin\theta \cos\phi + \cos\psi \sin\phi \\ \sin\theta & -\cos\theta \sin\phi & \cos\theta \sin\phi \end{bmatrix},$$

$$A_{ZXY} = A_{\psi\phi\theta} = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi - \sin\theta \sin\phi \sin\psi & \cos\theta \sin\psi + \sin\theta \sin\phi \cos\psi & -\sin\theta \cos\phi \\ -\cos\phi \sin\psi & \cos\phi \cos\psi & \sin\phi \\ \sin\theta \cos\psi + \cos\theta \sin\phi \sin\psi & \sin\theta \sin\psi - \cos\theta \sin\phi \cos\psi & \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix}.$$

Toate matricele A sunt matrice ale cosinuşilor directori, cu caracteristicile corespunzătoare ale unor astfel de matrice, în special, identitatea $A^{-1} = A^T$. Această identitate fiind adevărată are mai multe avantaje: calcul simplificat, stabilitate numerică [43]. De asemenea, este important de

observat că, pentru unghiurile Euler mici, toate cele șase transformări Euler au aceeași formă aproximativă. Ținând cont că $\sin \psi \approx \psi$ și $\cos \psi \approx 1$ pentru unghiuri mici ψ și cu aproximații similare pentru unghiurile Euler rămase, se obține:

$$A_{\alpha\beta\gamma} \approx \begin{bmatrix} 1 & \psi & -\theta \\ -\psi & 1 & \phi \\ \theta & -\phi & 1 \end{bmatrix}.$$

Rotațiile de atitudine derivate pe baza unghiurilor Euler necesită tratarea cu nouă elemente ale matricei cosinuşilor de direcție și fiecare element poate include mai multe funcții trigonometrice. Pe baza cuaternionilor se pot obține transformări echivalente, care sunt mai simple [72].

2.2.3 Metoda de descriere a atitudinii prin intermediul cuaternionilor

Metoda de descriere a atitudinii prin intermediul cuaternionilor reprezintă o abordare revoluționară în domeniul mecanicii și roboticii. 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.

Cuaternionii au fost introduși în secolul al XIX-lea de către matematicianul irlandez Sir William Rowan Hamilton, cu scopul de a îmbunătăți reprezentarea orientării și calculul rotațiilor [112]. De-a lungul timpului, cuaternionii și-au găsit aplicații în diverse domenii, precum grafica la calculator, controlul sateliților, realitatea virtuală și robotică, datorită avantajelor lor semnificative față de alte metode, cum ar fi matricele de rotație sau unghiurile Euler.

În contrast cu alte metode de descriere a atitudinii, utilizarea cuaternionilor evită problemele legate de singularități, un fenomen care poate apărea atunci când se utilizează unghiurile Euler pentru a descrie orientarea în spațiu tridimensional. În plus, cuaternionii permit o interpolare fluidă și continuă între rotații, ceea ce este deosebit de util în modelarea atitudinii sateliților, animație și realitate virtuală.

Cinematica corpului este descrisă de cuaternionul de atitudine, în ecuația (2.4) [112], [125]

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega q \equiv \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} q, \quad (2.4)$$

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.

Rotația satelitelui este descrisă în continuare folosind matricea de rotație [112], în care elementele cuaternionului de atitudine sunt folosite ca parametri.

Dacă se consideră 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:

$$\frac{d}{dt}(I_S\omega) + \dot{h}_\omega = N_e - \omega \times I_S\omega - \omega \times h_\omega,$$

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

Pentru obținerea unei forme mai simple, se scrie produsul vectorial ca operație matricială folosind matricea $S(\omega)$:

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

și se obține ecuația matricială simplificată:

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

Modelul dinamic neliniar 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 (2.5)):

$$\dot{h} = -N_C, \quad (2.5)$$

și, prin urmare, dinamica satelitelui condus de roțile de reacție este descrisă de ecuația 2.6:

$$\dot{\omega} = -I_S^{-1}S(\omega)I_S\omega - I_S^{-1}S(\omega)h + I_S^{-1}N_C + I_S^{-1}N_e. \quad (2.6)$$

Cuaternionul de atitudine este folosit pentru a descrie cinematica satelitelui. Componentele cuaternionului sunt reprezentate explicit folosind unghiurile de rotație Euler în secvența $z-x-z$, reprezentarea cuaternionilor prin unghiuri Euler este prezentată mai jos [32].

$$\begin{aligned} q_1 &= \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2}, \\ q_2 &= \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2}, \\ q_3 &= \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2}, \\ q_4 &= \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2}. \end{aligned}$$

Poziția satelitelui se obține prin rotirea cadrului satelitelui în raport cu cadrul inerțial prin intermediul matricei de cosinus directori A_{SI} [105]. Matricea de rotație se parametrizează prin cuaternioni și este notată cu $A_{SI}(q)$. Vectorul măsurat în sistemul de coordonate inerțial este \bar{a}_I , iar vectorul măsurat în sistemul de coordonate al satelitelui este \bar{a}_S , astfel încât $\bar{a}_S = A_{SI}(q)\bar{a}_I$. Cinematica satelitelui este descrisă de ecuația (2.7):

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}. \quad (2.7)$$

Pentru simplitate, ecuația (2.7) se reprezintă prin ecuația (2.8):

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega(\omega)q. \quad (2.8)$$

În continuare, se ia în considerare o altă formă detaliată de cinematică. Pentru aceasta, ecuația (2.7) se rescrie într-o formă care separă termenii ce conțin q_4 de celelalte elemente ale cuaternionului de atitudine. Astfel vectorul format din elementele q_1, q_2, q_3 ale cuaternionului de atitudine se notează prin g :

$$g = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}.$$

Prin urmare, ecuația (2.8) este scrisă sub forma (2.9, 2.10):

$$\dot{\mathbf{g}} = -\frac{1}{2}\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{g} + \frac{1}{2}q_4\boldsymbol{\omega}, \quad (2.9)$$

$$\dot{q}_4 = -\frac{1}{2}\boldsymbol{\omega}^T \mathbf{g}. \quad (2.10)$$

Forma completă a modelului este:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = -\frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \\ \omega_1 & \omega_2 & \omega_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_4 & 0 & 0 \\ 0 & q_4 & 0 \\ 0 & 0 & q_4 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix}.$$

În ecuația cinematică se substituie $\mathbf{q} = [\mathbf{g}^T, q_4]$, unde \mathbf{g} sunt componentele q_1, q_2, q_3 ale cuaternionului, se obține ecuația (2.11):

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \mathbf{g} \\ q_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -S(\boldsymbol{\omega}) \\ -\boldsymbol{\omega}^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{g} \\ q_4 \end{bmatrix} + \frac{1}{2} q_4 \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} \\ 0 \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega}. \quad (2.11)$$

În această operație se păstrează lungimea unitară a cuaternionului. Modelul satelitelui include dinamica din ecuația (2.6) și cinematica din ecuația (2.11), care sunt utilizate la modelarea atitudinii satelitelui, figura 2.4.

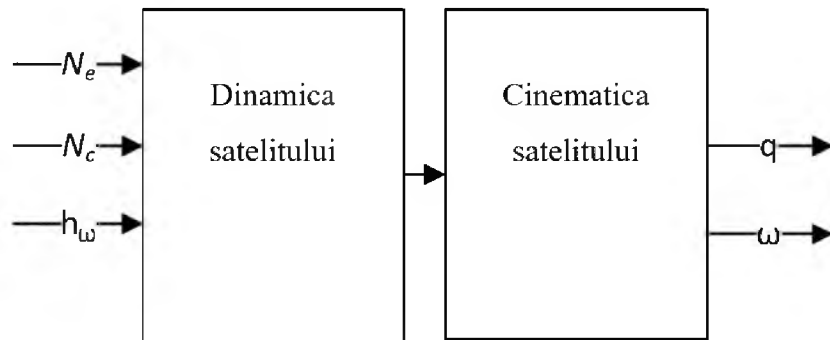


Fig. 2.4. Modelul satelitelui cu dinamică neliniară și cinematică neliniară:
 N_e – cuplul extern, N_c – cuplul de control de la roțile de reacție,
 h_ω – momentul unghiular al roților și ieșirea este \mathbf{q} și $\boldsymbol{\omega}$.

2.3 Determinarea atitudinii prin măsurarea câmpului magnetic

Determinarea atitudinii unui satelit prin măsurarea câmpului magnetic implică utilizarea magnetometrelor pentru a obține informații despre orientarea satelitelui în spațiu. Acest tip de

abordare este cunoscut sub numele de "magnetometrie atitudinală" și se bazează pe principiul că Pământul are un câmp magnetic care variază în funcție de locația geografică [99].

Magnetometrele sunt senzori care măsoară intensitatea și direcția câmpului magnetic terestru. Aceste măsurători pot fi folosite pentru a determina atitudinea satelitului prin compararea câmpului magnetic măsurat cu cel teoretic, care este cunoscut pe baza modelelor matematice ale câmpului magnetic terestru, cum ar fi modelul International Geomagnetic Reference Field (IGRF) [72].

Pentru a determina atitudinea satelitului, sunt necesare cel puțin două magnetometre montate pe satelit în direcții diferite, pentru a măsura componentele câmpului magnetic într-un sistem de coordonate legat de satelit. Din aceste măsurători, se pot calcula unghiurile de rotație ale satelitului, care reprezintă atitudinea sa în spațiu [93].

Cu toate acestea, este important de menționat că determinarea atitudinii prin măsurarea câmpului magnetic nu oferă cea mai precisă metodă de măsurare a atitudinii, deoarece câmpul magnetic terestru este influențat de variații temporale, perturbații solare și alte efecte magnetice locale [55]. În plus, magnetometrele pot fi afectate de interferențe magnetice generate de componentele electronice ale satelitului însuși [66].

De aceea, determinarea atitudinii prin măsurarea câmpului magnetic este adesea folosită în combinație cu alte metode, cum ar fi măsurarea vitezei unghiulare prin giroscopi, măsurarea direcției Soarelui sau a stelelor prin senzori solari sau stelari, pentru a obține o precizie mai mare și o soluție de atitudine mai robustă [85].

2.3.1 Modelul IGRF pentru Pământ

În procedura de control al nanosateliților, o soluție eficientă și destul de des întâlnită este stabilizarea acestora folosind câmpul magnetic al Pământului [51]. Există avantaje și dezavantaje evidente ale acestei metode de stabilizare și control. Regulatele pot fi mici și nu se deteriorează în timp, dar, de asemenea, pot produce doar cupluri perpendiculare pe câmpul magnetic local [123].

Câmpul magnetic al Pământului seamănă, în general, cu câmpul din jurul unei sfere magnetizate sau cu un dipol înclinat prezentat în figura 2.5.

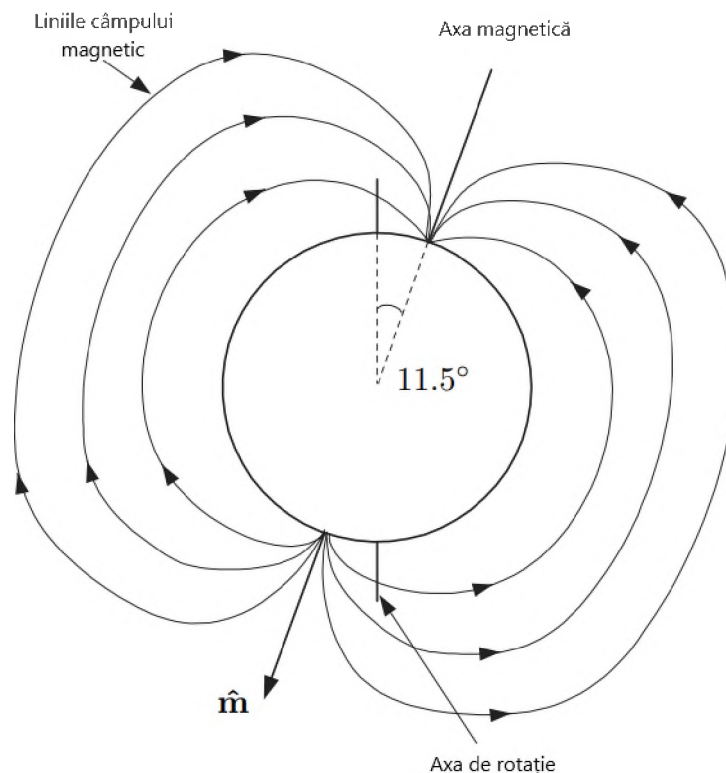


Fig. 0.5. Modelul câmpului magnetic [31]

Axa dipolului este înclinată cu aproximativ 11.5° față de axa de rotație și se schimbă cu aproximativ $0.2\%/an$. Puterea sa la suprafața Pământului variază de la aproximativ 30000 nT lângă ecuator până la 60000 nT lângă poli [31]. În plus, există un câmp de intensitate magnetică scăzută la aproximativ 25° S și 45° V cunoscut sub numele de Anomalia Braziliană [4].

Modelul acceptat pentru câmpul magnetic al Pământului este Câmpul Internațional de Referință Geomagnetic (IGRF), propus de Asociația Internațională de Geomagnetism și Aeronomie (IAGA) [56].

IGRF este, în esență, un set de coeficienți gaussieni, g_n^m și h_n^m , care sunt expuși la fiecare 5 ani de IAGA pentru a fi utilizați într-un model armonic sferic [104]. La fiecare dintre acești ani de epocă, grupul ia în considerare mai multe propuneri și adoptă, de obicei, un compromis care se potrivește cel mai bine cu datele disponibile. Coeficienții pentru un anumit model sunt referiți de IGRF conform generației respective, ca IGRF-13. Modelul include atât coeficienții pentru anul epocă, cât și variabilele de variație seculară, care urmăresc modificarea acestor coeficienți în nanoTesla pe an. Acești coeficienți de variație seculari sunt utilizați pentru a extrapola coeficienții gaussieni la data în cauză. Odată ce datele devin disponibile despre câmpul magnetic real pentru o perioadă dată, modelul este ajustat și devine Câmpul de referință geomagnetic definitiv. De

obicei, IGRF constă din 120 de coeficienți pentru fiecare an epocă, cu 80 de coeficienți de variație seculară. Ultima generație activă de coeficienți a fost elaborată în anul 2019 [3].

Conform fizicii, câmpul magnetic, \mathbf{B} , este definit ca gradientul negativ al funcției de potențial scalar V , astfel încât [104]:

$$\mathbf{B} = -\nabla V.$$

Deși un model dipol simplu oferă o bună aproximare a câmpului geomagnetic, acesta poate fi modelat mai îndeaproape folosind un model armonic sferic al potențialului scalar, așa cum este dat în ecuația de mai jos, aceasta fiind ecuația pe care se bazează modelul IGRF [31].

$$V(r, \theta, \phi) = a \sum_{n=1}^k \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi) P_n^m(\theta).$$

Aici a este raza de referință a Pământului ($a = 6371.2 \text{ km}$), r, θ și ϕ sunt coordonatele geocentrice (r este raza în kilometri, θ este unghiul de co-latitudine ($\theta = 90^\circ - \text{latitudine}$) și ϕ este longitudinea. Coeficienții g_n^m și h_n^m sunt coeficienții Gaussiani publicați de către IAGA pentru modelul IGRF, iar $P_n^m(\theta)$ reprezintă funcțiile de grad n Legendre cvasi-normalizate.

Deoarece intensitatea câmpului magnetic este calculată luând derivatele parțiale ale lui V , sunt necesare următoarele ecuații de la Wertz [125]:

$$B_r = \frac{-\delta V}{-\delta r} = \sum_{n=1}^k \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} (n+1) \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi) P_n^m(\theta),$$

$$B_\theta = \frac{-1}{r \sin \theta} \frac{\delta V}{\delta \theta} = -\sum_{n=1}^k \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi) \frac{\delta P_n^m}{\delta \theta},$$

$$B_\phi = \frac{-1}{r \sin \theta} \frac{\delta V}{\delta \phi} = -\frac{1}{\sin \theta} \sum_{n=1}^k \left(\frac{a}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n m (-g_n^m \sin m\phi + h_n^m \cos m\phi) P_n^m(\theta),$$

unde B_r, B_θ, B_ϕ reprezintă intensitatea câmpului în coordonatele locale tangențiale, iar celelalte variabile au fost definite mai sus. Pentru calcularea intensității câmpului magnetic este necesar de calculat polinoamele Legendre [124].

Pentru utilizarea ecuațiilor de mai sus în procedura de determinare și control al atitudinii sateliților, acestea trebuie convertite în componente geocentrice inerțiale, folosind următoarele ecuații [47]:

$$B_x = (B_r \cos \delta + B_\theta \sin \delta) \cos \alpha - B_\phi \sin \alpha,$$

$$B_y = (B_r \cos \delta + B_\theta \sin \delta) \sin \alpha + B_\phi \cos \alpha,$$

$$B_z = (B_r \cos \delta + B_\theta \cos \delta),$$

unde δ este latitudinea, iar α este timpul local sideral.

În baza acestor ecuații sunt create modele de calcul care au următorii parametri de intrare: latitudine, longitudine, altitudine și timpul sideral, iar la ieșire, conform modelului, este intensitatea componentelor magnetice pe cele 3 axe.

2.3.2 Cercetarea magnetometrelor pentru determinarea atitudinii

Începuturile magnetometriei spațiale datează de la măsurătorile câmpului magnetic al Pământului cu instrumente zburate pe baloane și rachete la începutul anilor 1950. Tehnicile de măsurare utilizate în aceste experimente au fost în mare parte adaptate de la instrumentele dezvoltate în timpul celui de-al Doilea Război Mondial, când magnetometrele au fost utilizate pe scară largă în aplicații geofizice, navigație, lupte anti-mine și antisubmarin [76]. Sondele spațiale timpurii au făcut descoperiri semnificative: magnetosfera Pământului, geometria în formă de coadă de cometă a câmpului magnetic al Pământului, câmpul magnetic interplanetar, structura sa sectorială și numeroasele granițe asociate cu interacțiunea magnetică a Pământului cu câmpul de vântul solar.

Magnetometrul, cunoscut și ca senzor magnetic, este un senzor pentru măsurarea inducției magnetice (intensitatea câmpului magnetic), care este o componentă importantă în toate tipurile de aeronave și nave spațiale. De asemenea, a fost utilizat pe scară largă în alte domenii, cum ar fi industrie, agricultură, apărare națională, precum și biologie, medicină aerospațială, cercetare interplanetară etc.

În domeniul aeronauticii, magnetometrul poate fi folosit pentru a măsura informațiile vectoriale ale câmpului geomagnetic și ale poziției corpului aeronavei, cum ar fi avioanele și sateliții. Conform modelului de referință pentru câmpul magnetic al Pământului și câmpul magnetic local, informațiile unghiului cu o anumită precizie pot fi obținute printr-un algoritm, prin urmare, magnetometrul este utilizat pe scară largă în sistemele de determinare a atitudinii aeronavelor, în special în microsateți, cum ar fi nanosateți și picosateți etc. [129].

În funcție de efectele sale fizice, magnetometrele pot fi clasificate după cum urmează [68]: senzorii realizați conform legii inducției electromagnetice a lui Faraday și se numesc magnetometre cu inducție; magnetometrele care funcționează după principiul că curentul din câmpul magnetic poate genera o forță Lorentz și se numesc magnetometre magnetice; senzorii la care rezistivitatea conductorului se modifică în câmpul magnetic, acest tip de senzor se numește magnetometru magnetorezistiv; magnetometrele bazate pe efectul magneto-optic Faraday, care sunt numite magnetometre magneto-optice; senzorii magnetici bazați pe efectul Josephson care sunt numiți dispozitive de interferență cuantică supraconductoare (SQUID) etc.

În funcție de capacitatea de a măsura informațiile vectoriale ale câmpului magnetic, există senzori vectoriali care sunt disponibili pentru a măsura câmpul magnetic de-a lungul axei de sensibilitate a magnetometrului și senzori scalari (total), care pot măsura doar mărimea câmpului magnetic [65].

Tabelul 2.1. Clasificarea magnetometrelor

Categoria	Clasificarea magnetometrelor		
	3	2	1
Sensibilitatea	întă	medie	mică
Aplicații	Maparea funcției creierului Anomalii magnetice	Navigații	Măsurare de curent
Tipul magnetometrului	Gradiometru SQUID Magnetometru pompat optic	Magnetometru Flux-gate Magnetometru magnetorezistiv	Magnetometru cu efect Hall Magnetometru Search coil

Magnetometrele măsoară mărimile vectoriale instantanee ale câmpului geomagnetic sub sistemul de coordonate al corpului satelitului și trebuie să stabilească modelul de cinematică și dinamică a atitudinii satelitului pentru a fi comparat cu modelul de referință geomagnetic (model magnetic terestru), apoi prin procesarea informațiilor se obține atitudinea satelitului [33]. Filtrul Kalman extins (EKF) sau filtrul Kalman de tip UKF este preponderent utilizat pentru îndeplinirea acestui scop [111]. Modelul general de determinare a atitudinii cu ajutorul magnetometrului este prezentat în figura 2.6.

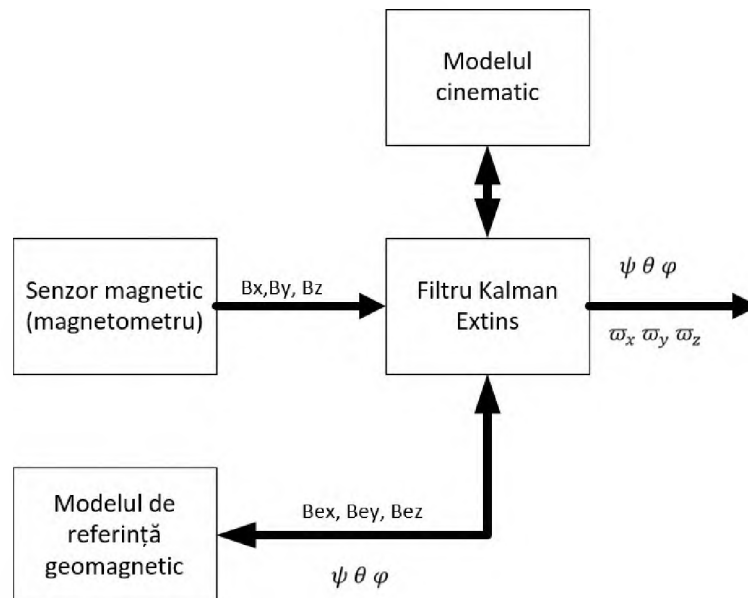


Fig. 0.6. Modelul general de determinare a atitudinii cu ajutorul magnetometrului

Înălțimea orbitei unui nanosatelit este de aproximativ 400 km. Este posibil de obținut distribuția amplitudinii vectorului câmpului geomagnetic pentru o zi arbitrară, așa cum se arată în figura 2.7, folosind modelul WMM2015 în MATLAB [129].

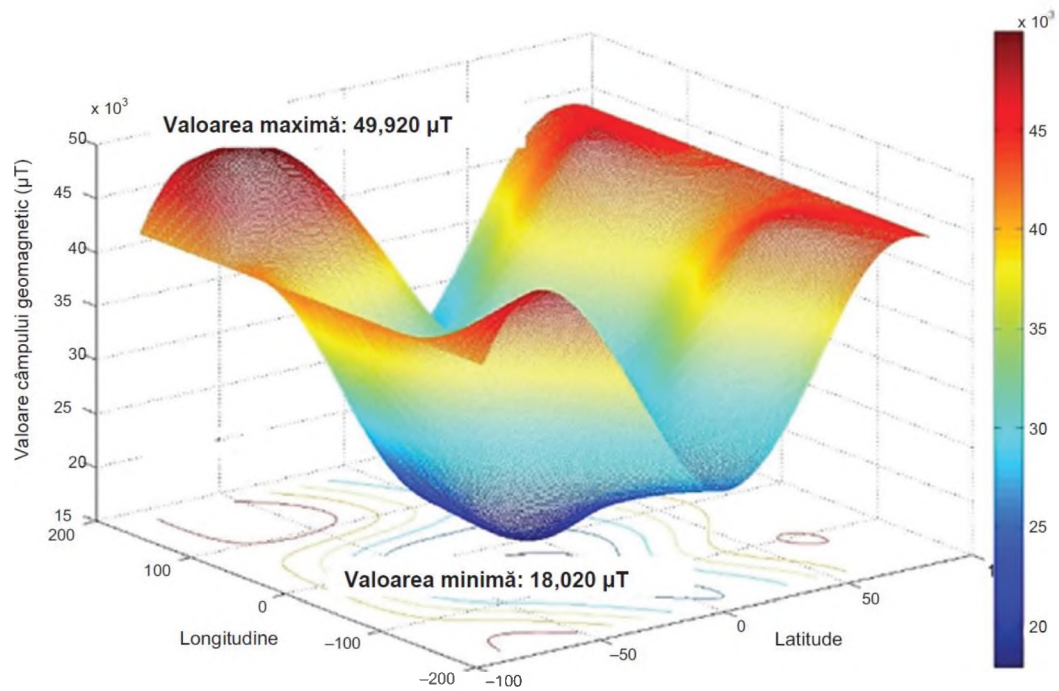


Fig. 2.7. Distribuția câmpului geomagnetic

Magnetometrul este proiectat să măsoare valorile intensității câmpului magnetic între -60 și 60 μT pe baza modelului de mai sus. Conform sondajului micromagnetometrelor comerciale existente [21], mai multe tipuri de micromagnetometre abia ar putea atinge condițiile de aplicare ale microsatelitului. Magnetometrele sunt de obicei formate dintr-o componentă sensibilă, componentă de conversie și alte componente (inclusiv partea de alimentare, partea de condiționare a semnalului etc.) [125]. Componenta sensibilă este nucleul sensorului ce percepe magnetismul câmpului magnetic din mediu în mod direct și emite o altă mărime fizică care are o relație cu magnetismul măsurat. Componenta de conversie, cunoscută și sub numele de convertor, nu percepe cantitatea măsurată în general, ci convertește valoarea sensorului. Partea de condiționare a semnalului convertește parametrul electric (tensiune, curent etc.) în semnal electric, care este util și poate fi ușor afișat, înregistrat, procesat și controlat.

2.3.3 Determinarea atitudinii prin măsurarea câmpului magnetic

Pe lângă utilizarea unui magnetometru cu trei axe pentru a dobândi informații generale de poziție și viteză cu o anumită precizie pentru a determina elementele orbitei satelitului, magnetometrul este aplicat în principal pentru a determina atitudinea satelitului. Pentru a obține informații despre atitudinea satelitului, este necesar să se dispună date despre orbita satelitului, pentru a stabili sistemul actual de coordonate al orbitei. O metodă aproximativă de obținere a atitudinii satelitului este utilizarea parametrilor de locație actuali ai satelitului pentru a obține

vectorul de intensitate a câmpului geomagnetic local și compararea cu vectorul măsurat de magnetometrul cu trei axe de pe satelit, pentru a obține informațiile despre atitudine în acel moment.

O metodă mai precisă este utilizarea elementelor orbitale ale satelitului 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 satelitului, Y – direcția normală a planului orbital, Z_0 – direcția geocentrică, spre satelit.

– Sistemul de coordonate al satelitului - $+X$ – 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 $+Z_0$.

În perioada de activitate solară scăzută, folosind un magnetometru care a fost calibrat, precizia de măsurare a unghiului de atitudine al satelitului poate ajunge sub 0,5 grade pentru fiecare axă. După ce satelitul se lansează pe orbită și se află într-o stare de rotire, se folosește în continuare magnetometrul și filtrul rapid Kalman pentru a furniza rata unghiulară a atitudinii pe trei axe ale satelitului în raport cu sistemul de coordonate al orbitei. Algoritmul de calibrare pe orbită poate corecta eroarea de compensare și eroarea instantanee a magnetometrului în timp real.

Ecuția dinamicii satelitului este:

$$I\dot{\vec{\omega}} = \vec{N}_{GG} + \vec{N}_M + N_D - \vec{\omega} \times (I\vec{\omega} + \vec{h}) - \dot{\vec{h}},$$

unde I este tensorul de inerție al satelitului față de centrul de masă, iar \vec{N}_{GG} este gradientul vectorului de gravitație, calculat după formula următoare:

$$\vec{N}_{GG} = \frac{3\mu}{R^3} \left[I_{ZZ} - \frac{I_{xx} + I_{yy}}{2} \right] (\vec{z}_0 \cdot \vec{z}) (\vec{z}_0 \times \vec{z}).$$

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 eșantionare.

Matricea de covarianță de perturbare devine:

$$P_{k+1/k} = P_{k/k} + Q,$$

unde Q este matricea de covarianță a zgomotului de sistem. Reîmprospătarea câștigului 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 în felul următor: 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 eșantionare, $G(k)$ este câștigul matricei, $\vec{B}_0(k)$ este vectorul câmpului magnetic în a k -a perioadă de eșantionare, $\vec{B}_m(k)$ este măsurarea magnetometrului, care nu a fost calibrată în a k -a perioadă de eșantionare, iar $\vec{b}(k)$ este ajustarea parțială în a k -a perioadă de eșantionare.

2.4 Achiziționarea datelor pentru determinarea atitudinii și procedee de filtrare a datelor

Procesarea măsurătorilor în timp real necesită utilizarea unui algoritm secvențial. Printre soluțiile disponibile, familia de algoritmi cu filtru Kalman (KF) oferă o estimare consolidată a stării recursive în timp real din măsurători afectate de zgomotul perturbațiilor [89], [113]. Algoritmul KF este compus din două faze, predicție și corecție. În cadrul fazei de predicție, estimarea curentă și covarianța erorii de estimare sunt propagate înainte în timp folosind modelul dinamic al sistemului. În cadrul fazei de corecție, estimarea propagată și covarianța sunt corectate cu un termen care măsoară diferența dintre măsurătorile zgomotoase de la senzori și măsurătorile pe care le-ar produce starea estimată. Formularea originală a KF este potrivită pentru sisteme liniare. Când vine vorba de aplicații neliniare, cum ar fi estimarea orbitei, sunt necesari algoritmi mai avansați. Filtrul Kalman extins (EKF) a fost dezvoltat în timpul programului Apollo exact în acest scop. Caracteristica sa principală este liniarizarea dinamicii modelând în jurul condițiilor

reale la fiecare pas de timp. Acest lucru permite proiectanților misiunii să aproximeze și să propage media și covarianța variabilelor de stare ca în ecuațiile KF. Au fost propuși și alți algoritmi neliniari care îmbunătățesc EKF, performanță în ceea ce privește robustețea și precizia. Filtrul Kalman de tip UKF folosește un număr finit de puncte din spațiul de stare pentru a propaga modelul neliniar, evitând liniarizarea EKF. Filtrul de particule (PF) este un estimator bazat pe probabilitate care implementează recursiv procesarea semnalelor statistice bazată pe metoda Monte-Carlo. Unul dintre dezavantajele acestor doi algoritmi este că în general necesită mai multă putere de calcul decât EKF. Îmbunătățirea capacităților calculatoarelor de bord ale CubeSat în acest sens a făcut posibilă utilizarea lor la bord [73].

Predicția:

$$\begin{aligned}\hat{x}_k^- &= F\hat{x}_{k-1}^+ + Bu_{k-1}, \\ P_k^- &= FP_{k-1}^+F^T + Q.\end{aligned}$$

Actualizare:

$$\begin{aligned}\tilde{y}_k &= z_k - H\hat{x}_k^-, \\ K_k &= P_k^-H^T(R + HP_k^-H^T)^{-1}, \\ \hat{x}_k^+ &= \hat{x}_k^- + K_k\tilde{y}_k, \\ P_k^+ &= (I - K_kH)P_k^-, \end{aligned}$$

unde x este starea vectorului de lungime n , P este eroarea matricei covariante, z este măsurarea, u este intrarea de control, F este starea matricei de tranziție, B este matricea intrării de control, H este matricea de intrare de măsurare, K este câștigul Kalman, Q este eroarea de măsurare, iar y este rezidualul de măsurare. Totul ce este marcat cu "hat" este o estimare a sistemului real [60].

Cele mai utilizate variante ale filtrelor Kalman în domeniul aerospațial sunt [121]:

Filtrul Kalman Linear – (ceea ce este descris mai sus) a fost folosit pentru determinarea atitudinii în anii '80 ai secolului trecut din cauza limitărilor procesoarelor de la bord. Filtrele Kalman de tip extins și de tip UKF au devenit mai comune în zilele noastre și aproape că orice satelit are unul sau mai multe la bord [121]. Datorită naturii neliniare a atitudinii satelitului, utilizarea LKF trebuie evitată pentru a obține cele mai bune rezultate.

Filtrul Kalman Extins – utilizarea transformării neliniare f și h pentru tranziția de stare în loc de matricele de tranziție de stare F și H .

Predicția stării și calculul erorii de măsurare în EKF decurge după cum este prezentat mai jos:

$$\begin{aligned}\hat{x}_k^- &= f(\hat{x}_{k-1}^+ + Bu_k), \\ \tilde{y}_k &= z_k - h(\hat{x}_{k-1}^-).\end{aligned}$$

Alte stări sunt identice cu filtrul Kalman liniar, cu matrice de tranziție de stare F și H sunt matrici jacobiene definite după cum urmează:

$$F_k = \nabla f_k |_{\hat{x}_{k-1}},$$

$$H_k = \nabla h |_{x_k}.$$

Avantajul principal al filtrului Kalman extins:

- Funcționează foarte bine în cazul modelelor de tranziție de stare bine definite.

Dezavantaje:

- Complex din punct de vedere computațional.
- Dificil de implementat din cauza necesității de a deriva matricele jacobiene.
- Cazuri de utilizare limitate: tranzițiile trebuie să fie funcții diferențiabile.
- Se știe că nu funcționează foarte bine într-o mare varietate de situații.
- Cunoscut ca fiind depășit de UKF în aproape toate aspectele.

Filtrul Kalman de tip UKF – a fost propus de către Jeffrey Uhlmann în 1997 [120].

Cele mai multe probleme de inexactitate ale EKF sunt cauzate de faptul că valoarea aleatoare gaussiană (GRV) este propagată prin liniarizarea „de ordinul întâi” a sistemului neliniar. UKF abordează această problemă specificând GRV printr-un set de puncte atent selectate, mai degrabă decât media și matricea de covarianță. Aceste puncte sunt selectate după cum urmează:

$$x_0 = \bar{x},$$

$$x_i = \bar{x} + (\sqrt{(L + \lambda)P_x})_i; i = 1, \dots, L,$$

$$x_i = \bar{x} - (\sqrt{(L + \lambda)P_x})_i; i = L + 1, \dots, 2L,$$

$$W_0^{(m)} = \frac{\lambda}{(L + \lambda)},$$

$$W_0^{(c)} = \frac{\lambda}{(L + \lambda)} + (1 + \alpha^2 + \beta),$$

$$W_i^{(m)} = W_i^{(c)} = \frac{\lambda}{\{2(L + \lambda)\}} \quad i = 1, \dots, 2L,$$

unde \bar{x} este media, iar P_x este covarianța variabilei aleatoare x de dimensiunea L , $\lambda = \alpha^2(L + k) - L$ este parametru de scalare, α determină răspândirea punctelor sigma, iar β este utilizat pentru incorporarea distribuției precedente a lui x .

Aceste puncte sigma sunt propagate prin transformarea neliniară și covarianța rezultatului este aproximată din punctele sigma rezultate [122]. Aceasta funcționează atât mai precis, cât și mai eficient decât metoda pe care o folosește EKF pentru a prezice covarianța rezultatului.

Avantajele filtrului Kalman de tip UKF:

- Capabil să asigure acuratețe de ordinul doi.

- Implementare rapidă, nu este nevoie de derivat matrici jacobiene.
- Funcția neliniară poate fi abordată ca „cutie neagră”, ceea ce înseamnă că orice tip de tranziție neliniară este aplicabilă la UKF.
- Atât mai precis, cât și mai eficient decât EKF.

2.5 Concluzii la capitolul 2

În cadrul acestui capitol au fost analizate principalele metode de reprezentare a atitudinii unui satelit, inclusiv: cosinușii directori, care oferă o reprezentare intuitivă a orientării satelitului, utilizând vectori unitari care indică direcția axelor principale ale satelitului, 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 satelitului.

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 satelitului.

2. Modelul IGRF este predestinat utilizării împreună cu magnetometrele la bordul satelitului, care contribuie la obținerea unei determinări precise a atitudinii satelitului și la asigurarea îndeplinirii misiunii satelitului. 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 satelitului 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

Procesele de control atitudine reprezintă complexitatea fenomenelor care se desfășoară în cadrul orientării și stabilizării sateliților, numărul mare de parametri constructivi și funcționali, care intervin și îl influențează pe diferite căi, rezultă, în mod evident, necesitatea reglării și conducerii automate a acestui proces. Necesitatea de automatizare a acestor procese apare din dificultatea de păstrare a echilibrului dinamic al sateliților în urma acționării perturbațiilor, care prezintă un efect temporar, ciclic sau periodic și, cel mai des, aleatoriu. În capitolul precedent s-a prezentat complexitatea procesului de determinare a atitudinii sateliților și necesitatea de a-i monitoriza atât la nivel integral, cât și fiecare parametru aparte. Impactul direct sau indirect al perturbațiilor asupra proceselor de control al atitudinii validează necesitatea sistemelor de control automat, care se străduiesc să păstreze procesele într-o stare de echilibru, o sarcină extrem de complexă și impracticabilă pentru un operator. Sistemele de conducere automată existente de control atitudine a sateliților conțin mai multe bucle de reglare manevrabile și reglatoare cu buclă deschisă, ce permit menținerea variabilelor în limite rezonabile.

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 studiu al specificului proceselor supuse automatizării, iar cazul procesului de control atitudine nu este o excepție.

3.1 Metode de poziționare a satelitului

Controlul atitudinii unui satelit implică manipularea sa pentru a-l menține într-o orientare specifică în spațiu sau pentru a-l aduce la o poziție necesară pentru îndeplinirea misiunii. Există mai multe metode utilizate pentru controlul atitudinii, inclusiv:

Controlul prin roți de reacție: acesta este cel mai frecvent utilizat mecanism de control al atitudinii. Roțile de reacție sunt niște discuri grele care sunt rotite pentru a schimba atitudinea satelitului prin legea conservării momentului cinetic. Schimbarea vitezei de rotație a roților provoacă o rotație a satelitului în direcția opusă. Mai jos sunt evidențiate câteva avantaje și dezavantaje.

Avantaje:

– Precizie ridicată: roțile de reacție pot fi controlate foarte precis, permițând ajustări fine ale atitudinii satelitului.

– Economie de energie: spre deosebire de sistemele de control prin propulsie, roțile de reacție nu consumă carburant, ci doar energie electrică, care poate fi obținută prin panourile solare ale satelitului.

– Durabilitate: roțile de reacție pot funcționa pentru perioade lungi de timp fără întreținere, ceea ce este ideal pentru misiuni spațiale de durată.

Dezavantaje:

– Saturarea roților de reacție: dacă o roată de reacție este utilizată în mod constant într-o singură direcție, aceasta poate atinge o viteză de rotație maximă și nu mai poate fi utilizată pentru a controla satelitul în acea direcție. Acest lucru necesită un mecanism de "descărcare a momentului" pentru a reduce viteza roții.

– Fiabilitate: roțile de reacție sunt componente mecanice care se pot ieși din funcțiune. Dacă o roată de reacție se defectează, poate fi dificil sau imposibil de înlocuit.

– Masa și volumul: roțile de reacție necesită o cantitate semnificativă de spațiu în satelit și adaugă la masa totală a acestuia, ceea ce poate fi un dezavantaj în special pentru sateliții mai mici, cum ar fi nanosateliții.

Controlul prin magnetorquer-i: această metodă folosește principiul momentului magnetic pentru a schimba orientarea satelitului. Un curent electric care trece printr-o bobină de sârmă generează un câmp magnetic. Acest câmp interacționează cu câmpul magnetic al Pământului pentru a produce un cuplu care schimbă atitudinea satelitului.

Avantaje:

– Simplitate și fiabilitate: Sistemele de control magnetic nu au părți în mișcare, ceea ce le face mai fiabile și mai puțin susceptibile la defecțiuni mecanice comparativ cu roțile de reacție.

– Dimensiuni reduse și masă mică: acestea sunt de obicei mai mici și mai ușoare decât alte metode de control al atitudinii, ceea ce este deosebit de util pentru sateliții mici, cum ar fi CubeSat.

– Costuri reduse: sistemele de control magnetic sunt în general mai puțin costisitoare decât alte metode de control al atitudinii.

Dezavantaje:

– Precizie redusă: controlul magnetic are o precizie mult mai redusă decât controlul cu roți de reacție. Acest lucru poate fi o problemă pentru misiunile care necesită un control foarte precis al atitudinii.

– Dependență de locația în orbită: eficiența controlului magnetic este influențată de intensitatea și direcția câmpului magnetic al Pământului, care variază în funcție de locația satelitului în orbită.

– Necesită timp pentru a realiza controlul: din cauza interacțiunii lente cu câmpul magnetic al Pământului, controlul magnetic poate necesita mai mult timp pentru a realiza o schimbare de atitudine comparativ cu alte metode.

Controlul prin propulsie: sistemele de propulsie pot fi, de asemenea, folosite pentru controlul atitudinii, dar, de obicei, sunt folosite numai pentru corecții majore de atitudine sau manevre de schimbare a orbitei, din cauza consumului ridicat de combustibil.

Avantaje:

– Manevrabilitate ridicată: propulsia oferă o manevrabilitate extrem de mare, capabilă să modifice nu doar atitudinea, dar și orbita satelitului.

– Control precis: propulsia poate oferi o precizie foarte mare a controlului atitudinii, depășind adesea celelalte metode.

– Independență de mediu: spre deosebire de controlul magnetic, care depinde de câmpul magnetic al Pământului, propulsia funcționează în orice mediu, făcând-o adecvată pentru misiuni interplanetare.

Dezavantaje:

– Consum mare de resurse: propulsia consumă combustibil, care nu doar că adaugă la greutatea inițială a satelitului, dar și se va termina în cele din urmă, limitând durata de viață a satelitului.

– Complexitate și costuri ridicate: sistemele de propulsie pot fi complexe și costisitoare de proiectat, fabricat și testat. Acest lucru poate crește semnificativ costurile misiunii.

– Potențial de eroare: utilizarea incorectă a propulsiei poate duce la erori grave, inclusiv modificarea nedorită a orbitei sau chiar pierderea satelitului.

Controlul pasiv: aceste metode utilizează proprietățile naturale ale satelitului și mediul înconjurător pentru a controla atitudinea. De exemplu, un satelit poate avea baruri de gravitație sau magnetice care îl stabilizează într-o anumită orientare fără a necesita energia sau resursele unui sistem activ de control al atitudinii.

Avantaje:

– Simplitate: controlul gravitațional este relativ simplu în design și funcționare. Nu necesită o cantitate mare de energie pentru a funcționa.

– Lungă durată de viață: deoarece această metodă se bazează pe forțele gravitaționale, nu pe resursele limitate ale satelitului, are o durată de viață foarte lungă.

– Niciun consumabil necesar: spre deosebire de metodele de control cu jeturi de gaz sau propulsie, controlul gravitațional nu consumă combustibil sau alt material consumabil.

Dezavantaje:

– Manevrabilitate limitată: controlul gravitațional oferă o manevrabilitate limitată, cu modificări lente și gradate ale orientării.

– Funcționalitate limitată: această metodă funcționează cel mai bine pentru misiunile care necesită o orientare stabilă pe o perioadă lungă de timp, dar nu este potrivită pentru misiunile care necesită manevre rapide sau frecvente de schimbare a orientării.

– Mărime și greutate: bara sau firul extensibil folosit în controlul gravitațional poate adăuga la mărimea și greutatea satelitului, ceea ce poate fi o problemă pentru lansare și stabilitatea în orbită.

3.2 Elemente de execuție

3.2.1 Elemente de execuție inerțiale cu roți de reacție

Propulsoarele cu reacție pot dezvolta un moment foarte mare pentru manevrarea și schimbarea atitudinii unui satelit, dar ele au o durată de funcționare limitată din cauza cantității finite disponibile a agentului propulsor. Din acest motiv, este important să se bazeze pe alte tipuri de acționări pentru stabilizarea și controlul atitudinii satelitului în timpul operării normale a acestuia, fără a utiliza un agent propulsor consumabil [99].

Roțile volante pot face schimb de moment cinetic al unui satelit pe orbită folosind doar energia electrică obținută de la panourile solare ale acestuia pe întreaga durată de exploatare a satelitului. Fiecare volant este atașat de carcasa satelitului printr-un motor electric, care este folosit pentru a accelera sau decelera volantul în raport cu satelitul. Asumând că, inițial, atât satelitul, cât și volantul este staționar în raport cu sistemul de coordonate inerțial (condiția inițială când impulsul de rotație este nul), accelerarea volantului în o anumită direcție va impune structurii satelitului o rotație în direcția opusă direcției de rotație a volantului, datorită conservării momentului cinetic total al sistemului format din volant și satelit [72].

Să considerăm rotația în jurul unei axe \hat{e}_i . Satelitul are momentul de inerție total J_i în jurul axei \hat{e}_i împreună cu volantul. La rândul ei, volantul se rotește față de structura satelitului cu viteza unghiulară Ω în jurul axei $\hat{a} = \hat{e}_i$, având un moment de inerție propriu I_s în jurul axei \hat{a} . Rotația acesteia nu schimbă distribuția masei satelitului, astfel că J_i este independent de rotația volantului.

Momentul cinetic al întregului sistem în jurul axei \hat{e}_i este:

$$h_i = J_i \omega_i + I_s \Omega,$$

unde primul termen reprezintă momentul cinetic al satelitului indus de viteza unghiulară a sistemului ω_i , iar al doilea termen reprezintă momentul cinetic conținut de volant.

De remarcat este că momentul cinetic absolut al roții de reacție față de sistemul inercial de coordonate \mathcal{F}_i este $\Omega + \omega_i$. Dacă inițial $\omega_i = \Omega = 0$, astfel încât $h_i = 0$ și luând în considerare că momentul cinetic al întregului sistem se conservă, în măsura în care volantul a accelerat sau decelerat prin schimbul cuplului aplicat de motor, rezultă că:

$$\omega_i = -\frac{I_s}{J_i} \Omega.$$

De obicei $I_s \ll J_i$ astfel încât $\omega_i \ll \Omega$, adică viteza unghiulară dezvoltată de întregul satelit reprezintă o mică parte din viteza unghiulară a volantului.

Pentru a manevra un satelit pe toate 3 axe, este necesar de echipat satelitul cu cel puțin 3 volanți, câte unu pentru fiecare axă. Clusterul de volanți, de obicei, conține al patrulea volant de rezervă, a cărui axă de rotație este orientată în așa fel, încât să fie posibil schimbul componentelor momentului cinetic spre sau de la oricare dintre axe, dacă unul din volanții principali iese din funcțiune.

Roțile de reacție de asemenea oferă un grad de stabilitate giroscopică, aceasta fiind o particularitate deosebită. În același timp, prezența unui moment cinetic inițial nenul se va cupla cu mișcările de rotație în jurul celorlalte două axe din cauza efectului giroscopic observat la derivarea ecuațiilor de mișcare a girostatelor. În consecință, nu mai este posibil de tratat separat problema controlului rotației în jurul unei axe principale a momentului de inerție. Cu toate acestea, pentru simplitate, doar rotațiile în jurul unei singure axe vor fi tratate după cum urmează.

Asumând pentru simplitate o mișcare fără cuplu, vom examina un volant în contextul unei manevre de orientare pe o singură axă. Fără a indica indicele i , momentul cinetic total în cazul rotației în jurul unei axe principale este:

$$h = h_s + h_\omega,$$

unde $h_s = (J - I_s)\omega$ este momentul cinetic al satelitului fără volant, iar $h_\omega = J_s\omega(\Omega + \omega)$ este momentul cinetic absolut al volantului. Întrucât nu se aplică cupluri din exterior, h este constant și

$$\dot{h} = \dot{h}_s + \dot{h}_\omega = 0 \Rightarrow \dot{h}_s = -\dot{h}_\omega,$$

unde $g_a = \dot{h}_\omega$ reprezintă cuplul aplicat de motor volantului.

Asumând rotațiile în jurul unei singure axe și $\omega = \hat{\Theta} \Rightarrow \dot{\omega} = \ddot{\Theta}$, ecuația de mișcare poate fi scrisă în felul următor (ecuația 3.1):

$$(J - I_s)\ddot{\Theta} = -g_a \quad (3.1)$$

și are aceeași formă ca și ecuația derivată, cu excepția semnelui cuplului de control care, în cazul volanților și roților de reacție, reprezintă cuplul de reacție.

Drept consecință, o tehnică similară de control cu buclă deschisă poate fi folosită pentru a accelera volantul și, prin urmare, satelitul în direcția opusă, obținând o viteză unghiulară de drift, în timp ce al doilea impuls va încetini viteza de rotație a satelitului și a volantului, ajungând la sfârșitul manevrei la atitudinea dorită Θ_f .

După primul impuls, satelitul obține un moment cinetic egal cu:

$$h_s(t_2 - t_1) = (J - I_s)\dot{\Theta} = -h_\omega(t_2 - t_1) = -g_a(t_2 - t_1),$$

dar:

$$\dot{h}_s = (J - I_s)\ddot{\Theta} = (J - I_s)\alpha,$$

unde $\alpha = \ddot{\Theta} = -g_a/(J - I_s)$ este accelerația unghiulară a satelitului.

Evoluția devierii unghiului este dată de relația:

$$\Theta(t_2) = \frac{1}{2}\alpha(t_2 - t_1)^2 = -\frac{1}{2}\frac{g_a}{J - I_s}(t_2 - t_1)^2.$$

De remarcat că pot fi folosite expresii mai simple pentru estimări preliminare, ținând cont că, de obicei, $I_s \ll J_i$. Pe de altă parte, valoarea cuplului maxim în cazul volanților este, de obicei, mult mai mică decât cea obținută cu ajutorul propulsoarelor cu reacție, deci durata impulsului nu poate fi neglijată în raport cu durata manevrei.

Ca avantaj al roților de reacție, poate fi menționat faptul că, pentru accelerarea și decelerarea volantului, este folosită energia electrică. Acest lucru face posibilă efectuarea manevrelor rapide fără a fi afectată durata operațională de viață la efectuarea manevrelor mai lente.

Pentru o rotație în timp minim, se folosește un control de tip releu (cu două stări ale ieșirii de control), astfel încât $t_2 \equiv t_3$, iar unghiul de rotație final este:

$$\Theta_f = 2\Theta(t_2) \frac{\dot{h}_s}{J - I_s} (t_2 - t_1)^2.$$

Dar, asumând $t_1 = 0$, de asemenea $t_f = 2(t_2 - t_1)$, pentru controlul de tip releu, rezultă:

$$\Theta_f = \frac{1}{4} \frac{\dot{h}_s}{J - I_s} t_f^2.$$

Datorită conservării momentului cinetic, se știe că $\dot{h}_s = -\dot{h}_\omega$, astfel că cuplul maxim care trebuie produs de motorul electric este:

$$g_{a \max} = |\dot{h}_\omega| = 4 \frac{(J - I_s)\Theta_f}{t_f^2}.$$

Dar pentru $t = t_1$ de asemenea este dat:

$$h_s(t_2) = (J - I_s)\dot{\Theta}(t_2) = -h_\omega(t_2) = -\dot{h}_\omega(t_2 - t_1) = -\frac{\dot{h}_\omega t_f}{2},$$

când momentul unghiular al volantului atinge valoarea maximă. Aceasta înseamnă că capacitatea momentului unghiular al volantului trebuie să fie:

$$h_{\omega \max} \geq 2(J - I_s) \frac{\Theta_2}{t_f}.$$

3.2.2 Elemente de execuție magnetice

Elemente de execuție magnetice ale unui satelit sunt dispozitive folosite pentru a controla și ajusta atitudinea unui satelit în spațiu, folosind interacțiunea cu câmpul magnetic terestru. Acești actuatori folosesc bobine magnetice, numite magnetorquer-i, pentru a genera forțe magnetice care produc momente de cuplu asupra satelitului.

Magnetorquer-ul generează un dipol magnetic a cărui valoare este proporțională cu intensitatea curentului electric ce îl parcurge. Această valoare depinde, de asemenea, de numărul de spire al bobinei magnetorquer-ului, de geometria acestuia, precum și de materialul miezului. Sensul momentului dipolului depinde de sensul curentului ce parcurge bobina magnetorquer-ului. În continuare este prezentat atât modelul matematic al magnetorquer-ului fără miez și cel cu bobină cu miez feromagnetic [72]. În figura 3.1 este prezentat sistemul de control al atitudinii satelitului utilizând magnetorquer-i ca actuatori.

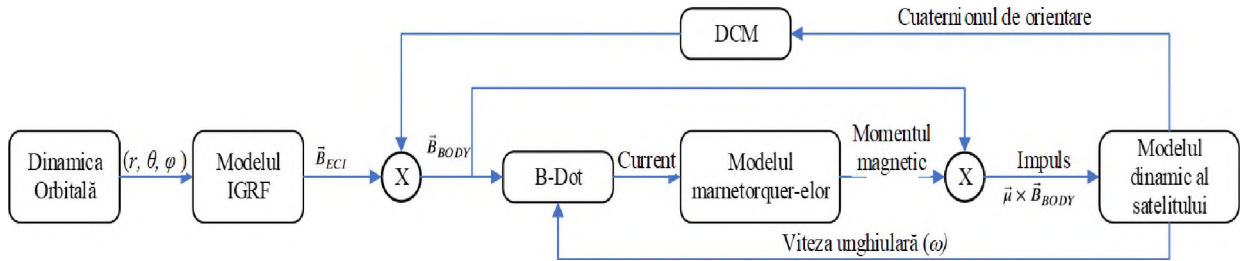


Fig. 3.1. Sistemul de control al atitudinii satelitului utilizând magnetorquer-i

Modelul matematic asumă trei magnetorquer-i identici așezați astfel încât sensurile și direcțiile vectorilor momentelor magnetice produse de magnetorquer-i coincid cu axele principale. În cazul magnetorquer-ului fără miez, momentul magnetic este dat de ecuația (3.2):

$$\mu_M = nA i_M, \quad (3.2)$$

unde $\mu_M \in \mathbb{R}^3$ este un vector care constă din momentele magnetice generate de fiecare magnetorquer, n este numărul de spire al bobinei fiecărui magnetorquer, A este aria magnetorquer-ului, iar $i_M \in \mathbb{R}^3$ este un vector care constă din curenții prin fiecare bobină a magnetorquer-ilor.

În cazul magnetorquer-ului cu miez feromagnetic, ecuația (3.2) conține un parametru adițional ξ care ia în calcul permeabilitatea magnetică și geometria miezului (3.3):

$$\mu_M = \xi n A i_M, \quad (3.3)$$

unde ξ este definit după cum urmează:

$$\xi = 1 + \frac{\mu_r - 1}{1 + (\mu_r - 1) N_d}.$$

Aici μ_r este permeabilitatea relativă a miezului feromagnetic, iar N_d este factorul de demagnetizare care este definit ca:

$$N_d = \frac{4 \ln\left(\frac{l_c}{r_c} - 1\right)}{\left(\frac{l_c}{r_c}\right)^2 - 4 \ln\left(\frac{l_c}{r_c}\right)},$$

unde l_c și r_c este lungimea și, respectiv, raza miezului. Cuplul produs de magnetorquer-i datorită interacțiunii cu câmpul magnetic al Pământului este dat de ecuația (3.4):

$$\tau_M = \mu_M \times B, \quad (3.4)$$

unde $\tau_M \in \mathbb{R}^3$ este cuplul total produs de magnetorquer-i, iar B este vectorul inducției câmpului magnetic în sistemul de coordonate atașat. Ecuația (3.4) modelează magnetorquer-ii calculând cuplul care acționează asupra satelitului folosind ca parametri de intrare dipolul magnetic generat de magnetorquer-i și câmpul magnetic al Pământului.

3.2.3 Acționare mixtă: cu roți de reacție și torquer-i magnetici

Poziționarea unui satelit se bazează adesea pe o abordare mixtă care utilizează atât magnetorquer-i, cât și roți de reacție. Aceasta combină avantajele fiecărui tip de actuator pentru a obține un control optim al atitudinii satelitului.

Într-o abordare mixtă, roțile de reacție sunt adesea folosite pentru controlul precis al atitudinii și pentru manevrele pe termen scurt, în timp ce magnetorquer-ii sunt folosiți pentru ajustările pe termen lung și pentru gestionarea momentului cinetic acumulat de roțile de reacție. De exemplu, dacă roțile de reacție ating viteza maximă de rotație și nu pot stoca mai mult moment cinetic, magnetorquer-ii pot fi folosiți pentru a schimba atitudinea satelitului și pentru a permite roților de reacție să încetinească. Acest proces este cunoscut sub numele de "detumbling" sau "dumping" al momentului cinetic.

Modelul de control al satelitului cu controlul atitudinii prin roți de reacție și magnetorquer-i arată astfel:

- roțile de reacție sunt folosite pentru a realiza controlul final al atitudinii, încercând să mențină satelitul în orientarea dorită;
- un sistem de control monitorizează continuu viteza de rotație a roților de reacție. Atunci când acestea se apropie de saturație, sistemul de control activează magnetorquer-ii, care aplică un

moment de forță în direcția opusă momentului roților de reacție, reducând astfel viteza de rotație a roților și împiedicându-le să ajungă la saturație.

Acest tip de sistem de acționare poate permite o flexibilitate mai mare și eficiență în controlul atitudinii satelitelui.

3.3 Algoritmi de control al atitudinii nanosateliților

Procesul de control al atitudinii se realizează conform următoarei scheme [15]:

1. Se verifică dacă procesul de planificare a misiunii permite activarea sistemului de poziționare. De regulă, acesta va fi solicitat în momentul captării imaginii și transmiterii datelor către stația de la sol.

2. Se verifică dacă stabilizarea și orientarea satelitelui poate fi realizată, în caz contrar se va activa procesul de combatere a rostogolirii necontrolate.

3. Se va determina atitudinea curentă (poziția curentă) a satelitelui.

4. Poziția de referință a nanosatelitelui va fi obținută din procesul de planificare a misiunii sau prin comandă de telemetrie de la stația de la sol (de obicei, poziția solicitată sau „nadir” al satelitelui).

5. Se calculează diferența dintre poziția curentă și cea de referință și abaterea este transmisă regulatorului.

6. Motoarele cu roți de reacție vor fi acționate conform legii de control.

7. Se vor repeta pașii 2-6, până când poziția curentă nu coincide cu cea de referință.

Orientarea satelitelui este stabilită prin achiziția de date de la un ansamblu de dispozitive, cum ar fi magnetometre, accelerometre, microgiroscoape și prin utilizarea modelului IGRF.

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 [41], 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 [94]. Pe măsură ce roata de reacție se rotește într-o

anumită direcție, satelitul începe să se rotească în sens invers, datorită principiului conservării momentului unghiular.

Configurația roților de reacție în raport cu sistemul de referință al satelitului este prezentată schematic în figura 3.2.

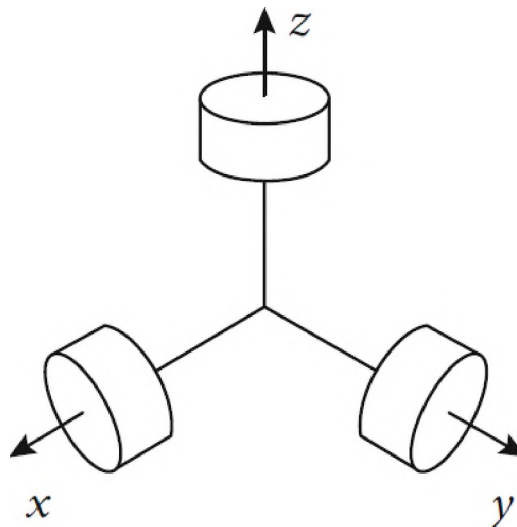


Fig. 3.2. Diagrama poziționării roților de reacție în raport cu sistemul de referință al satelitului

Caracteristicile roților de reacție împreună cu motorul de curent continuu la care sunt cuplate sunt indicate în tabelul 3.2 [77].

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 [25].

În figura 3.3 este prezentată schema de structură a sistemului de control al atitudinii satelitului.

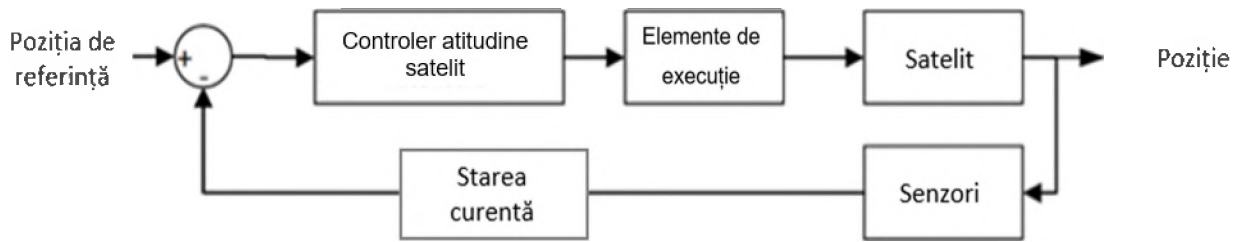


Fig. 3.3. Diagrama sistemului de control atitudine al unui satelit

Simulările sunt esențiale în procesul de proiectare a poziționării satelitului, acesta fiind relevant datorită mai multor motive. Simulările oferă o metodă eficientă de testare și validare a algoritmilor de control al atitudinii sau de poziționare înainte de implementarea lor pe un satelit real. Totodată permit analiza performanței sistemului de control al atitudinii ce ajută la optimizarea designului sistemului pentru a îmbunătăți performanța și reduce riscul de erori în operațiunile în spațiu.

Modelul de simulare a folosit modelele descrise mai devreme, și anume blocurile „Actuatoare” și „Satelit”. Cu toate acestea, blocul „Senzori” nu a fost inclus în această cercetare. Blocul de date „Starea curentă” include variabilele de stare ale satelitului, roțile de reacție și cuaternionul de poziție $q = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$.

3.3.1 Algoritmul detumbling B-dot

Controlul B-Dot este o lege de control des folosită pentru detumbling-ul nanosateliților de tip CubeSat. Legea de control este descrisă de ecuația (3.5) [27]:

$$\mu_M = -k\dot{B}, \quad (3.5)$$

unde μ_M este un vector ale cărui componente corespund momentului magnetic produs de magnetorquer-i aliniați la fiecare axă principală, k este factorul de câștig al legii de control, iar \dot{B} este derivata vectorului inducției câmpului magnetic în sistemul de coordonate al satelitului. Curentul prin bobina magnetorquer-ului se determină cu ajutorul ecuației (3.2) pentru magnetorquer-i fără miez și ale ecuației (3.3) pentru magnetorquer-i cu miez feromagnetic.

Această lege de control oferă două avantaje majore:

1) \dot{B} este întotdeauna perpendicular față de B pentru o frecvență de eșantionare mare în comparație cu viteza unghiulară a nanosatelitului. Astfel μ_M produs de magnetorquer va fi perpendicular față de B și, prin urmare, va produce cuplu maxim.

2) \dot{B} este proporțional cu opusul vectorului vitezei unghiulare a satelitelui ω . Aceasta înseamnă că legea de control acționează în așa fel încât să reducă viteza unghiulară, realizând astfel combaterea rostogolirii satelitelui.

Legea de control folosită în simulare este o variantă modificată a controlului B-Dot, ce necesită viteza unghiulară a nanosatelitelui în calitate de feedback. Detumbling-ul este foarte simplu într-un sistem complet actuat, întrucât controlul poate fi aplicat pe toate trei axe. În astfel de caz, viteza unghiulară nulă este atinsă asimptotic dacă cuplul de control este de forma $\tau_c = -k\omega$. Totuși, un nanosatelit CubeSat care posedă doar magnetorquer-i este subactuat, deci același caz nu poate fi aplicat. Legea de control prezentată aici reduce strict energia cinetică a nanosatelitelui, ceea ce înseamnă că aceasta va converge monoton spre zero. Această lege de control poate fi scrisă sub forma:

$$\mu_M = -\frac{k}{\|B\|^2} (\mathbf{B} \times \omega),$$

unde ω este vectorul vitezei unghiulare a satelitelui. Această ecuație este diferită de ecuația (3.5) a legii de control B-Dot în sensul strict. Totuși, acest control este similar cu controlul B-Dot, unde momentul dipolului magnetorquer-ului este definit ca $\mu_M \propto (\mathbf{B} \times \omega) \approx -\dot{\mathbf{B}}$. Ecuația pentru determinarea valorii rezonabile a coeficientului de câștig este [6]:

$$k = 2n(1 + \sin \xi)I_{\min},$$

unde n este viteza unghiulară medie reală a satelitelui, ξ este înclinația orbitei în raport cu ecuatorul geomagnetic, iar I_{\min} este valoarea minimă a momentului de inerție a satelitelui.

3.3.2 Algoritmul PID clasic de control a atitudinii sateliților

După cum se cunoaște, algoritmul de conducere PID are componentele: proporțională (P), integrală (I) și derivată (D). Componenta P depinde de eroarea curentă, componenta I de eroarea acumulată în trecut, iar componenta D de eroarea anticipată în viitor, bazată pe rata curentă de schimbare a erorii [1], [63], [88]. Figura 3.4 prezintă schema bloc a sistemului de reglare automat [11], [82].

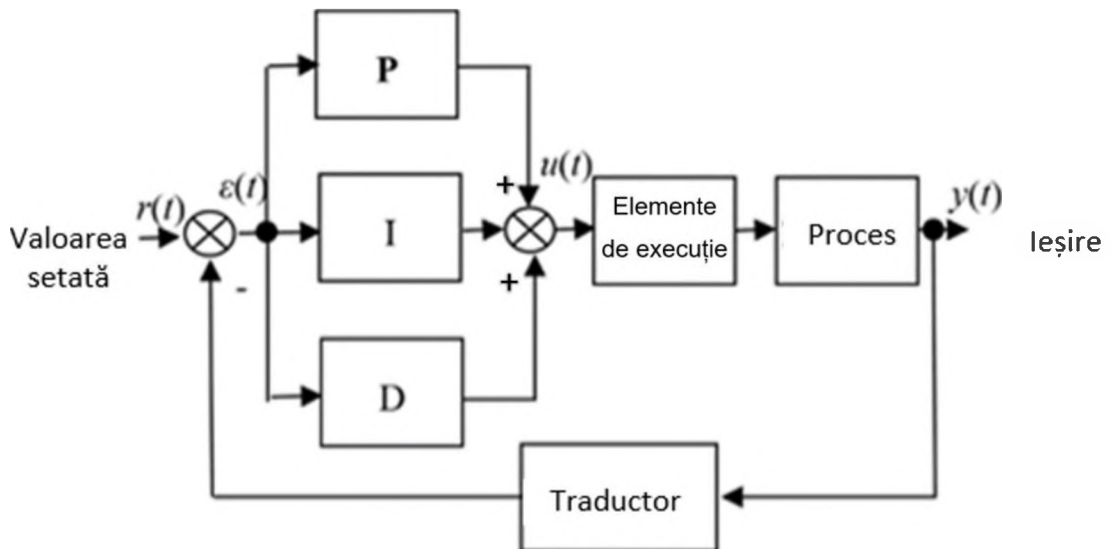


Fig. 3.4. Schema bloc a sistemului de reglare automată

Există diverse tehnici pentru sinteza algoritmilor de reglare, cum ar fi metode experimentale, metode grafic-analitice bazate pe cunoașterea modelului matematic care aproximează procesul, metode de optimizare și abordări ale inteligenței artificiale, cum ar fi algoritmi evolutivi. Acești algoritmi sunt folosiți adesea pentru soluționarea problemei de sinteză optimă.

Orientarea nanosatelitului se efectuează prin reglarea automată a vitezei de rotație a roților de reacție, acționate de motoare electrice, și în acest caz obiectul de conducere este motorul electric.

În cazul controlului turațiilor roților de reacție, s-a identificat modelul matematic al motorului utilizat prin metode experimentale [10], [100], [115]. Modelul matematic al motorului de curent continuu a fost identificat prin analiza datelor experimentale ale variației vitezei la o viteză de referință de 7330 rpm, folosind System Identification Toolbox în Matlab.

Datele experimentale privind variația vitezei motorului de curent continuu au fost modelate ca un sistem inerțial de ordinul doi [80], [82], [78]:

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

În acest studiu, s-a propus Algoritmul Genetic pentru a sintetiza parametrii regulatorului PI și PID destinat reglării vitezei roților de reacție cuplate la un motor cu curent continuu, în funcție de performanțele impuse.

Algoritmul genetic (GA) se inspiră din fenomenele biologice (principiile selecției naturale și genetice) și algoritmul de optimizare a roiului de particule. Acesta are o capacitate de căutare

puternică, fiind o metodă stochastică de căutare globală, care imită procesul de evoluție naturală, unde evoluează o populație de soluții candidate pentru o problemă țintă [116].

Algoritmul genetic manipulează nu doar o singură soluție potențială pentru o problemă, ci o colecție de soluții potențiale, cunoscute sub numele de populație. Fiecare soluție corespunde unui cromozom și fiecare parametru reprezintă un gen, unde algoritmul evaluează nivelul de potrivire al fiecărui individ din populație, folosind o funcție de potrivire (obiectivă). Algoritmul genetic utilizează operatorii genetici, cum ar fi selecția, încrucișarea și mutația pentru generarea de noi cromozomi din populația existentă. Algoritmul constă în următorii pași:

Pasul 1. Generarea aleatorie a populațiilor cu n cromozomi.

Pasul 2. Evaluarea succesului fiecărui cromozom x folosind funcția de potrivire $f(x)$.

Pasul 3. Crearea unei noi populații aplicând următoarele operații evolutive până când noua populație este completă:

- Selecția – Selecția a doi cromozomi părinți dintr-o populație în funcție de funcția $f(x)$.

- Încrucișarea – Doi agenți individuali se combină pentru a produce un descendent.

Principalul obiectiv al încrucișării este de a explora noi zone în spațiul de căutare.

- Mutația – În timpul mutației, agenții individuali suferă modificări aleatorii mici ale genelor care duc la generarea de noi indivizi.

Pasul 4. Etapele menționate mai sus se repetă până când roiul converge către o soluție optimă sau suboptimă [81].

Implementarea procedurii de sinteză a algoritmilor de control PI și PID, bazată pe algoritmul genetic, începe cu definirea reprezentării cromozomului.

A fost utilizat algoritmul de reglare PI în forma standard, care este descris de următoarea funcție de transfer:

$$H_{PI}(s) = k_p + \frac{k_i}{s} = \frac{k_p s + k_i}{s},$$

unde k_p, k_i sunt parametrii de acord ai regulatorului PI.

A fost utilizat algoritmul de reglare PID în forma standard, care este descris de următoarea funcție de transfer:

$$H_{PID}(s) = k_p + \frac{k_i}{s} + k_d s = \frac{k_d s^2 + k_p s + k_i}{s},$$

unde k_p, k_i, k_d sunt parametrii de acord ai regulatorului PID [58].

În situația de față, cromozomul este compus din parametrii următori, care reprezintă parametrii de acordare: k_p, k_i – pentru algoritmul de conducere PI; k_p, k_i, k_d – pentru algoritmul de conducere PID [86].

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) [57], [26], [37], [36].

Valorile parametrilor de acord pentru algoritmi 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 algoritmi de control PI și PID sunt ilustrate în figurile 3.5 și 3.6, 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.

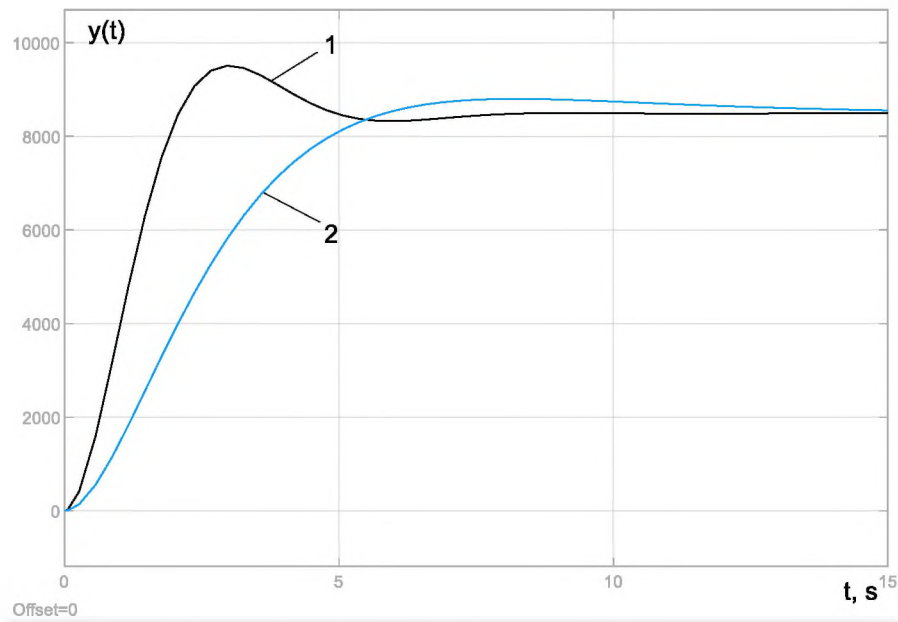


Fig. 3.5. Răspunsul sistemului automat cu obiectul de reglare (1) și regulatorul PI

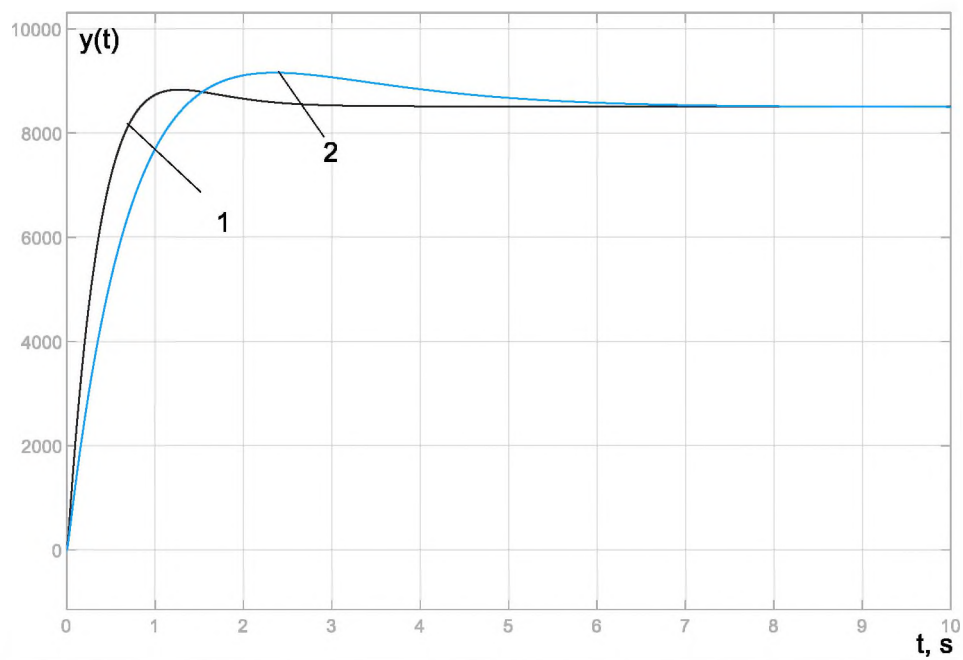


Fig. 3.6. Răspunsurile sistemului automat cu obiectul de reglare (1) și algoritmul de reglare PID

În figurile 3.7 și 3.8 este ilustrată distribuția polilor și zerourilor sistemului în buclă închisă cu regulator PI și PID. Numerotarea polilor este după cum urmează: 1 – pentru situația în care regulatorul PI este acordat cu ajutorul algoritmului genetic și 2 – pentru situația în care regulatorul PID este acordat prin metoda gradului maxim de stabilitate.

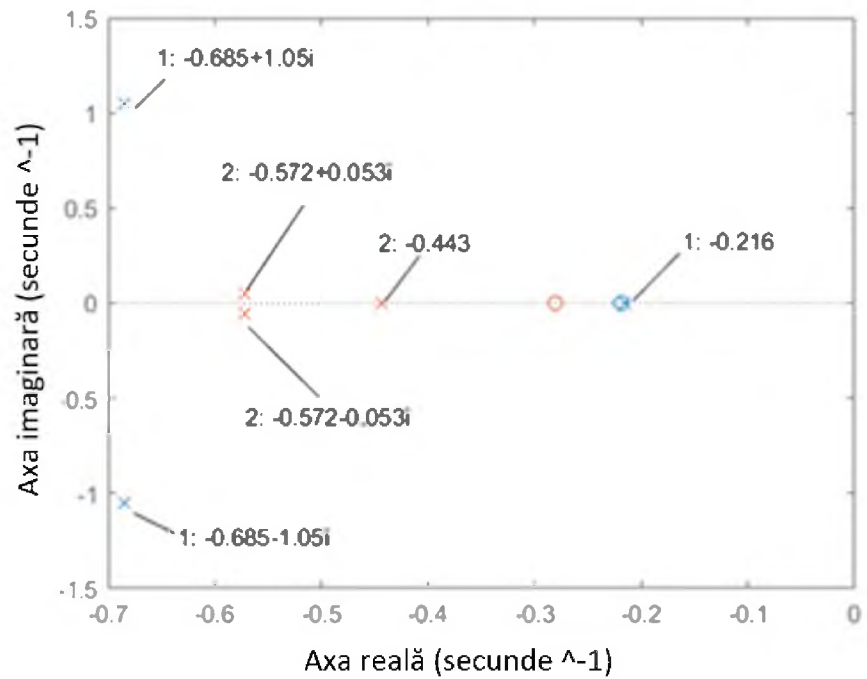


Fig. 3.7. Distribuția poli-zero-uri a sistemului în buclă închisă cu regulatorul PI

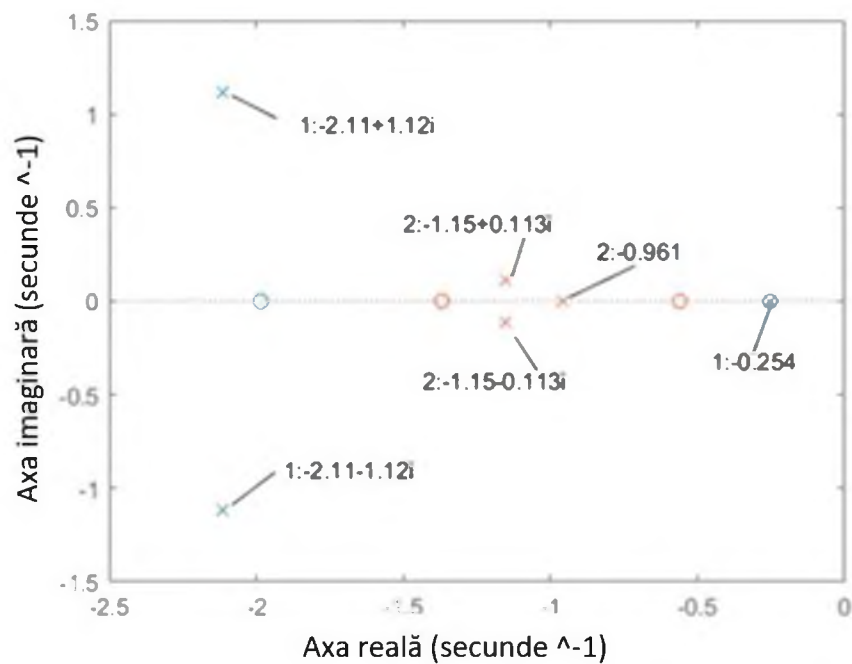


Fig. 3.8. Distribuția poli-zero-uri a sistemului în buclă închisă cu regulatorul PID

După analiza rezultatelor obținute, s-a constatat că acordarea reguletoarelor PI și PID cu ajutorul algoritmului genetic a dus la obținerea unor procese tranzitorii care îndeplinesc cerințele impuse. În schimb, utilizarea metodei MSD nu a dus la îndeplinirea cerințelor impuse pentru sistemul de control, dar a oferit o mai mare robustețe în comparație cu algoritmul genetic.

Pentru regulatorul PID, utilizând algoritmul genetic, s-au obținut următoarele valori ale parametrilor de acord: $k_p = 20.402$, $k_i = 4.58$, $k_d = 9.12$. Utilizând acești parametri de acord, s-a obținut răspunsul tranzitoriu cu următoarele performanțe: $t_r=0,55$, $t_s=2,50$, $\sigma=3,99$, $\lambda=1$ [82].

Rezultatul simulării obținute a sistemului automat cu regulatorul PID este prezentat în figura 3.9.

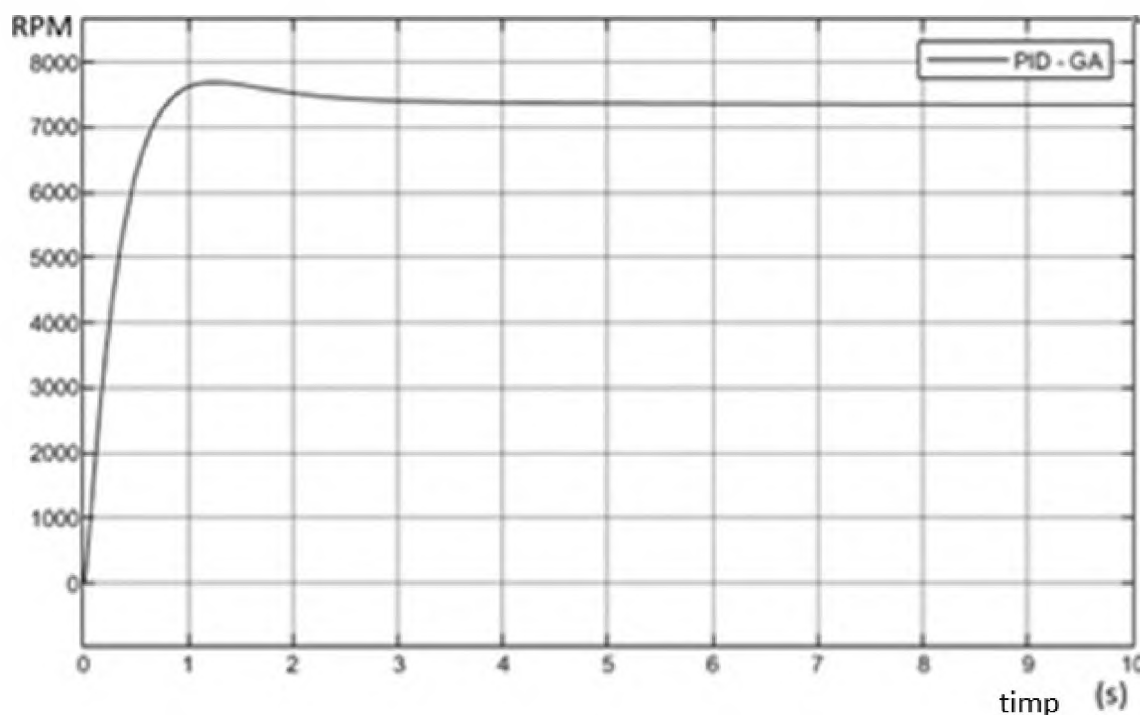


Fig. 3.9. Procesul tranzitoriu al sistemului automat cu regulatorul PID

3.3.3 Algoritmul fuzzy de control al atitudinii nanosateliților

Sistemele cu regulator fuzzy reprezintă sistemele de reglare automată, unde algoritmul de reglare este bazat pe prelucrare de date/cunoștințe fuzzy. Teoria mulțimilor fuzzy este utilizată pentru reprezentarea datelor de intrare/ieșire și interpretarea lor conform regulilor care se concep pe baza experienței umane din scenariile lumii reale. Teoria mulțimilor fuzzy în ultimele decenii a devenit o abordare eficientă de control și des utilizabilă pentru o varietate mare de aplicații de control pentru sisteme liniare și neliniare. Unul dintre avantajele de bază ale sistemelor de regulator fuzzy este independența sa față de modelul matematic al obiectului de reglare, astfel această abordare fiind des aleasă pentru sistemele automate în care modelul matematic precis de descriere a obiectului de reglare este necunoscut sau conține neliniarități semnificative. Această caracteristică a dus la extinderea domeniilor de aplicații ale sistemelor cu regulator fuzzy [128].

Regulatorul fuzzy este compus din următoarele trei blocuri de bază:

Fuzificare: unde datele inițiale de intrare/ieșire sunt convertite în variabilele lingvistice, unde valorile lor sunt determinate pe baza funcțiilor de apartenență. În mod specific, pentru această lucrare, datele de intrare pentru regulatorul fuzzy reprezintă semnalul de eroare a sistemului – $e(t)$ și rata de schimbare a semnalului de eroare – $\dot{e}(t)$ [22]. Funcția de apartenență triunghiulară este cea mai utilizabilă pentru a descrie variabilele lingvistice în această etapă, dar pot fi utilizate și alte tipuri de funcții de apartenență, cum ar fi cele trapezoidale sau gaussiane. S-a propus ca variabilele lingvistice să primească diferite valori etichetate ca: *Mare negativ*, *Mediu negativ*, *Mic negativ*, *Zero*, *Mic pozitiv*, *Mediu pozitiv*, *Mare pozitiv*, fiind calificate respectiv ca: NB, NM, NS, Z, PS, PM, PB [20].

Luarea deciziilor reprezintă blocul de bază cu reguli, unde procesul de luare a deciziilor imită procesul de gândire uman. Aceasta cuprinde definițiile funcțiilor de apartenență fuzzy alocate fiecărei variabile lingvistice, împreună cu regulile esențiale, care evidențiază obiectivele controlului prin utilizarea de variabile lingvistice. Regulile sunt de obicei concepute utilizând limbajul natural, ceea ce facilitează pentru nespecialiști înțelegerea și modificarea regulilor. Baza de reguli este o componentă crucială a regulatorului fuzzy, deoarece determină comportamentul regulatorului în baza datelor de intrare.

Defuzificarea reprezintă blocul unde decizia dedusă este convertită înapoi în valori numerice. Există multe tipuri de tehnici disponibile, deci trebuie să fie selectată aceea care este cea mai potrivită atunci când este utilizată cu un sistem expert. Deci, acesta transformă valorile fuzzy ale blocului de interferență în valori bine determinate. Valorilor, rezultate în urma defuzificării, li se aplică operația inversă normalizării pentru a fi aduse într-un interval apropiat de intervalul mărimilor de comandă [83].

S-a propus proiectarea unui regulator fuzzy pentru controlul vitezei motorului de curent continuu.

Regulatorul fuzzy este un regulator cu două intrări: eroarea e și derivata erorii \dot{e} și o singură ieșire, care reprezintă semnalul de comandă u . Universul de discuție al variabilelor e , \dot{e} și u sunt mulțimile $E \subset \mathbb{R}$, $\dot{E} \subset \mathbb{R}$ și $u \subset \mathbb{R}$, respectiv. Valorile lingvistice ale e și \dot{e} se stabilesc pe următoarele mulțimi $A_i (i \in I = [-7, \dots, -2, -1, 0, 1, 2, \dots, 7])$ și $B_j (j \in J = [-7, \dots, -2, -1, 0, 1, 2, \dots, 7])$.

Dacă e este A_i și \dot{e} este B_j , atunci u este u_{ij} , unde $U_{ij} \in u (i \in I, j \in J)$ este valoarea clară în locul unui subset de tip fuzzy, u_{ij} nu sunt numaidecât diferiți unii de alții. Regulatorul fuzzy cu astfel de control este numit regulator fuzzy de tip clar. La un moment de timp t , sunt prezentate valorile de observare e și \dot{e} , care corespund erorii sistemului și vitezei de variație a erorii, respectiv. Apoi valorile de adevăr ale A_i și B_j sunt $A_i(e)$ și $B_j(\dot{e})$, ($i \in I, j \in J$). Folosind metoda inferenței

sumelor produsului, valoarea de adevăr a părții antecedente a unei reguli de control fuzzy va fi [24]:

$$f_{ij} = A_i(e)B_j(\dot{e})(i \in I, j \in J).$$

Raționamentul de la partea antecedentă la partea consecventă va genera o concluzie de tip fuzzy subset care este numită ca C , C va fi un subset fuzzy discret cu un număr finit de puncte.

$$C = \left\{ \frac{f_{ij}}{u_{ij}} \mid i \in I, j \in J \right\}.$$

Aplicând metoda centrului de greutate pentru defuzificarea setului fuzzy C , se obține ieșirea reală a regulatorului:

$$u = \frac{\sum_{i,j} f_{ij} u_{ij}}{\sum_{i,j} f_{ij}}.$$

Regulile fuzzy alcătuite pentru sistemul dat sunt prezentate în tabelul 3.5. Pe baza acestor reguli sunt realizate condițiile de control al sistemului [24].

Tabelul 3.5. Baza de reguli fuzzy

	E						
ΔE	NL	NM	NS	ZR	PS	PM	PL
NL	NL	NL	NL	NM	NS	ZR	PS
NM	NL	NL	NM	NS	ZR	PS	PM
NS	NL	NM	NS	ZR	PS	PM	PL
ZR	NM	NS	ZR	PS	PM	PL	PL
PS	NS	ZR	PS	PM	PL	PL	PL
PM	ZR	PS	PM	PL	PL	PL	PL
PL	PL	PL	PL	PL	PL	PL	PL

Regulile din tabelul de mai sus au fost introduse folosind pachetul Fuzzy Logic Toolbox din mediul de simulare MATLAB, fiind reprezentate în figura 3.10.

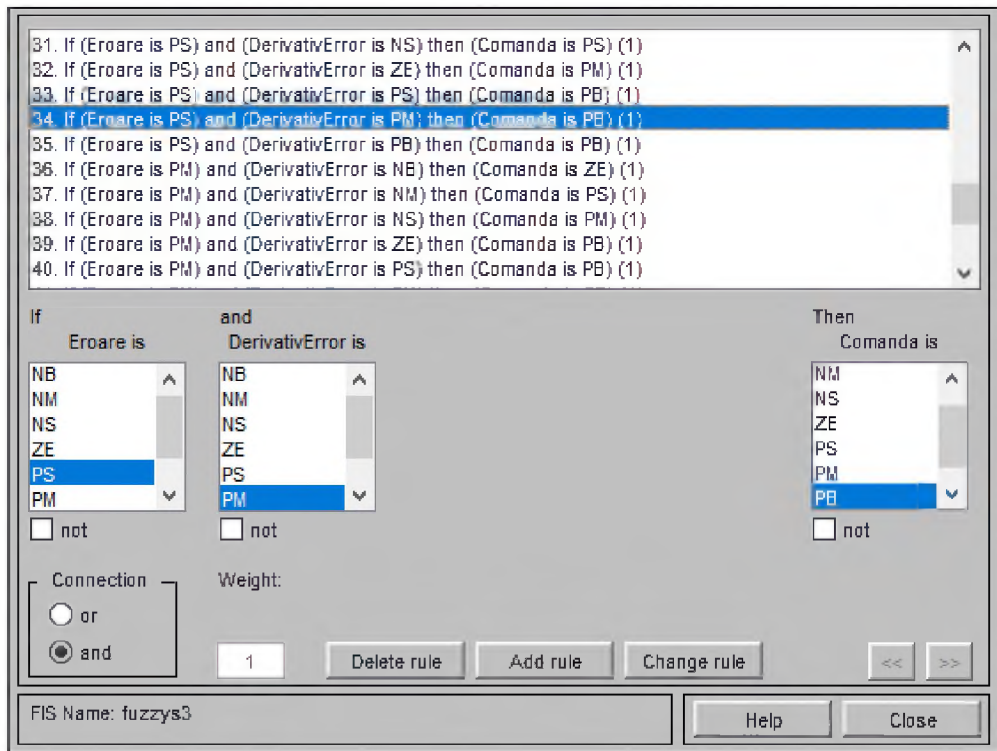
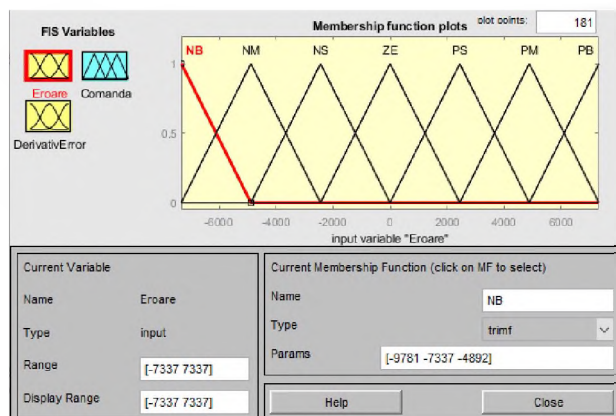
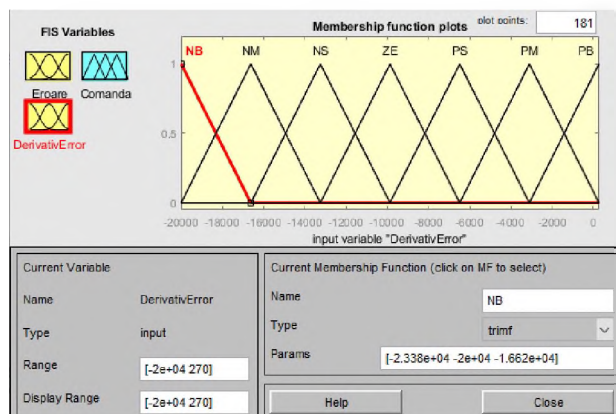


Fig. 3.10. Regulile generate pe baza tabelului de reguli din MATLAB

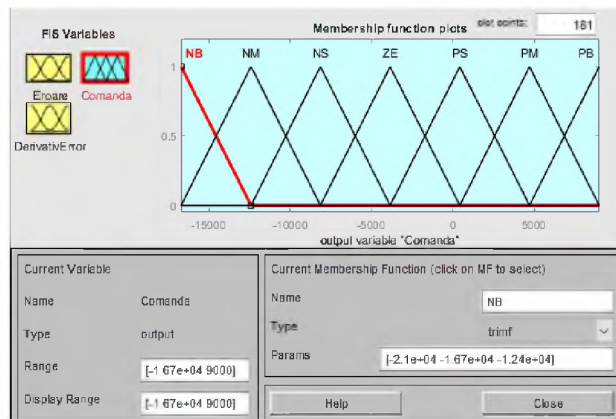
Funcțiile de membru pentru variabilele de intrare și de ieșire sunt prezentate în figura 3.11.



a)



b)



c)

Fig. 3.11. Funcțiile de apartenență:
a) eroarea; b) derivata erorii; c) semnalul de comandă

Rezultatele obținute prin acordarea regulatorului fuzzy sunt prezentate în figura 3.12. Rezultatele au fost comparate cu metoda gradului maximal de stabilitate cu iterații și cu algoritmul genetic.

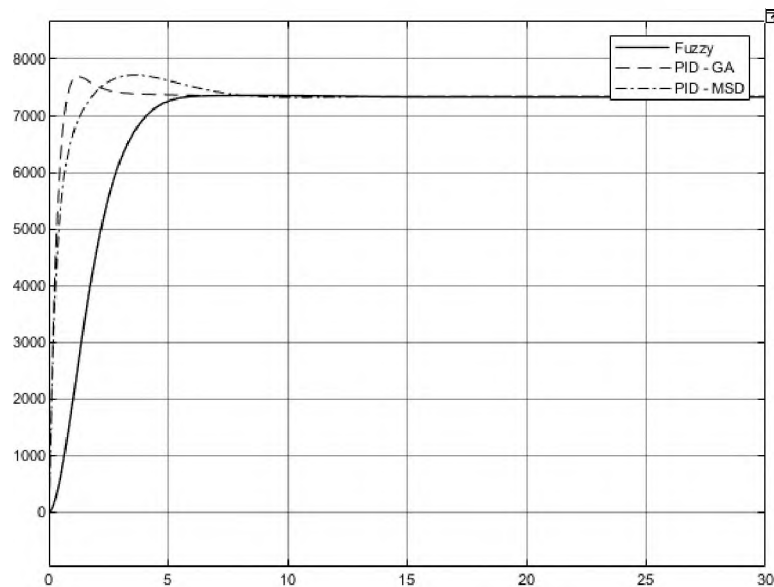


Fig. 3.12. Procesul tranzitoriu sistemului automat cu regulatorul PID și regulatorul fuzzy

Performanța controlului automat al sistemului este prezentată în tabelul 3.6.

Tabelul 3.6. Performanțele sistemului automat cu regulatorul PID și fuzzy

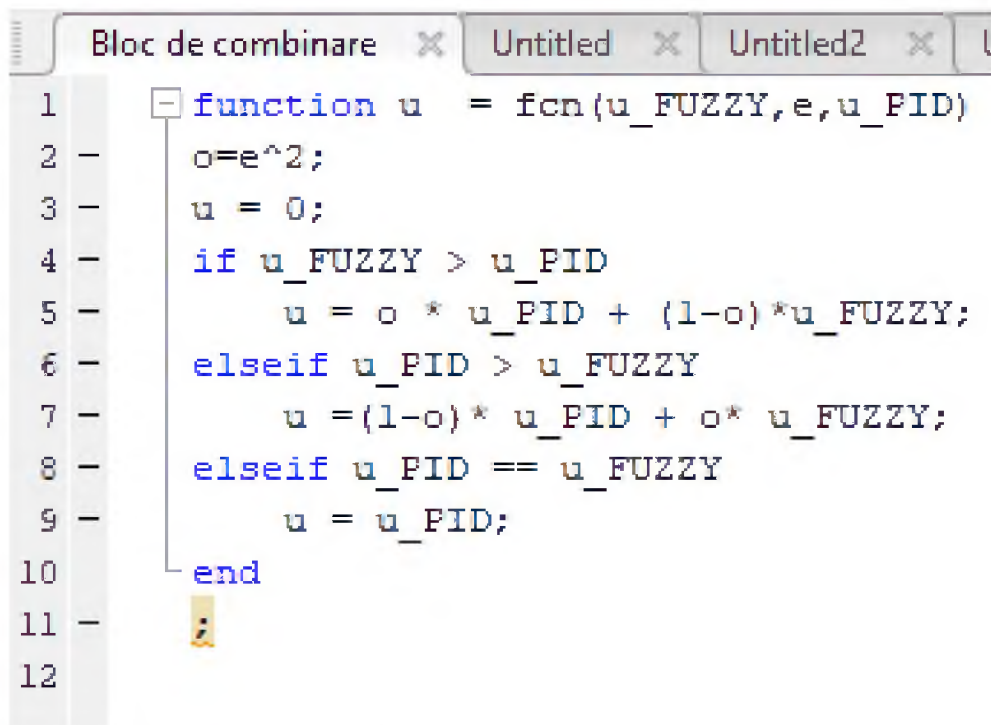
Nr.	Regulator	Metoda	Performanțele sistemului			
			t_r	t_s	σ	λ
1	PID	GA	0.55	2.00	3.99	1
2	PID	MSD	0.93	5.039	7.83	1
3		Regulator Fuzzy	4.2	4.2		

Analizând rezultatele obținute și comparând rezultatele căpătate cu metoda gradului maximal de stabilitate cu iterații și algoritmul genetic, regulatorul fuzzy a permis obținerea unor răspunsuri critice amortizate ale sistemului de control automat.

3.3.4 Algoritmul hibrid de control al atitudinii satelitului

Regulatorul fuzzy PID hibrid a fost testat folosind un mediu de simulare realist care include un model de satelit și dinamica atitudinii. Această simulare a fost realizată utilizând software-ul de simulare MATLAB/Simulink. Instrumentul a fost folosit pentru a construi întregul circuit de control și pentru a gestiona integrarea ecuațiilor diferențiale ale variabilelor continue și calculul ieșirilor senzorilor. De asemenea, au fost incluse funcții de atitudine personalizate. Instrumentul Simulink a fost utilizat pentru a modela cinematica, proprietățile de masă și mișcarea satelitului în jurul centrului său de masă.

Algoritmul de funcționare a regulatorului fuzzy PID hibrid este simulat în mediul Simulink și este prezentat în figura 3.13. Funcționează în felul următor: regulatorii fuzzy și PID primesc semnalul de eroare și efectuează o corecție în funcție de algoritmul de reglare. După corecția efectuată la ieșirea regulatorilor fuzzy și PID, semnalul este trimis către blocurile de multiplicare și blocul de combinare `u_FUZZY` și `u_PID`. Secvența prezentată în figura 3.12 este implementată în blocul de combinare [34].



```
1 function u = fcn(u_FUZZY,e,u_PID)
2     o=e^2;
3     u = 0;
4     if u_FUZZY > u_PID
5         u = o * u_PID + (1-o)*u_FUZZY;
6     elseif u_PID > u_FUZZY
7         u =(1-o)* u_PID + o* u_FUZZY;
8     elseif u_PID == u_FUZZY
9         u = u_PID;
10    end
11    ;
12
```

Fig. 3.13. Funcție din MATLAB a blocului de combinare PID și Fuzzy

Funcția de combinare este declarată ca o funcție cu trei intrări și o ieșire, apoi un coeficient f este egal cu valoarea erorii ridicată la puterea a 2-a, $f(e) = e^2$, iar variabila de ieșire este egală cu 0.

În dependență de răspunsul regulatorului PID și fuzzy, se vor lua în considerație 3 cazuri [34]:

a) Dacă răspunsul regulatorului fuzzy este mai rapid decât răspunsul regulatorului PID, atunci valoarea comenzii u se calculează folosind relația:

$$u_{hibrid} = f(e) * u_{PID} + (1 - f(e)) * u_{FUZZY}.$$

b) Dacă răspunsul regulatorului PID este mai rapid decât răspunsul regulatorului Fuzzy, valoarea comenzii u se calculează folosind relația:

$$u_{hibrid} = (1 - f(e)) * u_{PID} + f(e) * u_{FUZZY}.$$

c) Dacă răspunsul regulatorului PID este egal cu răspunsul regulatorului Fuzzy, valoarea comenzii u rămâne cea a regulatorului PID.

În mediul Simulink, pentru fiecare roată de reacție a satelitelui, a fost acordat regulatorul hibrid, care este prezentat în figura 3.14 (pentru o roată de reacție), schema întregă de simulare a sistemului este prezentată în anexa 1.

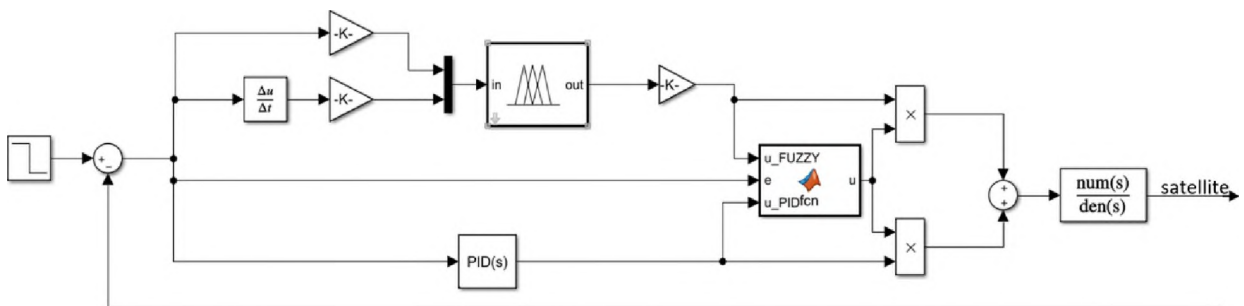


Fig. 3.14. Schema de simulare a sistemului cu regulatorul fuzzy PID hibrid Simulink

În urma simulării în mediul MATLAB/Simulink a poziționării satelitelui utilizând algoritmul de reglare PID, răspunsurile tranzitorii ale sistemului de poziționare a satelitelui sunt prezentate în figura 3.15. Acest algoritm asigură un timp de stabilizare egal cu 2,5 secunde.

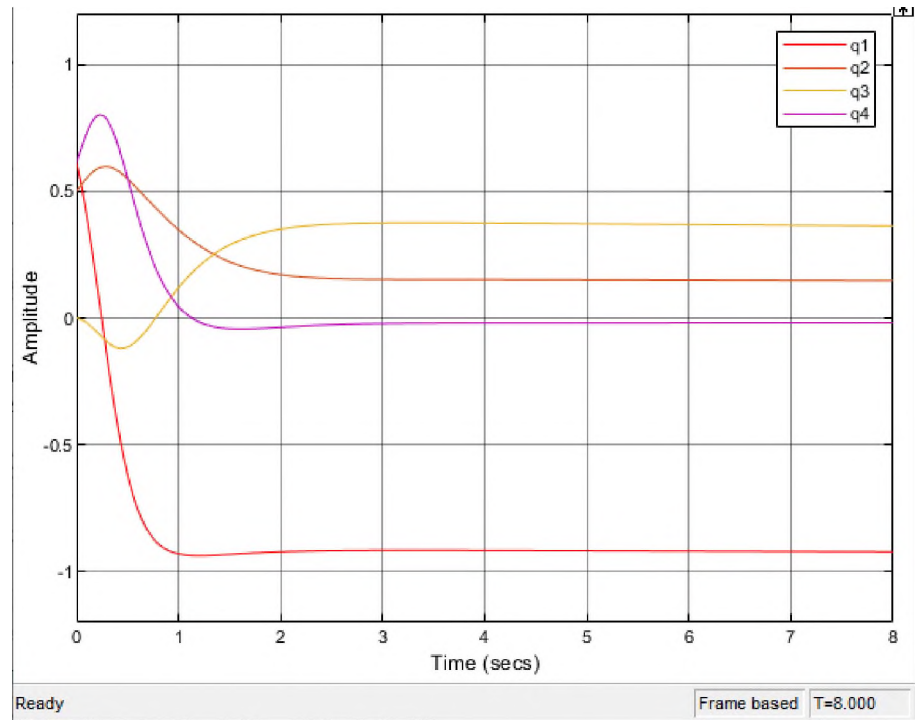


Fig. 3.15. Procesul tranzitoriu sistemului automat cu regulatorul PID

În continuare s-a efectuat simularea poziționării satelitului utilizând algoritmul de reglare hibrid PID-fuzzy și răspunsurile tranzitorii ale sistemului de control al poziționării satelitului sunt prezentate în figura 3.16. În figura 3.16 se observă că algoritmul de reglare hibrid PID-fuzzy asigură un timp de stabilire a satelitului egal cu 2 secunde.

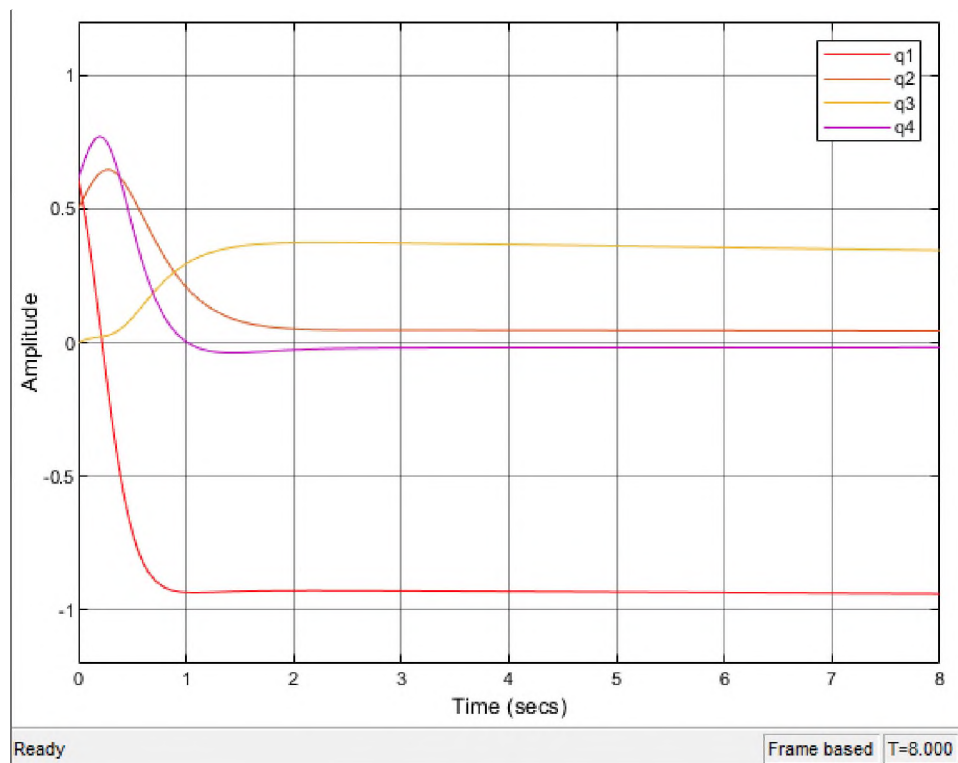


Fig. 3.16. Procesul tranzitoriu sistemului automat cu regulatorul hibrid fuzzy-PID

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.

3.4 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 reguletoarelor PI și PID prin algoritmul genetic, s-au obținut procese tranzitorii cu o performanță mai bună în cazul ambelor reguletoare: 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 nanosateliților. 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 (ADCS). Pe lângă scopul educațional pentru studenți, obiectivul principal al TUMnanoSAT este de a dezvolta un ADCS fiabil și precis pentru nanosateliții viitori, marcând un punct crucial pentru implementarea formațiilor de nanosateliți [18]. Sistemul ADCS viitor va permite satelitului să identifice orientarea sa în spațiu, să controleze și să mențină această atitudine în măsura în care capacitatea de acționare o permite.

Determinarea atitudinii se bazează pe magnetometre, senzori solari, accelerometre și microgiroscoape. Senzorii solari sunt amplasați pe fiecare dintre cele cinci panouri laterale ale TUMnanoSAT și măsoară poziția față de soare. Magnetometrele sunt montate pe placa ADCS și măsoară vectorul câmpului magnetic terestru. Microgiroscoapele și accelerometrele sunt montate pe placa de bază a OBC-ului și măsoară vectorul unghiular tridimensional al satelitului. Sistemul de control al atitudinii (ADCS) al TUMnanoSAT se bazează exclusiv pe cuplurile magnetice generate de magnetorquer-i.

4.1.1 Componenta ADCS a nanosatelitului – partea hardware

Având în vedere cerințele specifice ale misiunilor nanosatelitului TUMnanoSAT, s-a dezvoltat o structură hardware pentru sistemul de determinare și control al atitudinii. S-a ales o abordare simplificată pentru elementele de execuție, în timp ce s-a acordat o importanță sporită părții senzoriale, pentru a facilita procesul de determinare și control al atitudinii, precum și colectarea datelor de la senzori, cu scopul de a dezvolta noi algoritmi de control al atitudinii pe baza analizei datelor colectate. Structura hardware include un microcontroler responsabil pentru achiziția datelor de la senzori, procesarea acestora, luarea deciziilor și acționarea controlată a elementelor de execuție. 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).

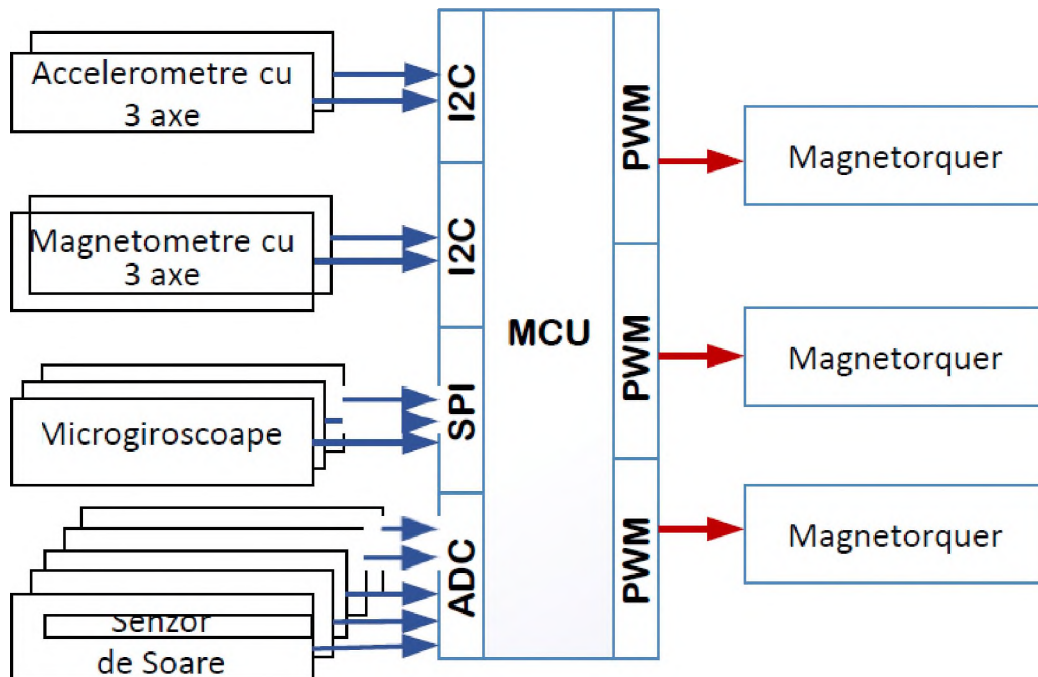


Fig. 4.1. Schema structurală a sistemului de control atitudine TUMnanoSAT [15]

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.

Magnetometrul digital triaxial este proiectat pentru detectarea magnetică în câmpuri slabe și cu rezoluție ridicată. Pentru a asigura fiabilitatea, au fost utilizați doi senzori plasați în aceeași locație, pe același modul, dar pe părți opuse. S-a ales senzorul LIS3MDL de la STMicroelectronics, care este un senzor magnetic triaxial cu consum redus de energie și performanță înaltă. Acest senzor anizotrop direcțional dispune de sensibilitate și liniaritate precisă pe fiecare axă, 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, care oferă un regim avansat de economie a energiei și funcții inteligente de trezire din modul de "hibernare". Acest senzor dispune de o scară dinamică completă, 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.

Senzorul de soare este alcătuit dintr-o fotodiodă unică, însoțită de un amplificator potrivit și un filtru optimizat, utilizat pentru determinarea unghiului de incidență al luminii.

Magnetorquer-ii prezintă caracteristici atractive, cum ar fi greutate redusă, consum redus de energie și costuri relativ mici, fiind potrivite pentru sateliții mici și ieftini în orbita joasă a Pământului (LEO).

De obicei, un magnetorquer se fabrică dintr-un fir simplu (cupru), înfășurat în jurul unui miez solid (tije de cuplu) sau înfășurat într-o formă rotundă sau dreptunghiulară fără miez (miez de aer). Schema unui magnetorquer fără miez, imprimat pe un PCB, este prezentată în figura 4.2.

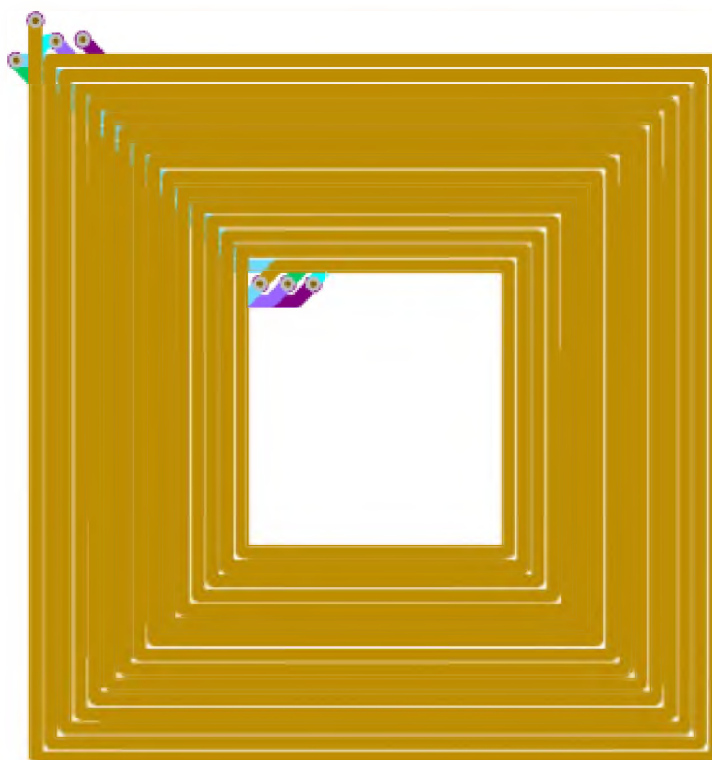


Fig. 4.2. Prototip al unui magnetorquer pe un PCB

Baza funcționării controlului atitudinii prin utilizarea câmpului magnetic constă în gestionarea curentului care trece prin bobinele magnetice ortogonale reciproc, creând astfel un moment magnetic. Acest moment magnetic se calculează după cum urmează:

$$\vec{T} = \vec{\mu}_{MT} \times \vec{B}_{earth}, \quad (4.1)$$

unde \vec{B}_{earth} este vectorul câmpului magnetic al Pământului.

După cum s-a menționat deja, conform ecuației (4.1), rezultă că cuplul poate fi produs doar perpendicular pe câmpul magnetic al Pământului, lăsând necontrolată axa de-a lungul câmpului magnetic al Pământului doar cu controlul magnetic al atitudinii. Cu toate acestea, există posibilități limitate și complexe de a utiliza acest tip de control pentru stabilizarea pe 3 axe.

Pentru modelul final de zbor, în scopul minimizării volumului și masei nanosatelitului, s-a optat pentru fabricarea magnetorquer-ilor integrați în partea verso a panourilor fotovoltaice la compania Solar Space, care deține o tehnologie autentică de implementare a lor în formă de circuit imprimat.

4.1.2 Componenta ADCS a nanosatelitului – partea software

Schema prezentată în figura 4.3 descrie conceptul general de control atitudine a nanosatelitelor, care prevede activități de stabilizare și reorientare a poziției satelitului, aplicând diverși algoritmi de reglare liniară sau optimă a poziției și de combatere a rostogolirii aleatorii a satelitului.

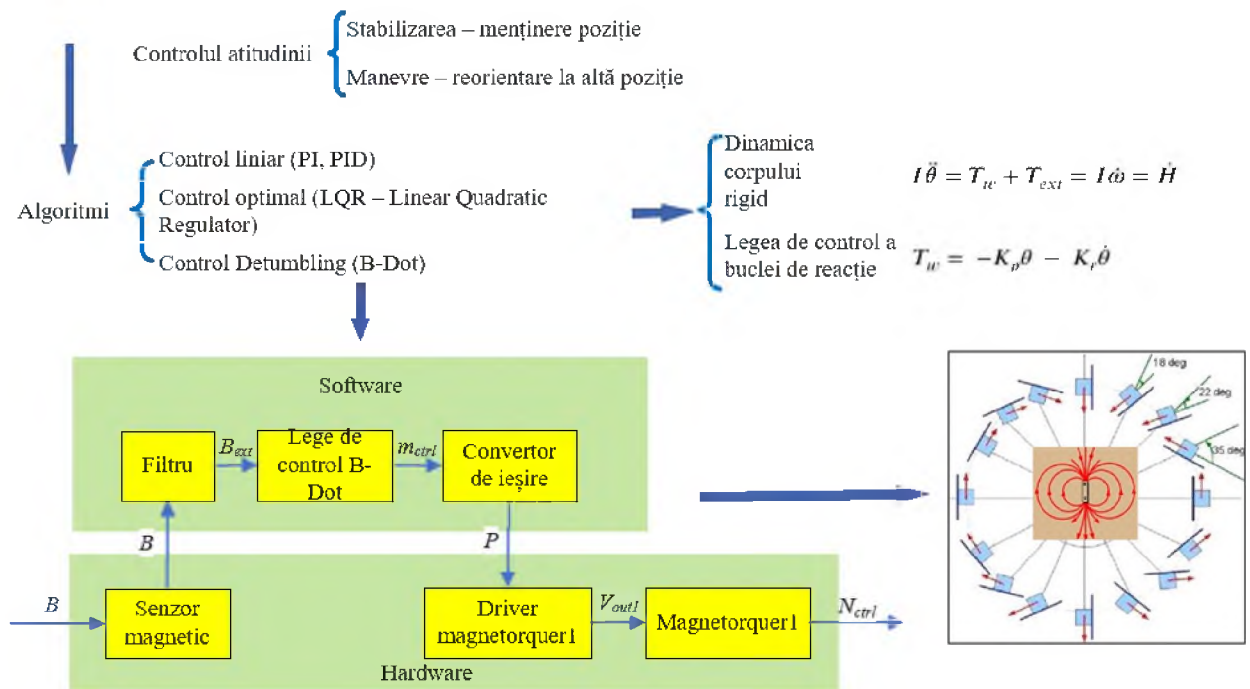


Fig. 4.3. Schema de realizare a controlului atitudinii nanosatelitelor [15]

Reieșind din schema de mai sus și luând în considerare misiunile nanosatelitului TUMnanoSAT, s-a proiectat structura software și s-au elaborat componentele respective. Structura software-ului este organizată ierarhic în trei nivele și este prezentată în figura 4.4.

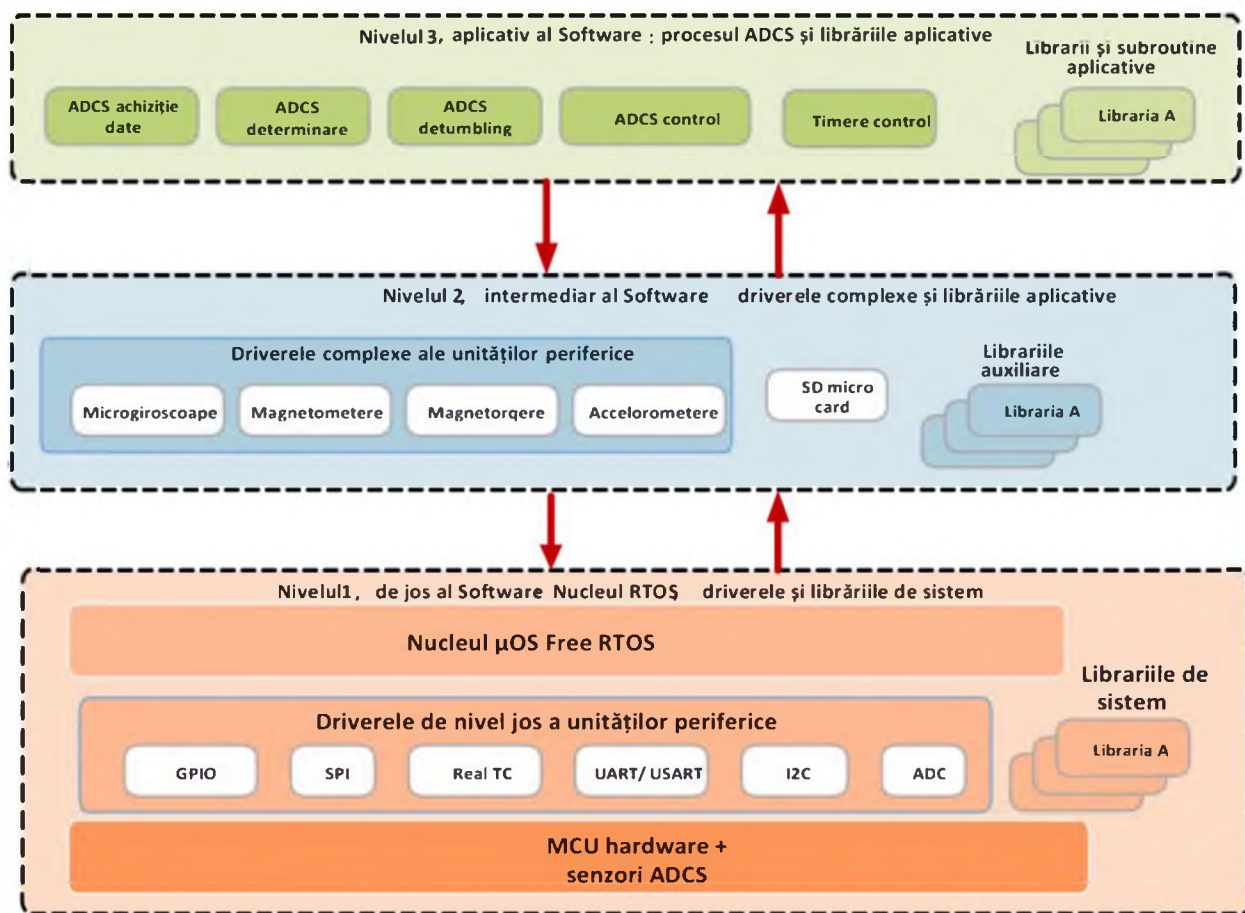


Fig. 4.4. Structura software ADCS-ului nanosatelitului TUMnanoSAT [15]

Nivelele din structura software sunt următoarele:

- nivelul de sus, aplicativ, care se prezintă ca procesul de bază al sistemului de control atitudine;
- nivelul intermediar, care întrunește un set de drivere complexe cu dispozitivele senzore și actuatorii sistemului ADCS;
- nivelul de jos, nivelul fizic, de interacțiune a microcontrolerului cu dispozitivele senzore și elementele de execuție ale sistemului ADCS prin intermediul interfețelor sale.

Microcontrolerul interacționează la nivel fizic cu senzorii și elementele de execuție ale sistemului ADCS prin intermediul interfețelor sale. Chiar dacă această interacțiune se desfășoară la nivel de sistem de operare, a fost necesară optimizarea funcționării acestuia pentru a crește eficiența și a asigura fiabilitatea prin eliminarea situațiilor conflictuale, stabilind priorități pentru întreruperile software și hardware ale interfețelor respective.

Nivelul intermediar cuprinde toate driverele care interacționează cu senzorii sistemului ADCS: magnetometre, accelerometre, microgiroscoape și senzori solari. Rolul principal al acestui nivel este colectarea datelor de la setul de senzori inteligenți și transferul acestor date către

structurile de date ale procesului de control al atitudinii de nivel înalt, precum și stocarea acestor date pe microcard SD pentru fiecare orbită în parte. De asemenea, acest nivel include procedurile pentru acționarea magnetorquerilor. Din perspectiva tehnicii de programare, acest nivel include două sub-procese care sunt subordonate procesului principal de control al atitudinii.

Nivelul aplicativ este cel mai complex și este format din următoarele module:

- achiziție date de la senzorii ADCS, care activează subprocesul din nivelul intermediar în momentele necesare;
- determinarea atitudinii curente a nanosatelitului în baza datelor achiziționate;
- controlul atitudinii nanosatelitului – reorientarea poziției actuale a nanosatelitului către altă poziție solicitată (de referință);
- combaterea rostogolirii aleatorii (detumbling) – stabilizarea/menținerea poziției;
- controlul/managementul timerelor – necesar pentru determinarea poziției (punctului concret pe orbită) în baza datelor senzorilor de soare;
- bibliotecile aplicative utilizate de modulele precedente elaborata Institutul Tehnologic din Massachusetts.

În continuare se vor descrie algoritmi pentru două componente esențiale ale sistemului de control al atitudinii: combaterea rotației necontrolate (detumbling) – care se referă la stabilizarea și menținerea poziției satelitului, și controlul atitudinii nanosatelitului – care implică reorientarea din poziția curentă a nanosatelitului către o altă poziție specificată.

4.1.3 Algoritmul B-Dot pentru combaterea rostogolirii aleatorii

Algoritmul de combatere a rostogolirii aleatorii (așa-numitul, algoritmul de control B-Dot) se bazează pe rata de schimbare a măsurătorilor vectorului câmpului magnetic al Pământului sesizată de satelit. Funcționalitatea se bazează pe ipoteza că satelitul se rotește cu o rată unghiulară, care este mult mai mare decât frecvența orbitală, astfel încât modificarea măsurătorilor magnetometrului fixat pe satelit se datorează, în principal, schimbării atitudinii/poziției satelitului, iar schimbarea orbitală a câmpului magnetic al Pământului poate fi neglijată. Astfel, controlerul B-Dot descrie poziția satelitului în raport cu câmpul magnetic al Pământului și, prin urmare, satelitul trebuie impus să se rotească cu aproximativ două rotații pe orbită (0:12 grad/s), ce corespunde schimbării direcției câmpului magnetic al Pământului. În general, logica algoritmului B-Dot generează un moment magnetic pentru fiecare axă a satelitului, al cărui semn este opus celui al ratei de modificare a câmpului magnetic măsurat pe axa respectivă. Prin urmare, cuplul generat va scădea rotația satelitului.

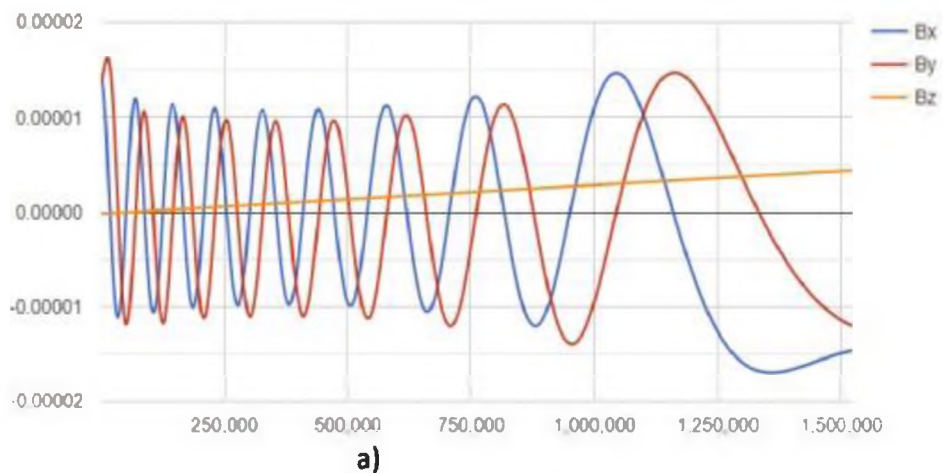
Există o diversitate de algoritmi de control B-Dot, însă s-a decis a fi aplicat cel mai des utilizat, care realizează legea de control proporțională cu un moment de control magnetic al magnetorquer-ului, formula (3.5). Cuplul rezultat este produsul vectorial al momentului de control magnetic al magnetorquer-ului și câmpul magnetic extern:

$$\vec{T} = \vec{\mu}_{MT} \times \vec{B}_{earth}$$

Astfel, $\mu_M = -K \cdot B_x$ activează cuplurile magnetice de-a lungul axei X a corpului pentru a amortiza componentele Y și Z ale vitezei unghiulare.

Pentru un caz simplu de rotație în jurul unei axe verticale, funcționalitatea controlerului B-Dot este reprezentată în figura 4.5.

Se presupune că satelitul se rotește în jurul axei Z a unui cadru de referință fix în sensul acelor de ceasornic, văzut de sus, în timp ce vectorul câmpului magnetic este fixat în planul X - Y . Momentul magnetic produs al controlerului va fi astfel, încât cuplul rezultat este întotdeauna de-a lungul axei Z pozitive și astfel încetinește rotația în sensul acelor de ceasornic. În funcție de viteza de schimbare a câmpului magnetic, direcția curentului prin bobina magnetică va fi modificată pentru a genera momentul magnetic necesar. În schimb, un curent constant în direcția vectorului de curgere și astfel un moment magnetic produs constant ar accelera și decelera în mod egal sistemul fără efect net asupra energiei de rotație.



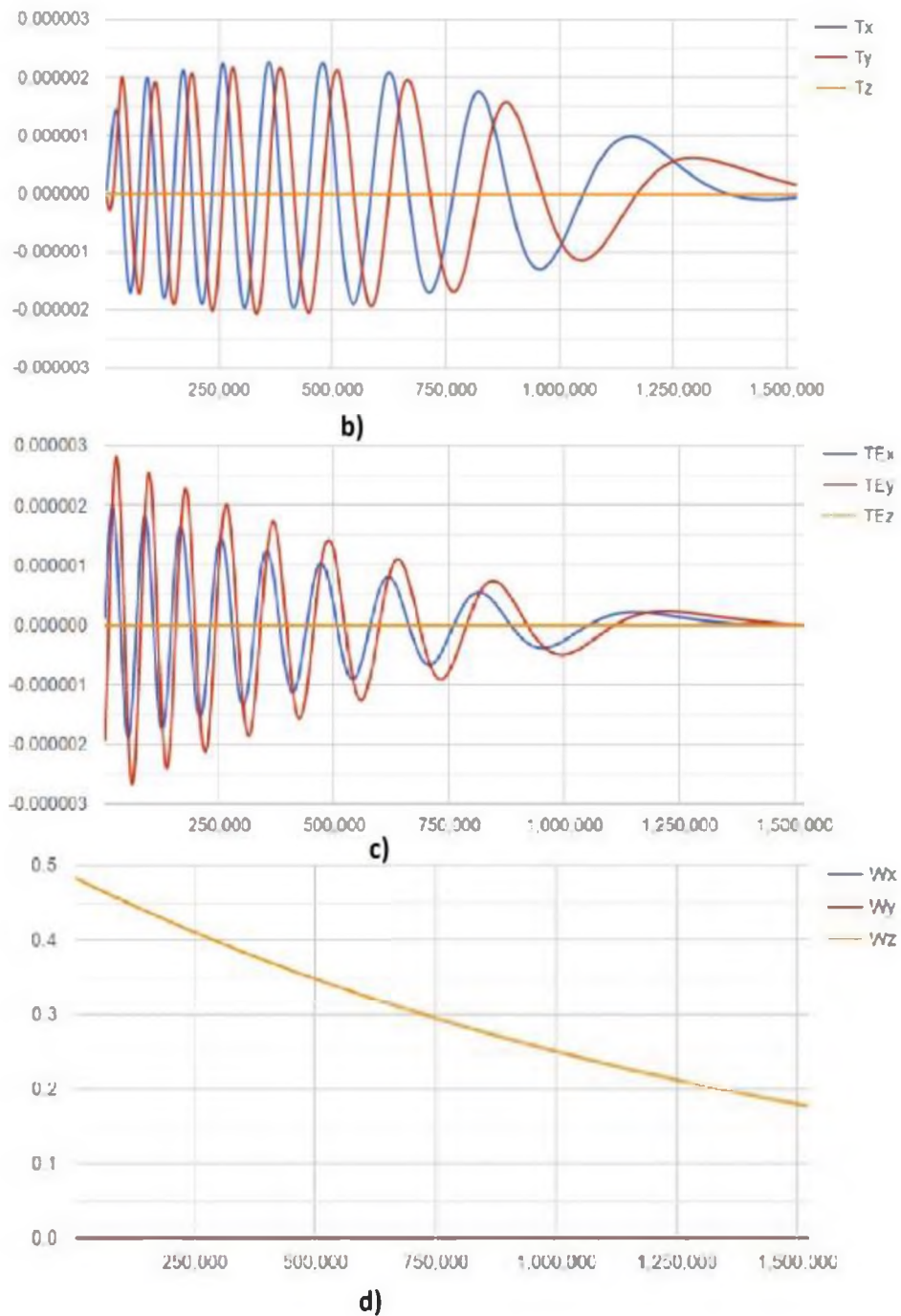


Fig. 4.5. Rezultatele verificării prin simulare a algoritmului B-Dot [19]
a) variația câmpului magnetic al Pământului;
b) variația câmpului magnetic generat de magnetorquer-i;
c) momentul câmpului magnetic rezultat;
d) viteza unghiulară a satelitului (pe axa Z).

Algoritmul B-Dot de combatere a rostogolirii a fost verificat prin simulare cu ajutorul platformei MatLab în diverse condiții: axe de rotire și valori ale vitezelor unghiulare.

4.1.4 Algoritm de control atitudine al nanosatelitului

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 este reprezentată în figura 4.6 și 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 4.7. 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, microgiroscopelor și celor solari, se activează modulul de determinare a atitudinii curente.

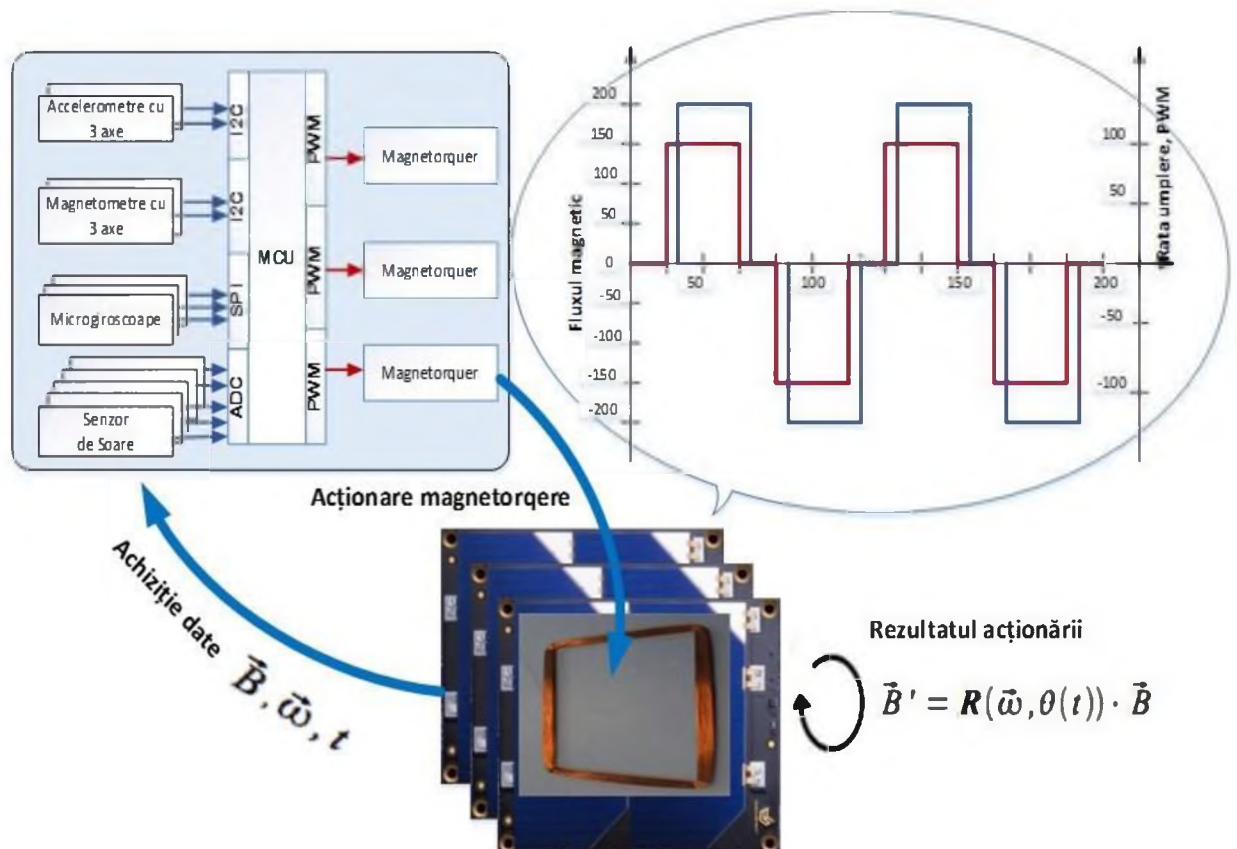


Fig. 4.6. Schema controlului cuplului magnetic al magnetorquer-ilor

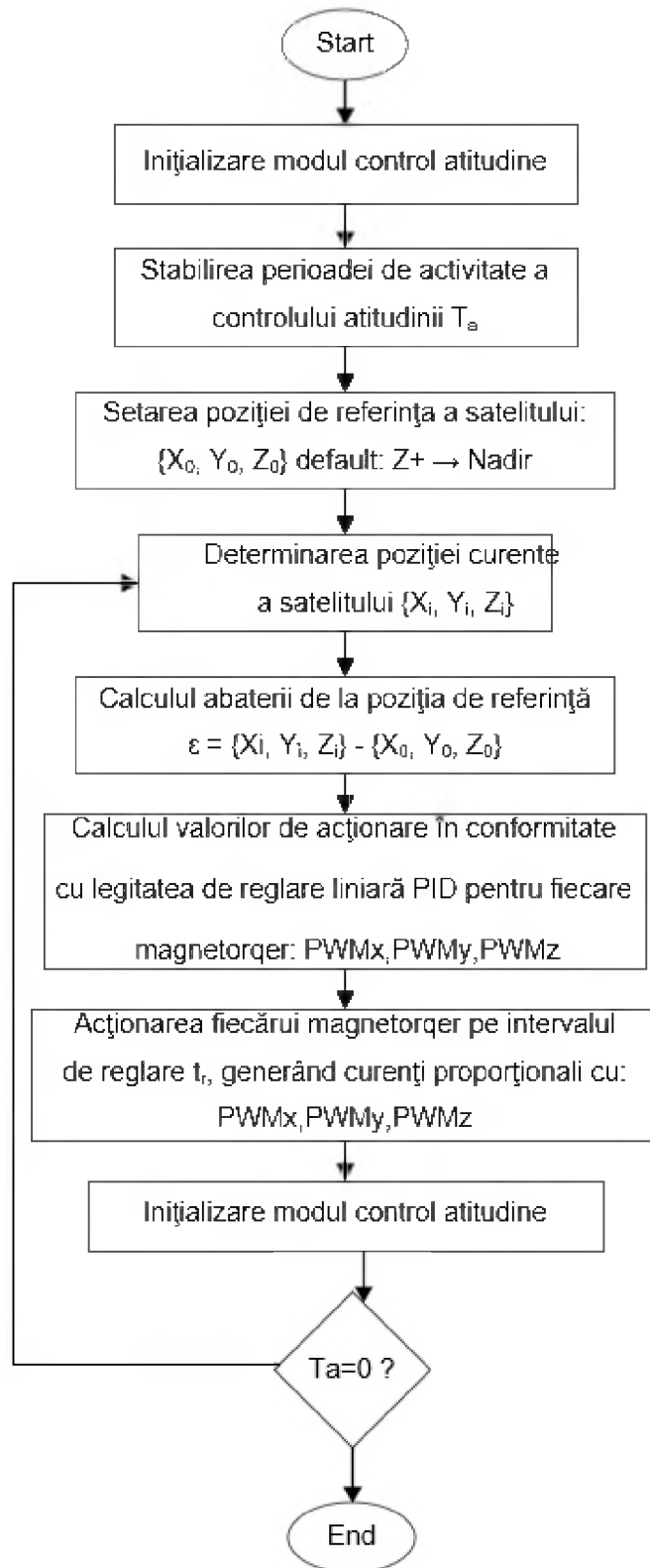


Fig. 4.7. Algoritm de control atitudine al nanosatelitului TUMnanoSAT

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 legitatea de reglare liniară PID [99].

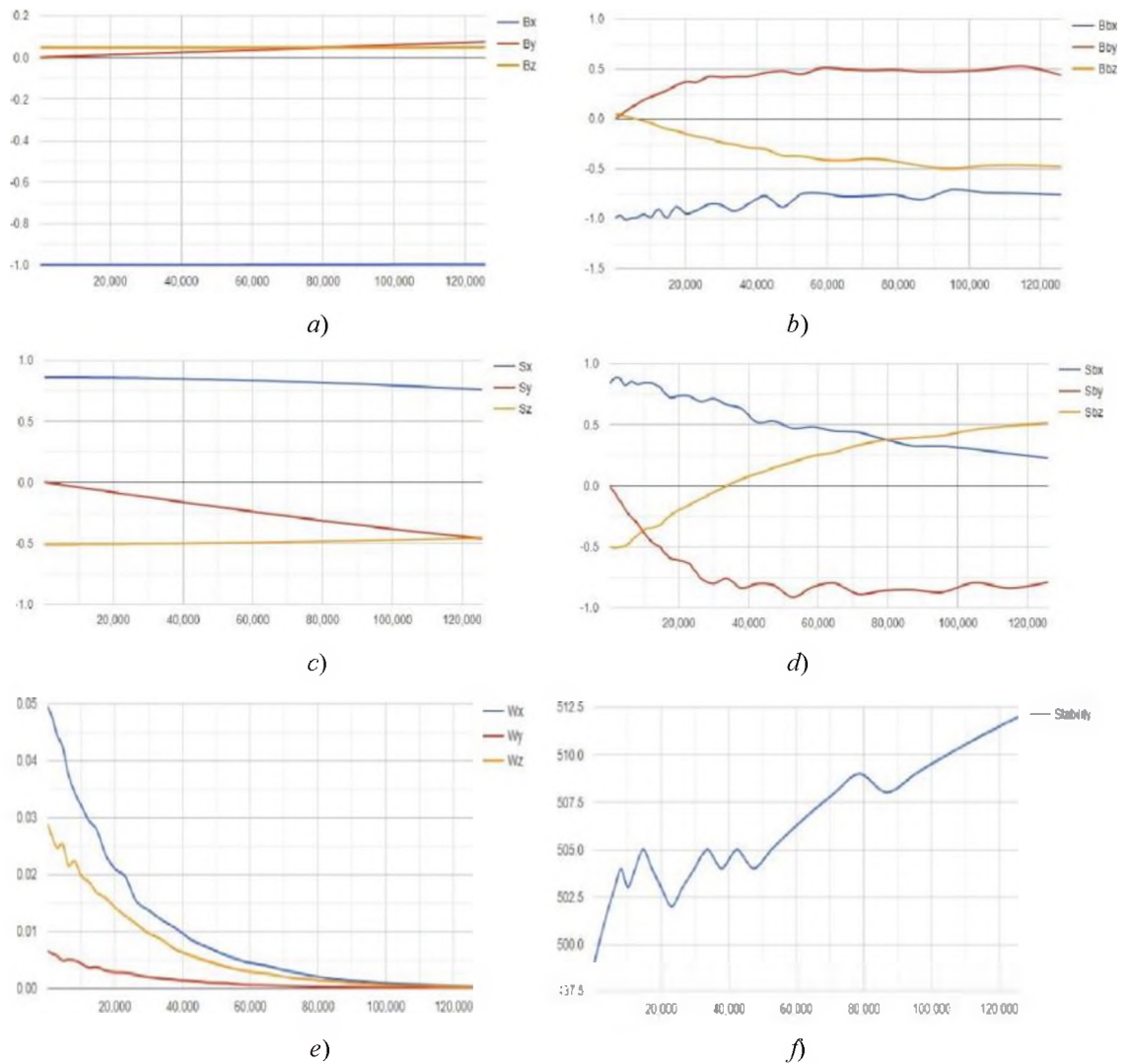


Fig. 4.8. Exemplu de verificare prin simulare a algoritmului de control atitudine:

- a) câmpul magnetic de referință al Terrei;**
- b) câmpul magnetic curent al Terrei;**
- c) poziția de referință a soarelui;**
- d) poziția curentă a soarelui;**
- e) viteza unghiulară a satelitului;**
- f) stabilitatea procesului de control.**

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.

Algoritmul de control atitudine a fost verificat prin simulare pe platforma MatLab în diverse condiții: axe de rotire și valori ale pozițiilor inițiale. Un exemplu de rezultate la aplicarea algoritmului de control atitudine este reprezentat în figura 4.8, care reflectă modificarea poziției inițiale a satelitului (în pozițiile suprafețelor X, Y, Z față de soare) spre poziția de referință, urmată de diminuarea vitezei unghiulare a satelitului cu ajutorul momentului: câmpul magnetic rezultat

al interacțiunii câmpului magnetic generat de magnetorquer-i cu câmpul magnetic al Terrei [2], [23], [24].

4.1.5 Colectarea datelor senzorilor ADCS

În misiunea curentă a nanosatelitului TUMnanoSAT s-au aplicat algoritmi de combatere a rostogolirii satelitului, B-Dot și control atitudine, care asigură precizie și viteză mică de orientare/stabilizare, dar care, totuși satisfac cerințele curente. În scopul elaborării algoritmilor de combatere a rostogolirii satelitului și control atitudine pentru viitoarele misiuni, s-a implementat toată gama de senzori ADCS cu precizie și reacție performante pentru a achiziționa datele acestora, pentru a le transmite la stația terestră și pentru simularea atitudinii nanosatelitului în condiții de laborator. Procesul aplicativ de control atitudine conține un modul de achiziție a datelor senzorilor și stocarea lor în memoria permanentă în fișiere pentru fiecare orbită. Exemplu de achiziție și stocare a datelor microgiroscopelor este reprezentat în figura 4.9.

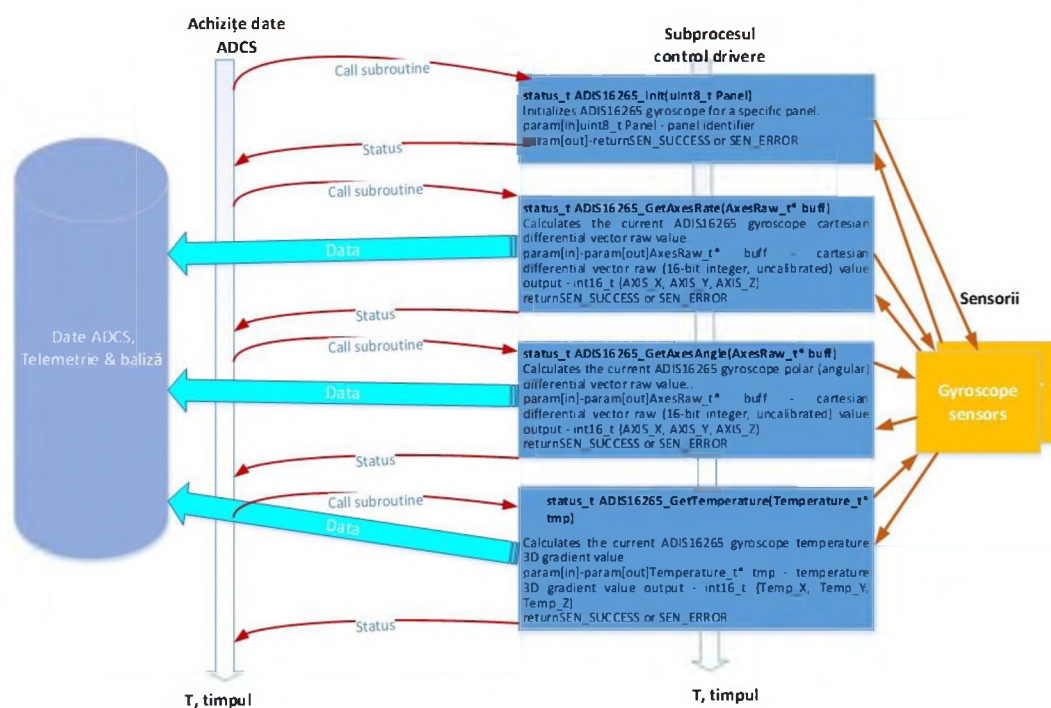


Fig. 4.9. Schema de achiziție și colectare date de la senzorii ADCS

4.2 Verificarea experimentală a controlului atitudinii sateliților în câmp magnetic

Controlul atitudinii nanosatelitelor 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 metodica de testare experimentală a controlului atitudinii nanosatelitelor.

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:

$$dB = \frac{\mu_0 I dL \times \vec{r}}{4\pi r^3}, \quad (4.2)$$

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 ($4\pi * 10^{-7} \text{ N A}^{-2}$). Legea stipulează că curentul printr-un fir este direct proporțional cu câmpul magnetic pe care îl produce (figura 4.10).

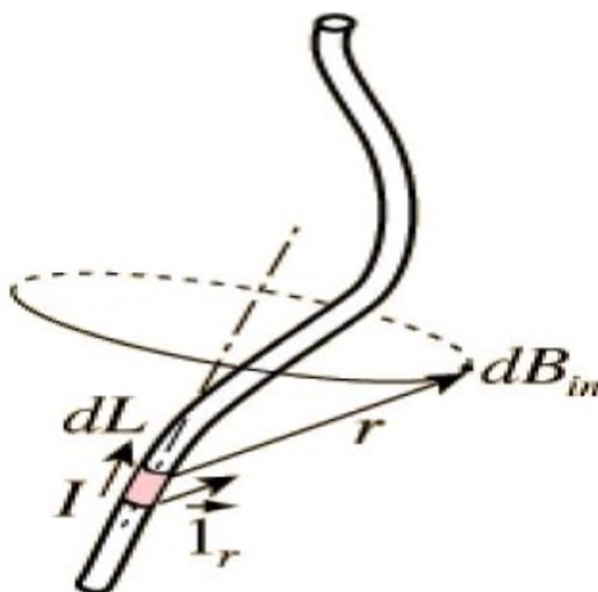


Fig. 4.10. Legea Biot-Savart aplicată curentului printr-un fir

În cazul, când se formează o bobină într-o formă pătrată, se poate genera un câmp magnetic cu intensitatea câmpului magnetic maxim în centru. Astfel, câmpul magnetic al unei bobine este descris prin formula (4.3).

$$B = \frac{\mu_0 I R^2}{2(R^2 + x^2)^{3/2}}, \quad (4.3)$$

unde R este raza bobinei și x este distanța dintre axa bobinei și rază. Modificând numărul de spire ale firului în bobină și curentul prin fir, este posibil de a controla valoarea și direcția vectorului câmpului magnetic. În plus, combinând două bobine pe aceeași axă, numite pereche de bobine Helmholtz [61], [103], este posibil de a controla câmpul magnetic într-un volum de-a lungul acelei axe, așa cum se arată în figura 4.11 [53].

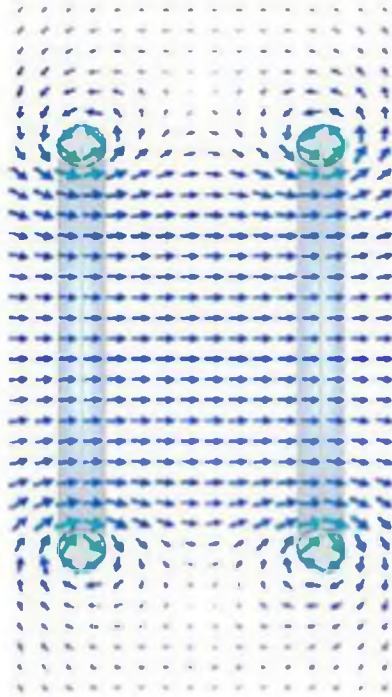


Fig. 4.11. Uniformitatea câmpului magnetic între două bobine

Prin urmare, pentru câmpul magnetic produs în centrul a două bobine adiacente de-a lungul axei x , ecuația (4.3) se va transforma astfel (formula 4.4):

$$B(x) = \left(\frac{4}{5}\right)^{\frac{3}{2}} \frac{\mu_0 n I}{R}, \quad (4.4)$$

unde n este numărul de spire și I este curentul din firul bobinei. Deși bobinele circulare produc cel mai uniform câmp magnetic, au fost propuse bobinele pătrate, care sunt mai ușor de realizat pentru aplicația menționată [69]. Ținând cont de construcția simulatorului propus, formula (4.5) reflectă dependența intensității câmpului magnetic:

$$B(x) = 2 \frac{\mu_0 n I}{\pi} \left(\frac{a^2}{[(z-d)^2+a]\sqrt{(z-d)^2+2a^2}} + \frac{a^2}{[(z+d)^2+a]\sqrt{(z+d)^2+2a^2}} \right), \quad (4.5)$$

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 (4.5) este utilizată pentru modelarea câmpului magnetic pe trei axe ale standului magnetic cu bobine Helmholtz [13]. Simulatorul magnetic, elaborat la Centrul Național Tehnologii Spațiale (CNTS) din cadrul UTM, este prezentat în figura 4.12. Conține trei perechi de bobine amplasate ortogonal pe toate 3 axe, alimentate de surse de alimentare programabile individuale, sistem de comandă și monitorizare.

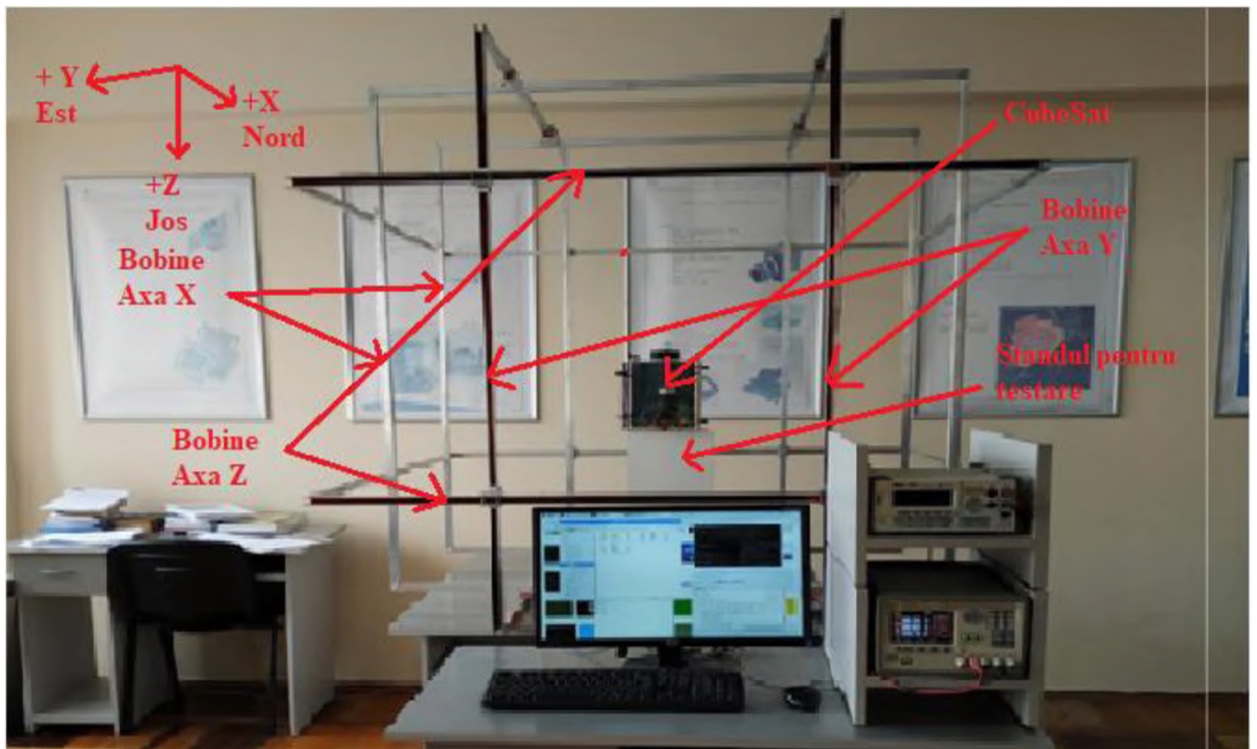


Fig. 4.12. Simulatorul triaxial cu bobine Helmholtz realizat la Centrul Național de Tehnologii Spațiale, UTM

Scopul elaborării simulatorului magnetic este automatizarea experimentelor de testare a controlului atitudinii nanosateliților în condiții similare celor de pe orbită [12]. Pentru atingerea scopului, s-au stabilit următoarele cerințe, care apoi s-au implementat în acest sistem [101]:

- 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.

Ca urmare a cerințelor impuse, s-a elaborat schema sistemului de monitorizare și comandă a simulatorului, prezentată în figura 4.13.

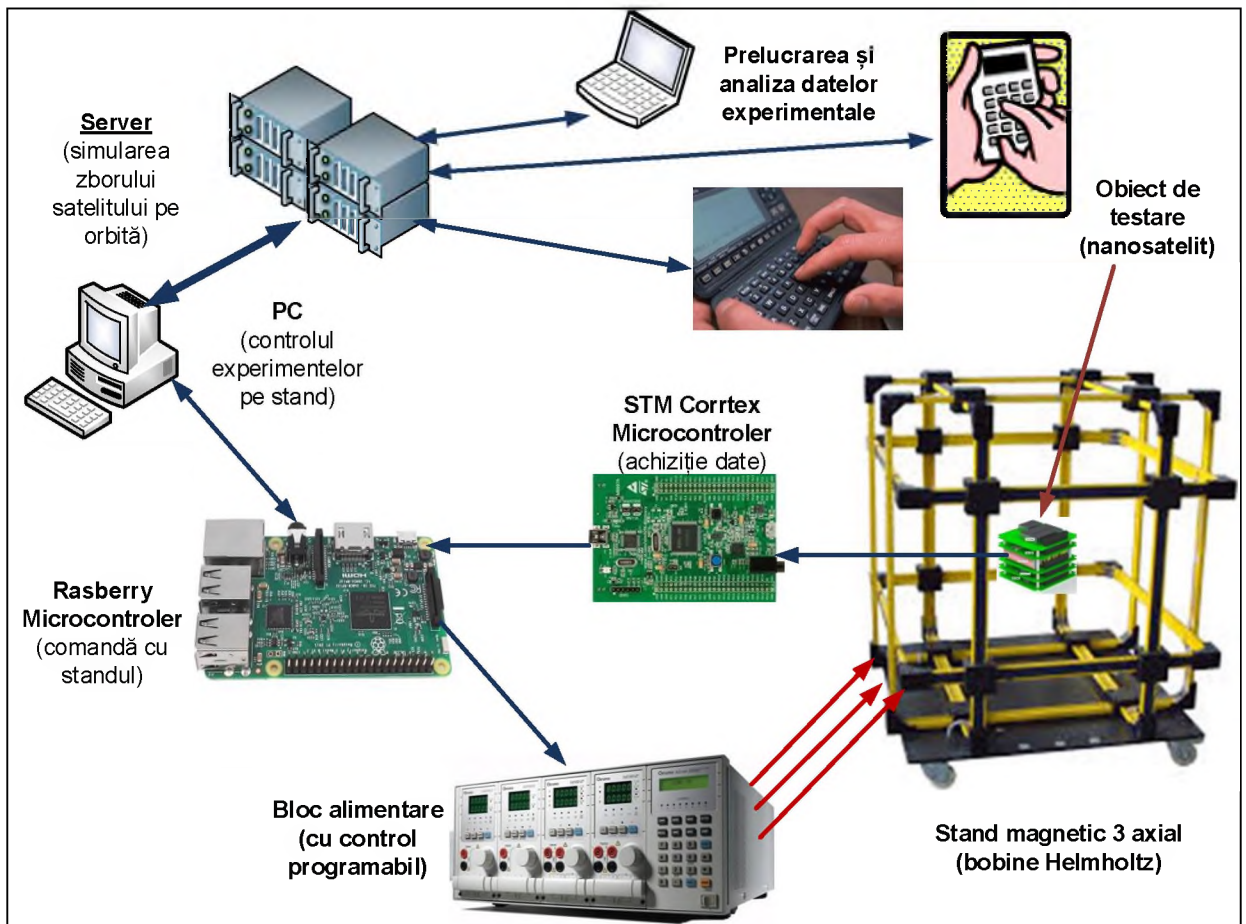


Fig. 4.13. Schema funcțională a sistemului de monitorizare și comandă a simulatorului magnetic triaxial cu bobine Helmholtz realizat la CNTS [15]

Blocul de alimentare electrică cu 3 canale, care este programabil, are capacitatea de a varia valoarea și direcția curentului continuu, pentru fiecare pereche de bobine în mod independent. Modul de variere a curentului este impus de algoritmul realizat pe microcontrolerul de comandă, care, la rândul său, obține valorile câmpului magnetic pentru fiecare punct al orbitei de la server [107].

Pentru a asigura funcționarea în timp real, s-a introdus un microcontroler suplimentar pentru achiziția datelor de la obiectul cercetat (nanosatelit).

Posibilitățile ce pot fi efectuate cu acest simulator sunt:

- automatizarea experimentelor de calibrare și testare a senzorilor dispozitivelor de cercetare;
- măsurarea eficiență a efectelor electronicii sateliților asupra achiziției datelor magnetometrelor, permițând filtrarea zgomotului intern;
- testarea și verificarea caracteristicii subsistemului de control atitudine a nanosateliților;

– testarea algoritmilor de control (ADCS) prin achiziția de date și prelucrarea datelor experimentale.

De menționat că experimentele pe simulatorul magnetic se pot realiza în mod static, care necesită reproducerea vectorului câmpului magnetic ”punctual”, de asemenea în mod dinamic – reproducerea vectorului câmpului magnetic și vectorului de direcție în timp real similar câmpului magnetic terestru pe o orbită sau porțiune de orbită. În acest caz în calitate de date inițiale servește un set de date cu valorile vectorului câmpului magnetic pentru fiecare punct al orbitei. Aceste date sunt stocate într-un fișier.

4.2.1 Validarea simulatorului magnetic triaxial Helmholtz

Pentru controlul simulatorului triaxial Helmholtz s-a dezvoltat o componentă software care permite valorificarea următoarelor particularități ale sistemului de simulare, și anume:

1. Posibilitatea setării unui câmp magnetic staționar pe toate 3 axe, așa cum este prezentat în figura 4.15.
2. Posibilitatea compensării câmpului geomagnetic.
3. Vizualizarea interactivă a datelor de pe magnetometru.
4. Vizualizarea interactivă a vectorului intensității magnetice sumare.
5. Posibilitatea creării unui câmp magnetic rotațional.
6. Posibilitatea simulării unei orbite sau porțiuni de orbită prin citirea datelor dintr-un fișier generat după modelul IGRF.

Algoritmul general de funcționare a componentei software este prezentat în figura 4.14.

Interfața grafică de interacțiune cu utilizatorul este prezentată în figura 4.15. În partea de jos a interfeței grafice este prezentat modelul sistemului triaxial și bobinele acționate, cât și valoarea câmpului magnetic rezultat. În partea de sus sunt regimurile posibile cu stabilirea unui câmp staționar, rotativ sau cu citirea din fișier, iar în partea dreaptă sunt prezentate datele obținute de la magnetometru cu posibilitatea de compensare curentă și compensarea câmpului geomagnetic local.

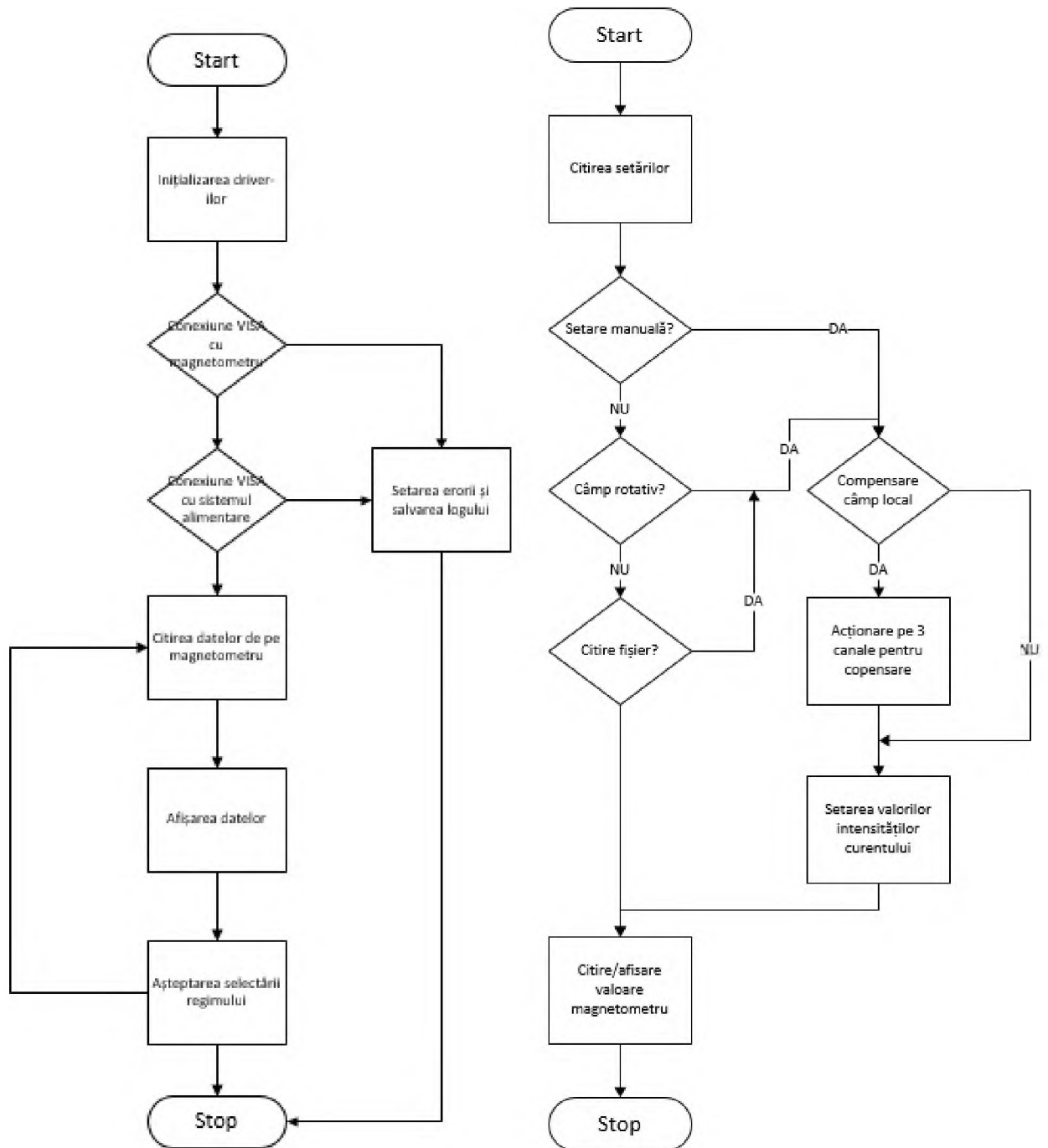


Fig. 4.14. Algoritmul general de funcționare a simulatorului magnetic triaxial

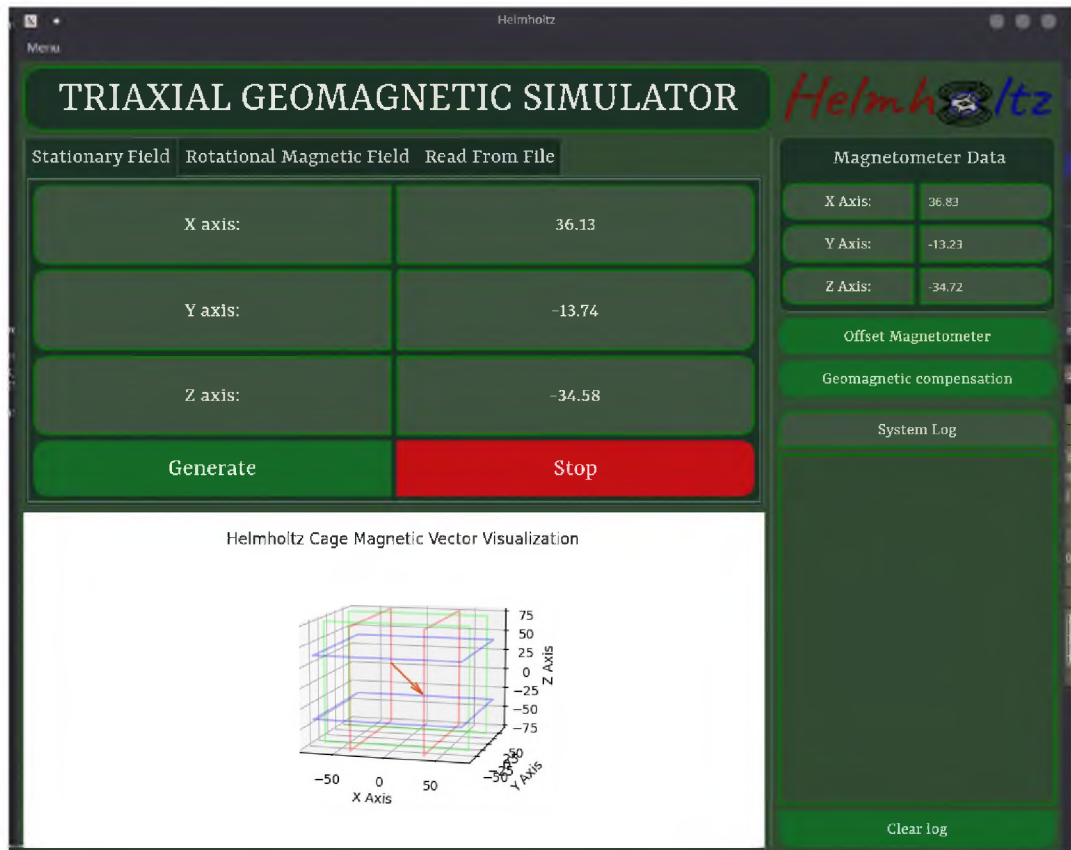


Fig. 4.15. Structura platformei de acordare fuzzy a reguletoarelor PID

Parametrii care descriu simulatorul triaxial (dimensiunile ramelor, numărul de spire, coeficienții necesari) au fost specificați în setările aplicației, prezentate în figura 4.16.

```

# Frame parameters
self.frame_turns = 80 # Number of turns on each frame
# Cage center point
self.center_point = {
    'x': 0,
    'y': 0,
    'z': 0
}
# Frames dimensions (side length)
self.frames_side_length = {
    'x': 143,
    'y': 150,
    'z': 136
}
# Frame offsets from center point (used for drawing purposes)
self.frames_offsets = {
    'x': 72 / 2,
    'y': 75 / 2,
    'z': 78 / 2
}
self.k_coefficients = [
    (4 * mu_0 / (pi * self.frames_side_length[axis] / 200 *
    (1 + 0.5 ** 2) * (math.sqrt(2 + 0.5 ** 2))) * 1e6)
    for axis in ('x', 'y', 'z')
]

```

Fig. 4.16. Setările aplicației cu parametrii simulatorului triaxial

Sistemul magnetic triaxial Helmholtz dezvoltat și realizat oferă posibilitatea de a varia mediul magnetic și conform citirii dintr-un fișier. În mod perfect, acest fișier ar trebui să conțină

descrierea completă a unei orbite cu componentele pe toate cele 3 axe. Există o multitudine de posibilități de simulat o astfel de orbită în vederea obținerii datelor care descriu componentele magnetice. De exemplu se poate de folosit modelul Orbit Propagator din Simulink sau Satellite Toolkit de la AGI.

În urma analizei s-a optat pentru cea din urmă, datorită multitudinii de posibilități pe care o oferă. Astfel în cadrul acestui software este prezentă componenta SEET (AER's Space Environment and Effects Tool). Componenta SEET permite o modelare completă a mediului spațial, folosind următoarele module:

- Modulul câmp magnetic – permite simularea componentelor de intensitate magnetică pe toate axele în diferite scenarii orbitale.

- Modulul South Atlantic Anomaly – permite simularea fluxurilor de radiație pentru un satelit care traversează anomalia sud-atlantică.

- Modulul radiație – permite simularea fluxurilor de particule ionizante și non-ionizante experimentate de către un satelit pe parcursul orbitei sale.

Modulul câmp magnetic s-a folosit pentru simularea componentelor de intensitate magnetică în diferite scenarii orbitale.

În vederea obținerii unor date cât mai aproape de cele de adevăr, au fost folosite datele TLE (Two Lines Element) care descriu componentele orbitale ale unui vehicul spațial. A fost ales drept exemplu Stația Spațială Internațională, de la bordul căreia se lansează mulți sateliți de tip CubeSat. În figura 4.17 este prezentată orbita obiectului spațial selectat.



Fig. 4.17. Simularea orbitei ISS în vederea obținerii componentelor magnetice

Din componenta SEET, s-a realizat simularea intensităților geomagnetice la care este supus satelitul, sau în cazul prezent – Stația Spațială Internațională. Modelul folosit pentru simularea componentelor magnetice este cel de IGRF, figura 4.18.



Fig. 4.18. Modelul IGRF în vederea simulării componentelor magnetice ale satelitului

Un alt aspect important în cadrul simulării este sistemul de referință. Pentru simularea curentă s-a optat pentru sistemul de referință în cadrul ECI – sistemul de referință terestru inerțial. Perioada de discreditare a fost setată la un minut. În urma rulării simulării prin prisma condițiilor de intrare specificate, STK generează un raport cu componentele intensităților magnetice pe toate cele 3 axe, așa cum este prezentat în figura 4.19.

B Field - ECI x (nT)	B Field - ECI y (nT)	B Field - ECI z (nT)
6.427e+03	-2.479e+04	-2.697e+04
4.784e+03	-2.677e+04	-2.423e+04
3.251e+03	-2.833e+04	-2.122e+04
1.839e+03	-2.947e+04	-1.802e+04
5.527e+02	-3.021e+04	-1.468e+04
-5.986e+02	-3.057e+04	-1.124e+04
-1.601e+03	-3.055e+04	-7.702e+03
-2.431e+03	-3.013e+04	-4.097e+03
-3.062e+03	-2.930e+04	-4.522e+02
-3.465e+03	-2.804e+04	3.183e+03
-3.616e+03	-2.634e+04	6.745e+03
-3.497e+03	-2.419e+04	1.016e+04
-3.101e+03	-2.161e+04	1.334e+04
-2.429e+03	-1.864e+04	1.622e+04
-1.490e+03	-1.531e+04	1.871e+04
-3.005e+02	-1.167e+04	2.077e+04
1.121e+03	-7.771e+03	2.231e+04
2.751e+03	-3.690e+03	2.329e+04
4.560e+03	5.013e+02	2.367e+04

Fig. 4.19. Valoarea intensității componentelor magnetice pe 3 axe

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 4.20.

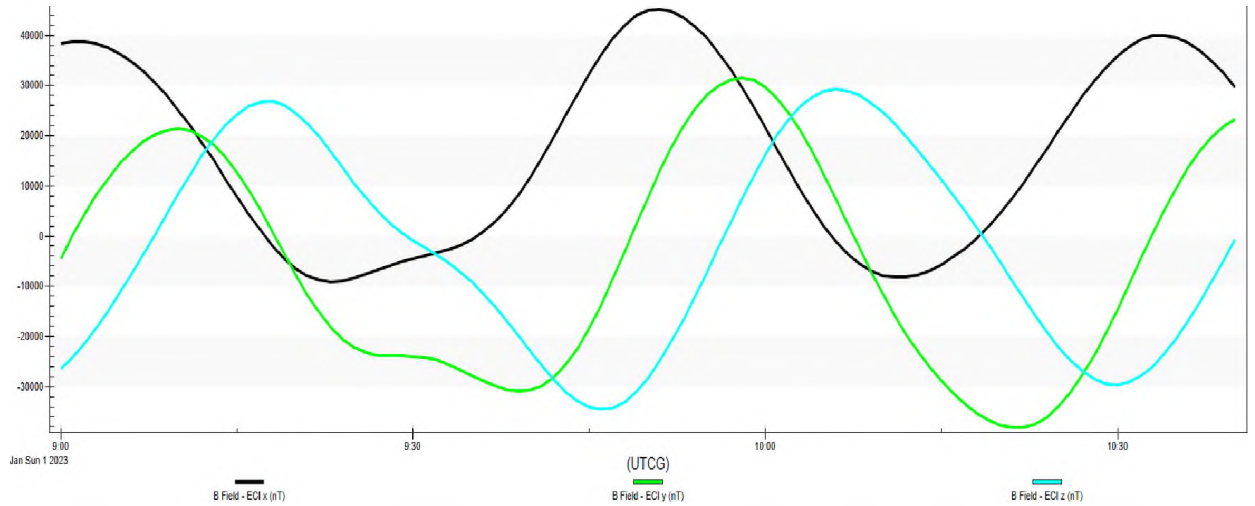


Fig. 4.20. Valoarea intensității componentelor magnetice pe 3 axe pentru o singură orbită

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 4.21 este prezentat modelul IGRF simulat și datele nemijlocite măsurate de către magnetometru.

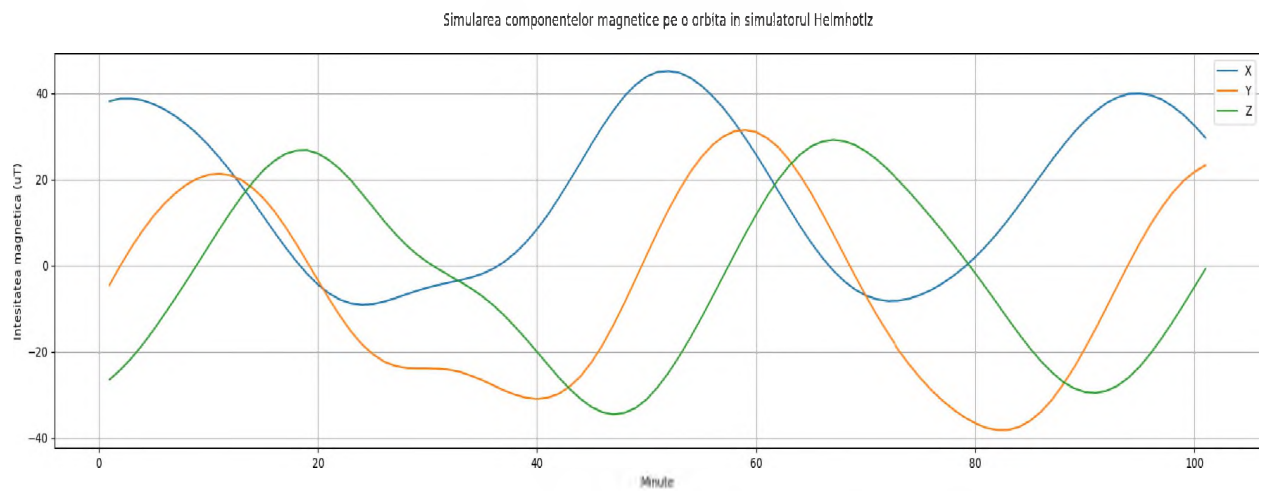


Fig. 4.21. Comparația dintre modelul IGRF și câmpul magnetic simulat

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 vor 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. 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. Din aceste motive sunt elaborate diverse metode de acordare a reguletoarelor PID. Procedura de acordare este dificilă în cazul proceselor care nu pot fi temporar oprite. O situație mai dificilă este procedura de acordare a reguletoarelor PID pentru controlul atitudinii nanosateliților: în condiții de laborator în perioada de prelansare e posibil doar o acordare preliminară, din cauza imposibilității de a simula întocmai condițiile spațiale [8]. Prin urmare, este necesară acordarea reguletoarelor PID în timpul zborului pe orbită [9], atât pentru subsistemul inerțial, cât și pentru subsistemul magnetic.

În continuare este prezentată platforma de acordare a reguletoarelor PID bazată pe metoda fuzzy, figura 4.22. A fost propusă această metodă din cauza că ea reflectă un algoritm euristic și care permite antrenarea mai multor experți în domeniu pentru instruirea controlerului fuzzy. Analizând și alte abordări, s-a stabilit că se necesită multe intervenții în procesul reglat pentru a determina performanțele reguletorului PID. [5], [49], [95].

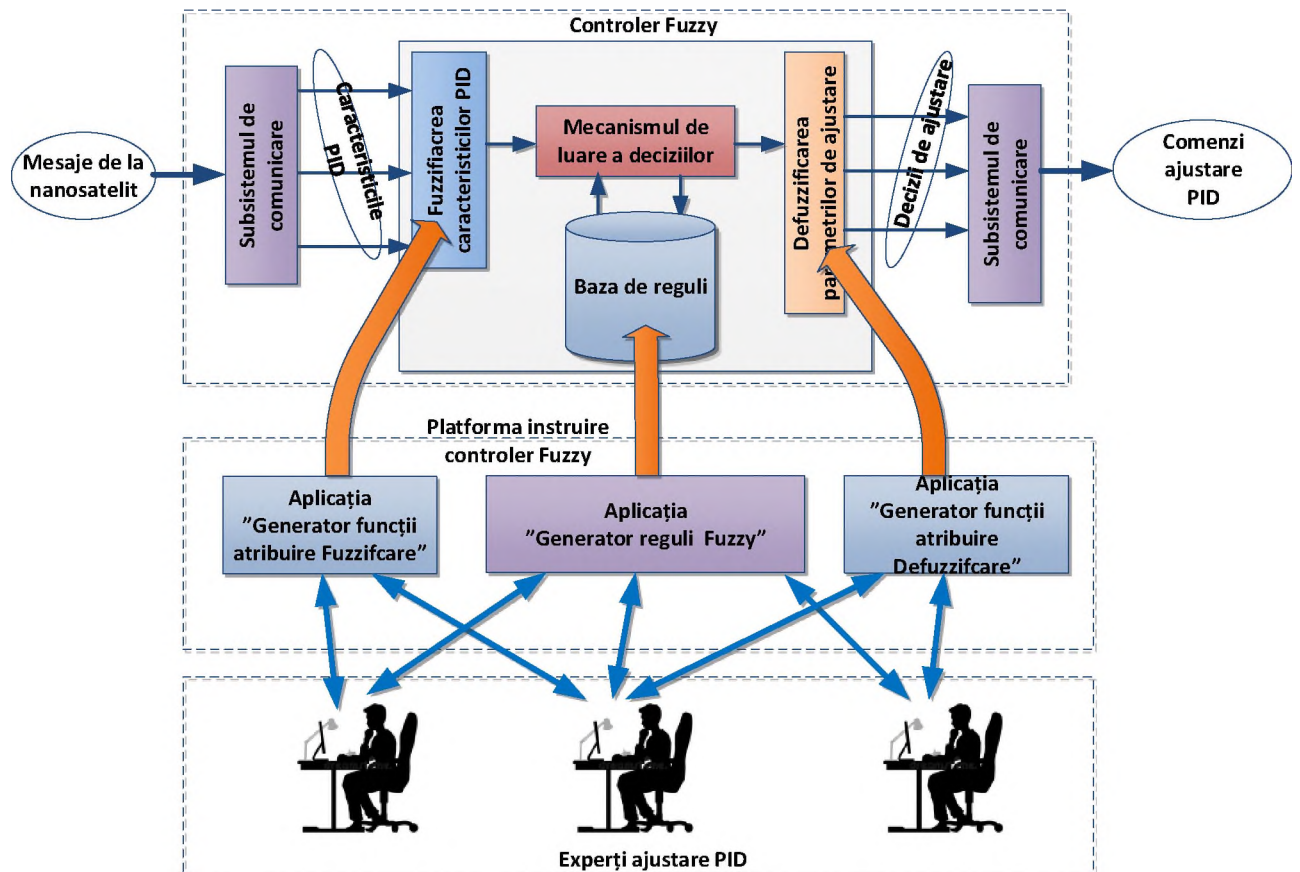


Fig. 4.22. Structura de acordare a regulatorului fuzzy

Platforma de acordare fuzzy a reguletoarelor 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.

Regulatorul fuzzy funcționează după următorul algoritm general tipic:

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.

În continuare se vor prezenta laturile specifice ale acestei platforme: subsistemul de comunicare; aplicațiile pentru crearea funcțiilor de apartenență pentru etapele de fuzificare/defuzificare și crearea bazei de reguli fuzzy decizionale.

Proiectarea regulatorului fuzzy implică elaborarea unui algoritm euristic de acordare a regulatorului, unde se reflectă experiența umană în gestionarea acestor procese. Proiectarea implică mai multe faze de dezvoltare, cu accent pe cele mai semnificative:

- investigarea procedurilor de acordare a procesului de reglare pentru evaluarea comportamentului acestuia în urma schimbării variabilelor de intrare și perturbațiilor;
- alegerea unei scheme de acordare a controlerelor PID utilizând tehnici de control fuzzy;
- identificarea variabilelor de intrare, ieșire și a domeniilor de valori;
- definirea variabilelor lingvistice asociate cu mărimile de intrare și ieșire ale controlerelor fuzzy, precum și definirea funcțiilor de apartenență;
- alcătuirea unei baze de reguli care stabilește legăturile între premise și decizii, în conformitate cu descrierea lingvistică a comportamentului regulatorului;
- simularea pe calculator a sistemului cu regulatorul fuzzy în scopul optimizării parametrilor lui.

În continuare se dă un exemplu de proiectare a controlului fuzzy de acordare a reguletoarelor PID.

Una din cele mai importante aplicații în teoria fuzzy este controlul fuzzy care aplică direct regulile fuzzy.

Utilizând procedeul lui Mamdani [70], se realizează următoarele etape:

- **fuzificarea** – alcătuirea funcțiilor de apartenență ce descriu în termeni fuzzy variabilele de intrare;
- **defuzificarea** – stabilirea metodei de schimbare a valorilor fuzzy în rezultate reale;
- **crearea bazei de reguli**, în baza cărora sunt luate deciziile.

După cum s-a menționat în capitolul III, procedura de acordare a reguletoarelor PID constă în stabilirea parametrilor regulatorului în funcție de analiza ”comportamentului/eficienței” lui, influențat de factori perturbați și care se prezintă prin :

- eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință), [%];
- perioada de stabilizare a procesului, [sec];
- intervalul de reglare, [sec];

- gradient de gravitație (variația forței de gravitație cu $1/r^2$), [N];
- forța de frecare aerodinamică, [kg/m³];
- momente magnetice (nava – dipol în magnetosferă) [N];
- momente induse de radiația solară, [N];
- momente interne (deplasarea diverselor componente mobile), [N];
- momente la eliberarea de substanțe (trustere), [N].

În mod similar, procedura de acordare a reguletoarelor PID constă în stabilirea parametrilor de acord ai lui, care se prezintă prin :

- parametrul de proporționalitate, KP ;
- parametrul de integrare, Ti [sec];
- parametrul de derivare, KD [sec];
- constanta de timp a filtrului, TFD [sec];
- coeficientul de transfer al obiectului, Kob ;
- constanta de timp, $Tob1$ [sec] ;
- constanta de timp, $Tob2$ [sec];
- curata de reținere, $Tdelay$ [sec].

O problemă specială ține de alegerea funcțiilor de apartenență a acestor caracteristici [2], [127]. Reieșind din analiza procesului cercetat, s-au analizat aceste caracteristici pentru a le fi atribuită fiecărei o funcție de apartenență. Ținând cont de sursele informaționale și experiența autorului, s-a propus spre analiză doar funcțiile triunghiulare și trapezoidale, care sunt descrise în continuare.

Funcția triunghiulară se folosește pentru variabilele critice, atât pentru variabilele de intrare , cât și de ieșire:

$$\mu_1(x, a, b, c) = \begin{cases} 0, & \text{if } x \leq a; \\ \frac{x - a}{c - a}, & \text{if } a < x \leq c; \\ \frac{b - x}{b - c}, & \text{if } c < x < b; \\ 0, & \text{if } x \geq b. \end{cases}$$

S-a optat pentru implementarea funcțiilor de apartenență trapezoidale, care pot acoperi același interval de valori ca și cele triunghiulare. Cu toate că funcțiile de apartenență de formă triunghiulară sunt cel mai des utilizate. În general, se consideră că forma în sine nu este într-atât de importantă ca numărul și poziționarea curbelor. Pentru asigurarea acoperirii adecvate a

intervalului necesar valorilor de intrare, s-a propus utilizarea funcțiilor de apartenență trapezoidale cu 7 segmente. În forma lor analitică, acestea sunt definite în felul următor:

$$\mu(x_i) = \begin{cases} (x_i - x_a) / \left(\frac{x_b - x_a}{2} - \frac{x_b - x_a}{10} \right), & \text{if } x_i < \left(\frac{x_b - x_a}{2} - \frac{x_b - x_a}{10} \right); \\ 1, & \text{if } \frac{x_b - x_a}{2} - \frac{x_b - x_a}{10} \leq x_i \leq \frac{x_b - x_a}{2} + \frac{x_b - x_a}{10}; \\ (x_b - x_i) / \left(\frac{x_b - x_a}{2} - \frac{x_b - x_a}{10} \right), & \text{if } x_i < \left(\frac{x_b - x_a}{2} + \frac{x_b - x_a}{10} \right); \\ 0, & \text{în alte cazuri,} \end{cases}$$

unde $(x_b - x_a)$ reprezintă domeniul variabilelor lingvistice, iar constantele 2 și 10 reprezintă în cazul dat raportul bazelor trapezului, care pot fi modificate la necesitate.

Segmentarea funcțiilor de apartenență are mare influență la calitatea reglării, dar, pe de altă parte, poate diminua reacția regulatorului. S-a stabilit experimental că cu șapte segmente este posibil de a acoperi adecvat intervalul necesar al variabilelor. Deci, s-a propus segmentarea variabilelor de intrare și ieșire în 7 segmente echivalente, deși ar fi posibile și mici abateri.

Prin urmare, având în vedere că toate caracteristicile sunt cantitative, s-a propus de aplicat șapte variabile lingvistice cu expresie cantitativă: N4 – redus prea mult; N3 – redus mult; N2 – redus mediu; N1 – redus puțin; Z – norma; P1 – surplus mic; P2 – surplus mediu; P3 – surplus mare; P4 – surplus prea mare.

Pentru crearea automatizată a funcțiilor de apartenență, au fost realizate două aplicații similare: una pentru fuzzificarea caracteristicilor de intrare, alta pentru defuzificarea parametrilor de ieșire a controlerului fuzzy. Pentru crearea lor se va selecta caracteristica/parametrul de ieșire, apoi în calitate de date inițiale se introduce domeniul de valori ale variabilelor (caracteristicilor de intrare și parametrilor de ieșire), numărul de segmentare egal cu 7, raportul bazelor funcției trapezoidale, în cazul dat s-a aplicat 2 și 10. Se vor calcula valorile limitelor sus b și jos a , de asemenea și centrul C al fiecărei variabile lingvistice, inclusiv pentru variabilele extreme: N3, P3. Datele inițiale pentru calculul funcțiilor de apartenență sunt prezentate în tabelul 4.1.

Tabelul 4.1. Datele inițiale pentru calculul funcțiilor de apartenență

		Domeniul de valori al variabilei			
		Vmin	5,00	Vmax	450,00
Valorile variabilelor extreme	Xa	26,19	$TerA$	42,38	
	Xb	132,14	$TerB$	63,57	
	seg	74,17	$p.seg$	31,79	
	Variabila/poz		C	a	b
Denumirea variabilei	$N3$	5,00	5,00	57,98	
	$N2$	79,17	26,19	132,14	
	$N1$	153,33	100,36	206,31	
	Z	227,50	174,52	280,48	
	$P1$	301,67	248,69	354,64	
	$P2$	375,83	322,86	428,81	
	$P3$	450,00	397,02	450,00	

În baza acestor date se calculează toate valorile funcțiilor de apartenență pentru fuzificarea caracteristicilor de intrare și defuzificare a parametrilor de ieșire din anexele 2 și 3, apoi se generează prezentarea grafică a acestora prezentată în figurile 4.23, 4.24.

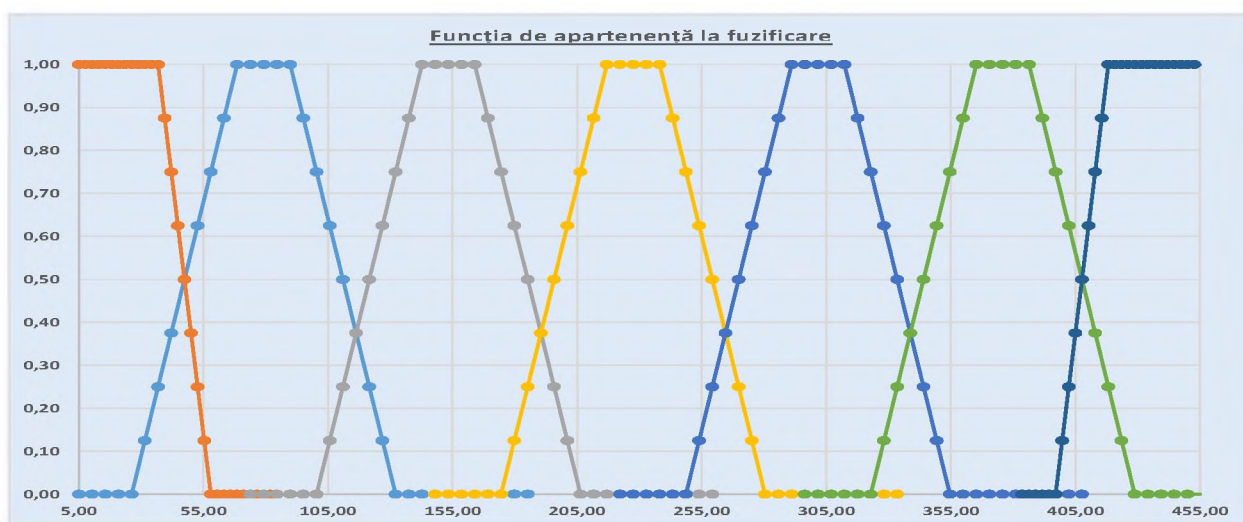


Fig. 4.23. Prezentarea grafică a funcțiilor de apartenență la fuzificarea variabilei – perioada de stabilizare a procesului, P [sec]

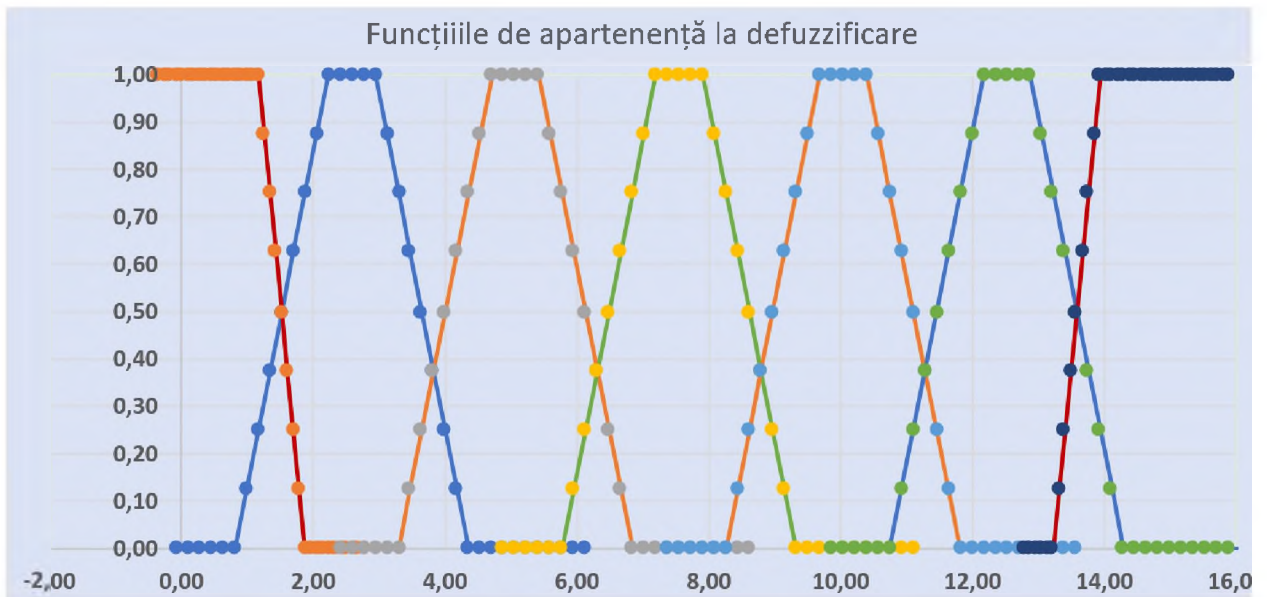


Fig. 4.24. Prezentarea grafică a funcțiilor de apartenență la defuzificarea parametrului coeficientul derivatei, KD [sec]

După calcularea tuturor funcțiilor de apartenență, atât pentru fuzificare, cât și pentru defuzificare, se inserează tot setul de valori în componentele respective ale controlerului fuzzy.

Algoritmul controlerului fuzzy este un algoritm euristic în care deciziile se iau în baza regulilor activate dintr-o bază de cunoștințe creată de experți în domeniu, se iau în considerație stările procesului și reguli de producție corespunzătoare pentru luarea deciziilor:

a) dacă eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință) este foarte mare, de stabilit coeficient de amplificare, KP, la nivel foarte mic. Regula de producție fuzzy este în formă compactă:

$$IF (\varepsilon_p \text{ is "P3"}) THEN (KP \text{ set "N3"})$$

și în formă largă:

$$IF (\text{Eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință) IS Surplus prea mare}) THEN (\text{Coeficient de amplificare, KP SET Redus prea mult}) // \text{Expert A } \{ \}.$$

b) dacă Intervalul de reglare – T este mare, de stabilit constanta de integrare, T_i , la nivel mare.

Regula de producție fuzzy este în formă compactă:

$$IF (T_r \text{ is "P2"}) THEN (T_i \text{ is "P2"})$$

și în formă largă:

$$IF (\text{Intervalul de reglare IS Surplus mare}) THEN (\text{Constanta de integrare SET Surplus mare}) // \text{Expert A } \{ \}.$$

Seturile de reguli fuzzy pot avea câteva antecedente care sunt combinate utilizând operatorii fuzzy: AND, OR și NOT, deși definițiile acestora pot varia. Operatorul AND, într-o definiție, utilizează greutatea minimă a tuturor antecedentelor, în timp ce operatorul OR folosește

valoarea maximală și operatorul NOT, pentru obținerea funcției "complementare", este definit ca diferența dintre 1 și funcția de apartenență. De exemplu, Regula de producție fuzzy este în formă compactă:

IF (ε_p is "P3") AND (T_r is "N2") THEN (KP set "N3")

și în formă largă:

*IF (Eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință) is Surplus prea mare)
AND (Intervalul de reglare is Surplus mare) THEN (Coeficient de amplificare, KP set Redus
mult) // Expert A { }.*

După generarea tuturor regulilor de producere fuzzy, se inserează tot setul de valori în baza de reguli ale regulatorului fuzzy.

O latură importantă a regulatorului fuzzy este procesul decizional care se numește **inferență** a motorului decizional. Procesul de luare a deciziilor/inferență este realizat în baza datelor fuzificate, prin evaluarea bazei de reguli pentru obținerea unei decizii sau concluzii fuzzy. De regulă, într-un moment dat, pot să fie aplicate una sau mai multe reguli de producere active la evaluarea bazei de date. În cazul unei reguli, soluția este simplă: valoarea parametrului de ieșire este strict prescrisă de funcția de apartenență la defuzificare, iar, în cazul mai multor reguli active concomitent, trebuie de ținut cont de valorile tuturor parametrilor de ieșire prescrise de funcțiile de apartenență la defuzificare implicate.

Există mai multe metode de soluționare a acestei probleme [70]. Efectuând analiza surselor, s-a constatat că metoda cea mai des utilizată și mai eficientă este metoda deducției MIN-MAX, unde valoarea de adevăr a premiselor generează funcția de apartenență a variabilei de ieșire, iar decizia fuzzy rezultată din modulul de inferență este complexă, deoarece reflectă combinațiile mulțimilor fuzzy care au grade limitate de apartenență.

Modulul de inferență are rolul de generare a unei singure valori reale, ce reprezintă mulțimea fuzzy de ieșire. Un controler sau partea hardware vor prelucra regulile, deoarece nu sunt restricții în timpul de reacție. În urma procesului de defuzificare a rezultatelor tuturor regulilor activate, se obține valoarea concretă, care poate fi determinată prin două metode: a) metoda "înălțime", care preia valoarea funcției de apartenență cu cea mai mare contribuție; b) metoda centroidului, care este o metodă de defuzificare, în care "centrul de masă" al rezultatului determină valoarea concretă a variabilei de ieșire.

Metoda înălțimii favorizează, în mod evident, regula cu cea mai mare valoare de ieșire [70], [102],

$$v_{out} = \frac{\sum_{i=1}^k \mu_i v_i}{\sum_{i=1}^k \mu_i}$$

Pe când metoda centroidului favorizează regula cu producția celei mai mari suprafețe, dar "ține cont" de toate funcțiile de apartenență la defuzificare. Din acest motiv, s-a aplicat metoda centroidului. Un exemplu, care demonstrează procedeul de inferență "MIN-MAX" și defuzificare prin metoda centroidului pentru un caz cu trei variabile de intrare "x", "y" și "z" și o variabilă de ieșire "n", se prezintă în figura 4.25.

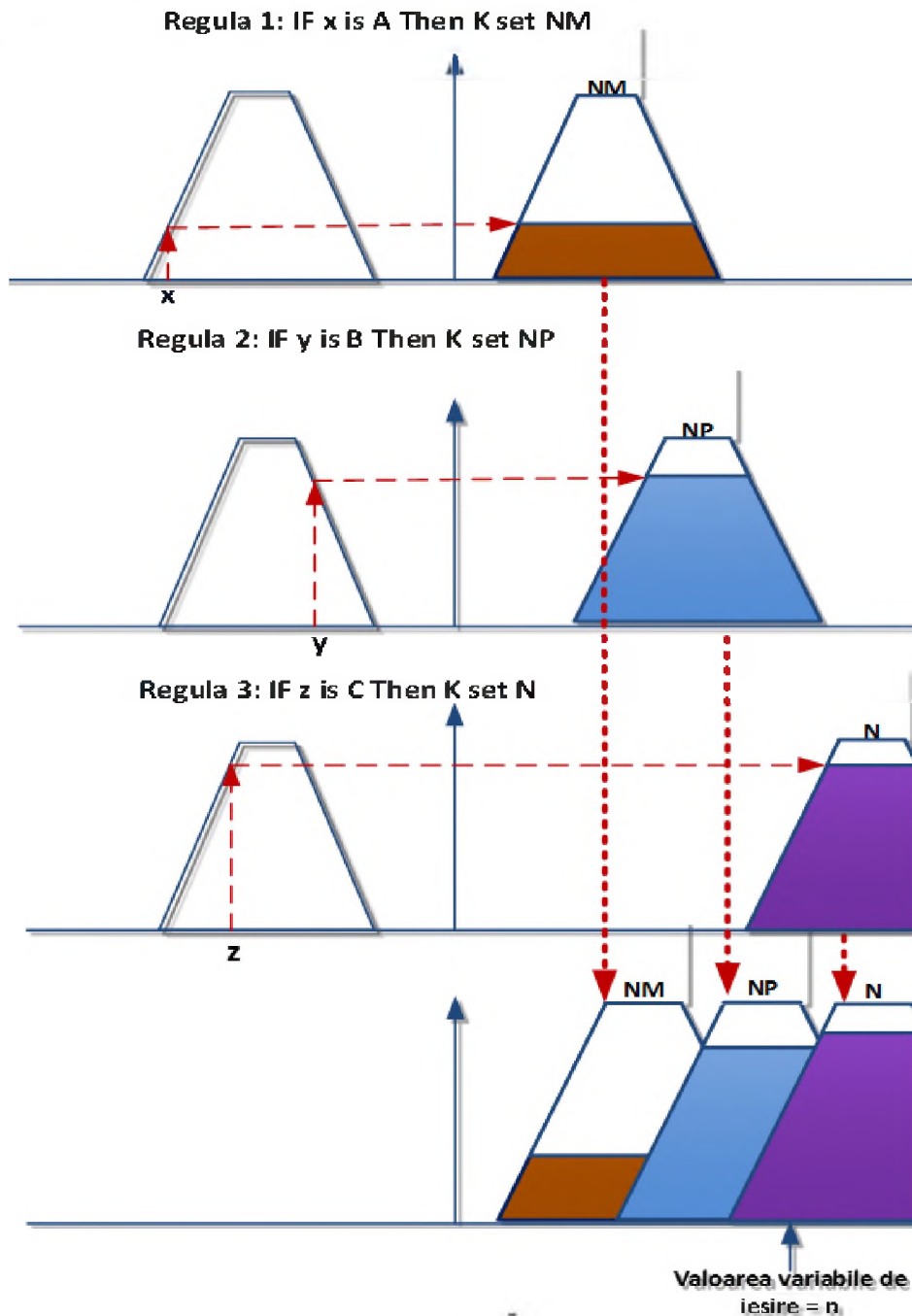


Fig. 4.25. Aplicarea procedurii de inferență "MIN-MAX" și defuzificare prin metoda centroidului

Se prezintă un exemplu de acordare a regulatorului PID. Starea inițială este descrisă cu următoarele date din tabelul 4.2.

Tabelul 4.2. Parametrii regulatorului PID neacordat

Modelarea procesului de reglare PID										
Introducere coeficienți Regulator					Introducere parametri Obiect					
Coeficient de amplificare	KP	1,5			Coef. de transfer al obiectului			Kob	2	
Constanta de integrare	Ti	8	sec		Constantele de timp	$Tob1$	2	$Tob2$	3	sec
Coeficientul derivatei	KD	1,05	sec		Durata de reținere			$Tdelay$	2	sec
Constanta de timp a filtrului	TFD	0,5	sec		Tipul obiectului	k	0	Static		
Tipul procesului	0	Var. Scop			Durata procesului de reglare				45	sec

Caracteristica procesului de reglare va avea mari abateri de la valoarea de referință și durată mare de stabilizare, ca exemplu figura 4.26.

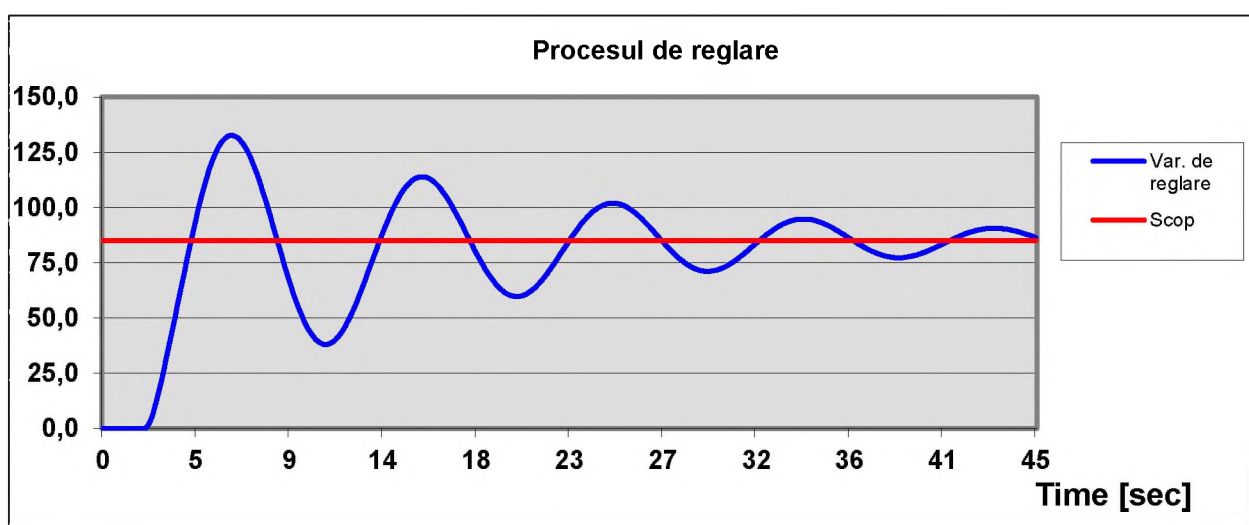


Fig. 4.26. Diagrama procesului în cazul regulatorului PID neacordat

Aplicând regula de producere pentru acordarea PID-ului:

IF (Eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință), [%] **IS** Surplus prea mare) **AND** (Perioada de stabilizare a procesului, [sec] **IS** Surplus mare) **THEN** (Coeficient de amplificare, KP **SET** Redus mult),

Se va stabili următoarea stare a procesului cu datele din tabelul 4.3.

Tabelul 4.3. Parametrii regulatorului PID acordat

Modelarea procesului de reglare PID									
Introducere coeficienți Regulator				Introducere parametri Obiect					
Coeficient de amplificare	KP	0.75		Coef. de transfer al obiectului			Kob	2	
Constanta de integrare	Ti	8	sec	Constantele de timp	$Tob1$	2	$Tob2$	3	sec
Coeficientul derivatei	KD	1.05	sec	Durata de reținere			$Tdelay$	2	sec
Constanta de timp a filtrului	TFD	0.5	sec	Tipul obiectului	k	0	Static		
Tipul procesului			0	Var. Scop	Durata procesului de reglare			45	sec

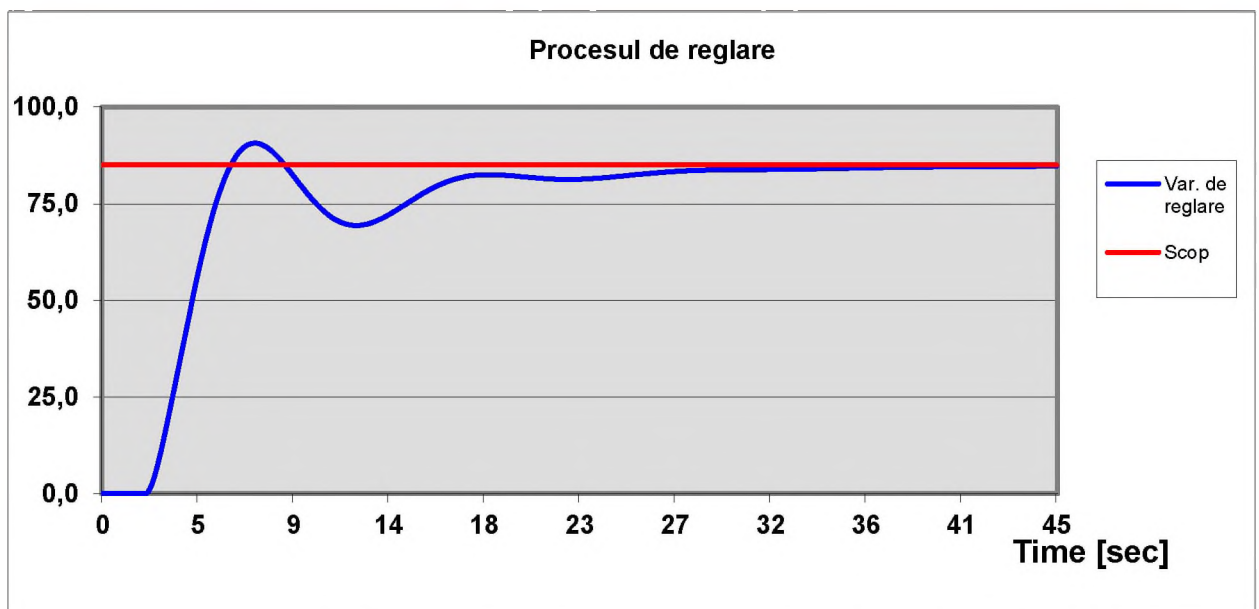


Fig. 4.26. Diagrama procesului în cazul regulatorului PID acordat

Se observă că procesul de control este stabil, cu minim de oscilații, ce confirmă performanța regulatorului cu parametrii acordați din tabel 4.3.

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 nanosateliți 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 satelitului pentru calibrarea magnetometrelor care sunt folosite pentru măsurarea câmpului magnetic și cercetarea controlului satelitului prin magnetorquer-i.

3. Platforma de acordare a reguletoarelor PID prin metoda fuzzy permite acordarea ulterioară a regulatorului 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 nanosatelitului 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 nanosateliții 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 nanosatelitului din mișcarea necontrolată generată de forțele externe care acționează asupra satelitului.

1. A fost efectuată identificarea 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, la acordarea regulatoarelor PI și PID prin algoritmul genetic, s-au obținut procese tranzitorii cu o performanță mai bună în cazul ambelor regulatoare: 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 elaborat modelul matematic al descrierii atitudinii satelitului, 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 nanosateliți 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 elaborat 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 elaborată 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 nanosatelitelor 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. ABDULAMEER, Ashwaq, SULAIMAN, Marizan, ARAS, MSM, SALEEM, Dawood. Tuning Methods of PID Controller for DC Motor Speed Control. In: *Indonesian Journal of Electrical Engineering and Computer Science* Vol. 3, No. 2, August 2016, pp. 343-349. DOI: 10.11591/ijeecs.
2. ALBERTOS, P., SALA, A. *Multivariable control systems. An engineering approach*. London: Springer-Verlag Publishers, 2004, pp. 340. ISBN 978-1-85233-738-4
3. ALKEN, P., THÉBAULT, E., BEGGAN, C.D. et al. International Geomagnetic Reference Field: the thirteenth generation. In: *Earth, Planets and Space*, SpringerOpen no. 49, 2021, pp. 25. DOI 10.1186/s40623-020-01288-x
4. AMIT, H., TERRA-NOVA, F., LÉZIN, M. et al. Non-monotonic growth and motion of the South Atlantic Anomaly. In: *Earth Planets Space*, SpringerOpen, no. 38, 2021, pp. 10. DOI 10.1186/s40623-021-01356-w
5. ÅSTRÖM, K. J., HÄGGLUND, T. *PID Controllers – Theory, Design and Tuning*, second edition. Research Triangle Park, NC: Instrument Society of America, 67 Alexander Drive, POBox 12277, 27709, USA. 1995, pp. 354. ISBN 1-556117-516-7
6. AVANZINI, Giulio, GIULIETTI, Fabrizio. Magnetic detumbling of a rigid spacecraft. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. July 2012, vol. 35, nr. 4, pp. 1326-1334. eISSN: 1533-6794
7. BALAN, M., DRAGASANU, C., PANDELE, A., PISO, M., TRUSCULESCU, M.F. *Past, Present And Future Of The Romanian Nanosatellites Program*. Conference: 62nd International Astronautical Congress 2011, At: Cape Town, South Africa, Volume: IA-11/B4/2/6, pp.3599-3603.
8. BELLO, Á., OLFE, K., EZQUERRO, J. M., RODRÍGUEZ, J., LAPUERTA, V. Experimental comparison of attitude controllers for nanosatellites. In: *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*, Published by the EUCASS Madrid 2019, pp. 15. DOI 10.13009/EUCASS2019-386
9. 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.

10. BOBASU, E. *Identificarea sistemelor*. București: Editura Didactică și Pedagogică, 2010, pp. 168. ISBN 978-606-510-977-3.
11. BORASE, R. P., MAGHADE, D. K., SONDKAR, S. Y., PAWAR, S. N. A review of PID control, tuning methods and applications. In: *International Journal of Dynamics and Control*, Springer, No. 9, 17 July 2021, pp. 818–827. DOI 10.1007/s40435-020-00665-4.
12. BOSTAN, Ion, BOSTAN, Viorel, **MELNIC, Vladimir**, ILCO, Valentin, MARTÎNIUC, Alexei, VĂRZARI, Vladimir. Tri-axial Square Helmholtz Coil For Testing Satellite Stabilization With Magnetorquers. In: *The 10th international conference on Electronocs, Communications and Computing (ECCO)*, 23-26 octombrie 2019, pp. 18-19. ISBN 978-9975-108-84-3.
13. 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, Chișinău. Chișinău, Republica Moldova: 2019, Editia 10, pp. 18-19. ISBN 978-9975-108-84-3.
14. BOSTAN, Viorel, BOSTAN, Ion, ILCO, Valentin, **MELNIC, Vladimir**, MARTÎNIUC, Alexei, SECRIERU, Nicolae. KiboCUBE program for the launch of the TUMnanoSAT nanosatellite. In: *The 10th international conference on Electronocs, Communications and Computing (ECCO)*, 23-26 octombrie 2019, pp. 20-21. ISBN 978-9975-108-84-3.
15. 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*. Chișinău: Universitatea Tehnică a Moldovei © 2022, tipar: Bons Offices, 259 p. ISBN 978-9975-166-65-2.
16. BOSTAN, Viorel, BOSTAN, Ion, SECRIERU, Nicolae, VĂRZARU, Vladimir, **MELNIC, Vladimir**, MARTINIUC, Alexei, ILCO, Valentin. The Experience of Preparing to Launch the TUMnanoSAT nanosatellite. In: *The 11th International Conference on Electronics, Communications and Computing (ECCO)*, 21-22 October, 2021, Chisinau, Republic of Moldova, pp. 106-110. DOI 10.52326/ic-ecco.2021/EL.05.
17. BOSTAN, Viorel, ILCO, Valentin, **MELNIC, Vladimir**, MARTINIUC, Alexei, VĂRZARU, Vladimir, SECRIERU, Nicolae. The Experience in TUMnanoSAT Launch Preparation. In: *The 4th International Conferences on Science and Technology Engineering*

Sciences and Technology ICONSTEST 2021, September, 8-10, Budva, Montenegro, pp. 442-452. ISBN: 978-605-70965-2-4.

18. BOSTAN, Viorel, SECRIERU, Nicolae, ILCO, Valentin, **MELNIC, Vladimir**, MARTINIUC, Alexei, VARZARU, Vlad. TUMnanoSAT nanosatellite and KiboCUBE program. In: *The 13th International Conference on Communications (COMM)*, Bucharest, Romania, 2020, pp. 503-508. DOI: 10.1109/COMM48946.2020.9142025.
19. 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.
20. CALVO, D., AVILES, T., LAPUERTA, V., LAVERÓN-SIMAVILLA, A. Fuzzy attitude control for a nanosatellite in low Earth orbit. *Expert Systems with Applications*, Vol. 58, No. 1, October 2016, Elsevier B.V., pp. 102-118. 10.1016/j.eswa.2016.04.004
21. CARUSO MJ, BRATLAND T, SMITH CH, SCHNEIDER R. *A New Perspective on Magnetic Field Sensing*. [online] Morris Plains, NJ: Honeywell, Inc. 1998, pp. 19. [citat 16.05.2023]. Disponibil: [https://aerospace.honeywell.com/content/dam/aerobt/en/documents/learn/products/sensors/technical-articles/ANewPerspectiveonMagneticFieldSensing_ta%20\(1\).pdf](https://aerospace.honeywell.com/content/dam/aerobt/en/documents/learn/products/sensors/technical-articles/ANewPerspectiveonMagneticFieldSensing_ta%20(1).pdf)
22. CHEKENBAH, H., MAATAOUI, Y., LASRI, R., CHOUKRI, L. Application of an adaptive fuzzy logic controller to optimize the performances of the P&O algorithm. In: *OP Conference Series: Materials Science and Engineering, Volume 1088, Annual Conference on Computer Science and Engineering Technology (AC2SET)*, 23 September 2020, Medan, Indonesia, pp. 8. DOI 10.1088/1757-899X/1088/1/012051.
23. CHIBA, M., MAGATA, H. (2017). Influence of liquid sloshing on dynamics of flexible space structures. In: *Journal of Sound and Vibration*, vol. 401, 4August 2017, pp 1–22. DOI 10.1016/j.jsv.2017.04.029.
24. CHOOPRA, S., MITRA, R., KUMAR, V. Fuzzy Controller: Choosing an Appropriate and Smallest Rule Set. In: *International Journal of Computer Cognition*, Vol. 3, No. 4, 2005, pp. 72-79.

25. COJUHARI, I., FIODOROV, I., IZVOREANU, B., BARANOV, S., MORARU, D., MELNIC, R. Reglarea turajtilor 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 .
26. COJUHARI, I., IZVOREANU, B., TIHOLAZ, T., MORARU, D. Synthesis of Control Algorithms to the Slow Industrial Process. In: *Annals of the University of Craiova, Electrical Engineering series*, No. 41, 2017, pp. 5. ISSN 1842-4805.
27. COVERSTONE-CARROLL, Victoria. Detumbling and reorienting underactuated rigid spacecraft. In: : *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. May 1996, vol. 19, nr. 3, pp. 841-851. eISSN: 1533-6794
28. CubeSat Design Specification (1U – 12U) REV 14.1 CP-CDS-R14 [online]. Cal Poly – San Luis Obispo, CA, U.S.A., July 2020 , pp. 34. [citată 25.05.2023]. Disponibil: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14_1+2022-02-09.pdf
29. CubeSats in a nutshell. Canadian Space Agency ©2023 [citată 25.05.2023]. Disponibil: <https://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/cubesat/what-is-a-cubesat.asp>
30. DART Mission Overview. The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory LLC, ©2023 [citată 25.05.2023]. Disponibil: <https://dart.jhuapl.edu/Mission/index.php>
31. DAVIS, Jeremy. Mathematical Modeling of Earth’s Magnetic Field. Virginia Tech, Blacksburg, VA [online] , pp. 21. [citată 15.05.2023]. Disponibil <http://hanspeterschaub.info/Papers/UnderGradStudents/MagneticField.pdf>
32. DIEBEL, J. *Representing Attitude: Euler Angles, Unit Quaternions, and Rotation Vectors: Matrix*, 2006, pp. 35.
33. DRAGASANU, C., STOICA, A-M. *Single sensor 3-axis attitude determination system for cubesats*. UPB Scientific Bulletin, Series D: Mechanical Engineering, Seria D, vol. 76, Iss. 3, 2014 76, pp 43-52. ISSN 1454-2358.
34. ERENOGLU, Isin, EKSIN, Ibrahim, YESI, Engin, GUZELKAYA, Mujde. An Intelligent Hybrid Fuzzy PID Controller. In: *Proceedings 20th European Conference on Modelling and Simulation*, Bonn, May 28-31, 2006, pp. 62-66. DOI 10.7148/2006-0062.

35. FARINA, M., MARIGGIO, M. A., PIETRANGELO, T., STUPAK, J. J., MORINI, A., FANO, G. ELF-EMFs induced effects on cell lines: Controlling ELF generation in laboratory. In: *Progress In Electromagnetics Research M*, Vol. 24, pp 131–153. DOI: 10.2528/PIERM16062309
36. FIODOROV, I. Synthesis Algorithms of Controllers for Automatic Control Systems with Maximum Stability Degree. In: *Annals of the University of Craiova, Electrical Engineering*, 37, 2013, pp. 139-143. ISSN 1842-4805
37. FIODOROV, I., IZVOREANU, B., COJUHARI, I. Synthesis of Robust PID Controller by the Maximum Stability Degree Criterion: *2015 20th International Conference on Control Systems and Computer Science*, 27-29 May 2015, Bucharest, Romania, pp. 57-64. DOI 10.1109/CSCS.2015.68, eISBN 978-1-4799-1780-8, eISSN 2379-0482
38. First Interplanetary CubeSats to Launch on NASA's 2016 InSight Mars Lander. Universe Today ©2015 [citat 25.05.2023]. Disponibil: <https://www.universetoday.com/120837/first-interplanetary-cubesats-to-launch-on-nasas-2016-insight-mars-lander/>
39. FOLETTI, Alvaro, KAEWKERD, Piyawat. SwissCube Phase A ADCS Report [online]. *EPFL*, Lausanne, Switzzeland, 6/17/2006, pp. 79. [citat 25.05.2023]. Disponibil: <http://escgesrv1.epfl.ch/06%20-%20Attitude%20control/S3-A-ADCS-1-5-ADCS.pdf>
40. GABER, Khaled, EL MASHADE, Mohamed B., ABDEL AZIZ, Ghada A. High-precision attitude determination and control system design and real-time verification for CubeSats. In: *International Journal of Communication Systems, Volume 36, Issue 9, June 2023*, John Wiley & Sons, Ltd, pp. 21. eISSN:1099-1131
41. GE, S., CHENG, H. A Comparative Design of Satellite Attitude Control System with Reaction Wheel. In: *First NASA/ESA Conference on Adaptive Hardware and Systems (AHS'06)*, 15-18 June 2006, Istanbul, Turkey , pp. 4. ISBN 0-7695-2614-4, DOI 10.1109/AHS.2006.2
42. GOLDSTEIN, Herbert, POOLE Charles, SAFKO, John. *Classical Mechanics (3rd ed.)*. Flushing NY, Columbia SC, USA: Addison-Wesley, 2000. pp. 150-171. ISBN 978-0201029185
43. GOLUB, Gene H., VAN LOAN, Charles F. *Matrix Computations (3th ed.)*. Baltimore: Johns Hopkins University Press, 1996, pp. 723. ISBN 978-0-8018-5414-9
44. GORDON, Rauno, LEIBAK, Alar, ORG, Peeter, PRIIDEL, Eiko, RASSÖLKIN, Anton, VAIMANN, Toomas. ADCS development for student CubeSat satellites – TalTech case

- study. In: *Proceedings of the Estonian Academy of Sciences*, 70, 2021, pp. 268. DOI: 10.3176/proc.2021.3.06
45. GRAF, Basile. *SwissCube Control Algorithm Design and Validation*. Master Project, Laboratoire d'Automatique EPFL February 23, Lausanne, 2007, pp.60.
 46. GRAY, Andrew. *A Treatise on Gyrostatics and Rotational Motion*. London: Macmillan, 1918 (published 2007) , pp.566. ISBN 978-1-4212-5592-7
 47. GREWAL, Mohinder S., Weill, Lawrence R., ANDREWS, Angus P. *Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration*. USA: John Wiley & Sons Inc., 2001, Appendix C, pp. 324-369. ISBN 0-471-35032-X, eISBN 0-471-20071-9
 48. GRUSAS, Pranas, A. Satellite Attitude Determination from Celestial Sightings. In: *Journal of Spacecraft and Rockets*. Septembrie 1969, vol. 6, nr. 9, pp. 1007-1012. eISSN: 1533-6794
 49. GUILLERMO, J., SILVA, A.D., Bhattacharyya, S.P. New results on the synthesis of PID controllers. In: *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 47, no. 2, February 2002, pp. 241–252. DOI 10.1109/9.983352
 50. HaloSat Home. Goddard Space Flight Center. National Aeronautics and Space Administration, ©2023 [citat 25.05.2023]. Disponibil: <https://heasarc.gsfc.nasa.gov/docs/halosat/>
 51. HART, Christian S. Satellite Attitude Determination Using Magnetometer Data Only. In: *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 5-8 ianuarie 2009, Orlando, Florida, pp. 11. DOI: 10.2514/6.2009-220
 52. HELVAJIAN, H., JANSON, S. *Small Satellites: Past, Present, and Future*. El Segundo, CA, U.S.A: Aerospace Press, 2008, pp. 16. ISBN 978-1-884989-22-3. DOI 10.2514/4.989223
 53. HERCEG, D., JUHAS, A., MILUTINOV, M. A Design of a Four Square Coil System for a Biomagnetic Experiment. In: *Facta universitatis - series: Electronics and Energetics 2009 Volume 22, Issue 3*, Nis, Serbia, pp. 285-292. DOI 10.2298/FUEE0903285H
 54. HERNANDEZ, P., BERTELS, E., FERNANDEZ, M., RUITER, M., VISSER, K., WOLT, M. K. Technology demonstration of using Cubesat methodologies for power control and distribution in a radio-astronomy instrument within the Chang'E 4 mission. In: *2019 European Space Power Conference (ESPC)*, Juan-les-Pins, France, 2019, pp. 1-8. DOI: 10.1109/ESPC.2019.8932041.

55. INAMORI, Takaya, SAKO, Nobutada, NAKASUKA, Shinichi. Strategy of magnetometer calibration for nano-satellite missions and in-orbit performance: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2 - 5 August 2010, Toronto, Ontario Canada, pp. 13. DOI 10.2514/6.2010-7598
56. International Geomagnetic Reference Field: National Centers for Environmental Information, ©2023. [citat 15.05.2023]. Disponibil: <http://www.ncei.noaa.gov/products/international-geomagnetic-reference-field>
57. 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.
58. IZVOREANU, B., FIODOROV, I., IZVOREANU, F. The Tuning of Regulator for Advance Delay Objects According to the Maximal Stability Degree Method: *Proceedings of the 11th International Conference on Control Systems and Computer Science (CSCS-11)*, vol. 4, 1997, pp. 179-184.
59. 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 , pp. 17. [citat 25.05.2023]. Disponibil: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=5143&context=smallsat>
60. KIM, Y., BANG, H. Introduction to Kalman Filter and Its Applications. In: Felix GOVAERS (Ed.). *Introduction and Implementations of the Kalman Filter*, Germany, IntechOpen, 2019. DOI: 10.5772/intechopen.75731.
61. KLESH, A., SEAGRAVES, S., BENNETT, M., BOONE, D., CUTLER, J., and BAHCIIVANK, H. Dynamically Driven Helmholtz Cage for Experimental Magnetic Attitude Determination. In: *Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 135, No. 1*, 2009 Univelt Inc., pp 147–160. ISSN 10816003
62. KUIPER, J.M. Attitude Determination and Control System (ADCS). *Faculteit Luchtvaart- en Ruimtevaarttechniek, TU Delft* ©2023 [citat 25.05.2023]. Disponibil: <https://www.tudelft.nl/lr/organisatie/afdelingen/space-engineering/space-systems-engineering/research/miniaturization/attitude-determination-and-control-system-adcs>

63. KUSHWAH, Manoj, PATRA, Ashis. Tuning PID Controller for Speed Control of DC Motor Using Soft Computing Techniques: A Review. In: *Advance in Electronic and Electric Engineering*, Vol. 4, No. 2, 2014, pp. 141-148. ISSN 2231-1297
64. LANDAU, L. D., LIFSHITZ, E. M. *Mechanics (3rd ed.)*. Oxford: Butterworth-Heinemann, 1996, pp. 224. ISBN 978-0-7506-2896-9
65. LENZ, J. E. A review of magnetic sensors. In: *Proceedings of IEEE*, vol. 78, no. 6, 1990, pp. 973–989. DOI 10.1109/5.56910
66. LERNER, G., SHUSTER, M. Magnetometer bias determination and attitude determination for near-earth spacecraft: Guidance and Control Conference, 06 - 08 August 1979, Boulder, CO, U.S.A. pp. 10. DOI: 10.2514/6.1979-1695
67. Light Italian Cubesat for Imaging of Asteroids. Italian Space Agency ©2019 [citat 25.05.2023]. Disponibil: <https://www.asi.it/en/planets-stars-universe/solar-system-and-beyond/liciacube/>
68. MACINTYRE, Steven A. Magnetic Field Measurement. In: WEBSTER, John G. *Measurement, Instrumentation, and Sensors Handbook*. USA: CRC Press in Cooperation with IEEE Press, 1999. Pp. 1414-1446. ISBN 0-8493-2145-X. ISSN 1523-3014
69. MAHAVARKAR, P., JOHN, J., DHAPRE, V., DONGRE, V., LABDE, S. Tri-axial square Helmholtz coil system at the Alibag Magnetic Observatory: upgraded to a magnetic sensor calibration facility. In: *Geoscientific Instrumentation, Methods and Data Systems*, Vol. 7, no. 2, 2018, pp 143-149. DOI 10.5194/gi-7-143-2018
70. Mamdani Fuzzy Inference System – Concept. ©2023 CodeCrucks [citat 18.05.2023]. Disponibil: <https://codecrucks.com/mamdani-fuzzy-inference-system-concept/>
71. MARCANO, N. J. H., HYLSBERG JACOBSEN, R. On the Delay Advantages of a Network Coded Transport Layer in IoT Nanosatellite Constellations. In: *ICC 2019 - 2019 IEEE International Conference on Communications (ICC)*, Shanghai, China, 2019, pp. 1-6. DOI: 10.1109/ICC.2019.8761254.
72. MARKLEY Landis F., CRASSIDIS John L. *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. New York, USA. Springer Science + Business Media, 2014. pp. 41-77. ISBN 978-1-4939-0801-1, eISBN 978-1-4939-0802-8

73. MARKLEY, F. L., MORTARI, D. Quaternion Attitude Estimation Using Vector Observations. In: *Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 48, June 2000, pp. 359–380. DOI: 10.1007/BF03546284
74. Mars Cube One (MarCO). Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration ©2023 [citat 25.05.2023]. Disponibil: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/mars-cube-one-marco>
75. MARTINO, C. F., PORTELLI, L., MCCABE, K., HERNANDEZ, M., BARNES, F. Reduction of the Earths magnetic field inhibits growth rates of model cancer cell lines. In: *Bioelectromagnetics*, vol. 31, no. 8, 2009, pp 649–655. DOI 0.1002/bem.20606
76. MELLER, Scott. *Detection of Ocean Mines Using Ultra-Sensitive Optical Fiber Magnetic Field Sensors*. Blacksburg VA, USA: Space and Remote Sensing 1997 Annual Report, Office of Naval Research / F&S Inc., 1997, pp. 6. Contract Award No. N00014-97-C-0312.
77. **MELNIC V.** Attitude control of the nanosatellite based on the hybrid fuzzy control algorithm, by means of the reaction wheels. In: *Journal of engineering science*, No. 2, Vol. 30, 2023, pp. 104–116. ISSN 2587-3474. DOI [https://doi.org/10.52326/jes.utm.2023.30\(2\).09](https://doi.org/10.52326/jes.utm.2023.30(2).09)
78. **MELNIC V.** Estimation of the mathematical model of the DC motor cupled with a reaction wheel based on the genetic algorithm. In: *Machines. Technologies. Materials*, Vol. 13 (2019), Issue 12, pp. 532-534. ISSN 1313-0226, eISSN 1314-507X
79. **MELNIC V.** Metode de determinare și control a atitudinii microsatelitului ”Republica Moldova”. In: *Conferința Tehnico-Științifică a Colaboratorilor, Doctoranzilor și Studenților, Volumul I*, 26-28 noiembrie, 2015 / Univ. Tehn. a Moldovei. – Chișinău: Tehnica-UTM, 2016, pp. 209-213. ISBN 978-9975-45-440-7.
80. **MELNIC, V., COJUHARI, I.** Estimation of the Mathematical Model of the DC engine coupled with a reaction wheel. In: *ROMAI Journal*, v.14, no.2(2018), pp. 103–112. ISSN 1841-5512; eISSN 2065-7714
81. **MELNIC, V., COJUHARI, I.** Experimental Identification of the Mathematical Model of the DC Motor based on the Genetic Algorithm. In: *Proceedings of the of the Workshop on Intelligent Information Systems WIIS2020*, Ed. 2020, 4-5 decembrie 2020, Chișinău. Chișinău: Tipografia "Valinex", 2020, pp. 109-114. ISBN 978-9975-68-415-6.
82. **MELNIC, V., COJUHARI, I.** Synthesis the PID Control Algorithm for Speed Control of the DC Motor based on the Genetic Algorithm. In: *The 12th International Conference on*

Electronics, Communications and Computing, 21-22 octombrie 2021, Chişinău. Chişinău, Republica Moldova: Technical University of Moldova, 2021, pp. 148-151. ISBN 978-9975-45-776-7. DOI: 10.52326/ic-ecco.2021/CE.03

83. **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, Chişinău. Chişinău: Tehnica-UTM, 2023, pp. 240-243. DOI: 10.52326/ic-ecco.2022/CE.05
84. MICHEL, Patrick, *et al.* The ESA Hera Mission: Detailed Characterization of the DART Impact Outcome and of the Binary Asteroid (65803) Didymos. In: *The Planetary Science Journal, Volume 3, Issue 7, id.160, pp. 21*, July 2022 American Astronomical Society. DOI: 10.3847/PSJ/ac6f52
85. MIMASU, Yuya, VAN DER HA, Josef C., NARUMI, Tomihiro. Attitude Determination by Magnetometer and Gyros during Eclipse: *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, 18 - 21 August 2008, Honolulu, Hawaii, pp. 10. DOI: 10.2514/6.2008-6932
86. MIRZAL, A., YOSHII, S., FURUKAWA, M. PID Parameters Optimization by Using Genetic Algorithm. In: *STECs Journal*, Vol. 8, 2006, pp. 34-43.
87. Missions launched: CP10 (ExoCube). California Polytechnic State University [citat 25.05.2023]. Disponibil: <https://www.polysat.org/launched>
88. MOHAMMED, Ahmed, NURA, Tahir, AMINU, Zimit, MUSA, Idi, KAMAL, Abubakar, SALIHU, Jalo. Improved PID Controller for DC Motor Control Improved PID Controller for DC Motor Control. In: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Volume 1052, The 5th International Conference on Marine Technology (SENTA 2020)*, 8th December 2020, Surabaya, Indonesia, pp. 9. DOI 1052. 10.1088/1757-899X/1052/1/012058.
89. MONTENBRUCK, Oliver, GILL, Eberhard. *Satellite orbits: models, methods, and applications*. Berlin: Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2000, pp. 378. eISBN 978-3-642-58351-3.
90. MORTARI, D. ESOQ: A closed-form solution to the Wahba problem. In: *The Journal of Astronautical Sciences*, 1997, 45(2), 195–204. DOI 10.1007/BF03546376
91. MORTARI, D. ESOQ-2 single-point algorithm for fast optimal spacecraft attitude determination. In: *Proceedings of the Space Flight Mechanics Conference, Huntsville, AL, USA, February 9–12, 1997*, AIAA 817–826, pp. 21.

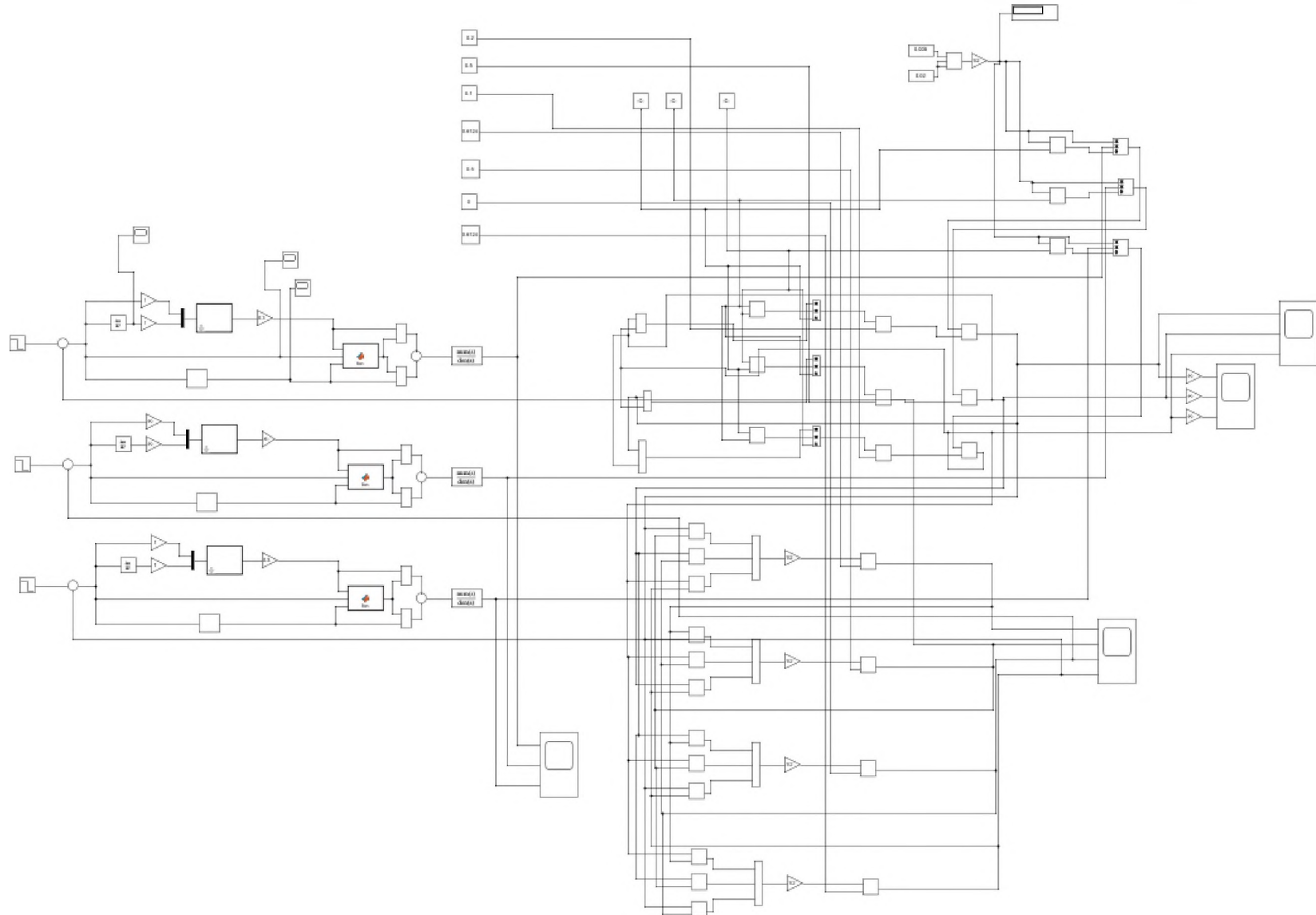
92. NAGARAJAN, C., D'SOUZA, R. G., KARUMURI, S., KINGER, K. Design of a CubeSat computer architecture using COTS hardware for terrestrial thermal imaging. In: *2014 IEEE International Conference on Aerospace Electronics and Remote Sensing Technology*, Yogyakarta, Indonesia, 2014, pp. 67-76. DOI: 10.1109/ICARES.2014.7024379.
93. NATANSON, G. A., CHALLA, M. S., DEUTSCHMANN, J., BAKER, D. F. Magnetometer-Only Attitude and Rate Determination for a Gyro-Less Spacecraft: *Third International Symposium on Space Mission Operations and Ground Data Systems*, Part 2, Greenbelt, MD, USA, pp 791-798.
94. NUDEHI, S., FAROOQ, U., ALASTY, A., ISSA, J. Satellite attitude control using three reaction wheels. In: *2008 American Control Conference*, 11-13 June 2008, Seattle, Washington, USA, pp. 4850-4855. DOI: 10.1109/ACC.2008.4587262
95. O'DWYER, A. PI and PID controller tuning rules for time delay processes: a summary. Part 1: PI controller tuning rules. In: *IFAC Proceedings Volumes, vol. 33, no. 4, IFAC Digital Control: Past, Present and Future of PID Control*, Terrassa, Spain, 2000. Pp 159-164. ISSN 1474-6670. DOI 10.1016/s1474-6670(17)38237-
96. OSBORNE, W. P., XIE, Yongjun. Propagation characterization of LEO/MEO satellite systems at 900-2100 MHz. In: *1999 IEEE Emerging Technologies Symposium. Wireless Communications and Systems (IEEE Cat. No.99EX297)*, Richardson, TX, USA, 1999, pp. 21.1-21.8. DOI 10.1109/ETWCS.1999.897339
97. PANDELE, A., CHERCIU, C., TRUSCULESCU, M., DRAGASANU, C., MIHAI, S-Ş. *COTS based GNSS Receiver with Precise Point Positioning for CubeSats*. MATEC Web of Conferences. 304.07009, pp.5. Disponibil: <https://doi.org/10.1051/matecconf/201930407009>.
98. PILLET, K. *Attitude determination of a cube satellite using sun sensors*. Bachelor's thesis. Tallinn University of Technology, 2017, 39. p.
99. PISACANE, Vincent L., MOORE, Robert C. *Fundamentals of Space Systems*. Oxford, New York, USA: Oxford University Press, 1994. pp 245-247. ISBN 0-19-507497-1
100. POPESCU, D., IONESCU, F., DOBRESCU, R., ŞTEFĂNOIU, D. *Modelare în ingineria proceselor industriale*. Bucureşti: Editura AGIR, 2011, pp. 186. ISBN 978-973-720-386-1
101. PRINKEY, M., MILLER, D., BAUER, P. CubeSat Attitude Control Testbed Design: Merritt 4-Coil per axis Helmholtz Cage and Spherical Air Bearing. In: *AIAA Guidance, Navigation,*

- and Control (GNC) Conference, August 19-22, 2013, Boston, MA, USA. pp. 12. DOI 10.2514/6.2013-4942*
102. QIAO, W., MIZUMOTO, M. PID type fuzzy controller and parameters adaptive method. In: *Fuzzy Set and Systems*, vol. 78, no. 1, pp. 23–35, 1996. ISSN 0165-0114
103. RESTREPO, A., FRANCO, E., CADAVID, H., PINEDO, C. Analysis of the Magnetic Field Homogeneity for an Equilateral Triangular Helmholtz Coil. In: *Progress In Electromagnetics Research M*, Vol. 50, pp 75–83. DOI: 10.2528/PIERM16062309
104. ROITHMAYR, Carlos M. Contributions of Spherical Harmonics to Magnetic and Gravitational Fields. Langley Research Center, Hampton, Virginia USA: National Aeronautics and Space Administration (NASA), March 2004, pp. 15. NASA/TM–2004–213007
105. ROUBACHE, R., BENYETTOU, M., SIMOHAMMED, A.M., BOUDJEMAI, A., BELLAR, A. Extended Kalman filter for attitude determination of an elliptical orbit satellites. In: *The 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 12-14 June 2013, Istanbul, Turkey, 2013, pp. 17. DOI: 10.1109/RAST.2013.6581220
106. Sateliot IoT. Satellite Missions Catalogue. eoPoortal (powered by ESA) © 2023 [citat 25.05.2023]. Disponibil: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/sateliot-iot#references>
107. SAUNDERSON, E., GOUWS, D. Evaluation of the effect of ambient temperature variation on the calibration of a Large Helmholtz Coils System, employed for the calibration of space qualified magnetometers. In: *2018 SpaceOps Conference, 28 May - 1 June 2018, Marseille, France*, pp. 8. DOI: 10.2514/6.2018-2374
108. SECRIERU, Nicolae, LEVINETȚ, Nicolae, MELNIC, Vladimir, CANDRAMAN, Sergiu, Valentin, ILCO, GIRSCAN, Adrian, MARGARINT, Andrei. Nanosatellite TUMnanoSat II for tracking and measure of the orbital parameters and decline. In: *The 9th International Conference on Microelectronics and Computer Science & The 8th Conference of Physicists of Moldova*, Chișinău, Republic of Moldova, October 19-21, 2017, Univ. Tehn. a Moldovei. – Chișinău: Tehnica-UTM, 2017, pp.151-154. ISBN 978-9975-45-329-5.
109. SHALF, John. The future of computing beyond Moore’s Law. In: *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, 20 January 2020, London UK, Published by the Royal Society, pp. 15. DOI: /10.1098/rsta.2019.0061. eISSN 1471-2962

110. SHUSTER, M. D. Approximate Algorithms for Fast Optimal Attitude Computation. In: *AIAA Guidance and Control Conference*, Palo Alto, CA, August 7-9, 1978, pp. 78-1249.
111. SI MOHAMMED, A. M., BELLAR, A., BENTOUTOU, Y., BOUDJEMAI, A., ROUBACHE, R., TALEB, N. Extended and unscented Kalman filtering for attitude estimation application to the active control system for microsatellite -A comparative study. In: *IEEE 27th Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering (CCECE)*, Toronto, ON, Canada, 2014, pp. 1-6. DOI: 10.1109/CCECE.2014.6900935.
112. SIDI, M. *Spacecraft Dynamics and Control. A practical Engineering Approach*: Cambridge University Press, New York, USA, 1997, pp. 95-97. ISBN 978-052-178-780-2
113. SIMON, Dan. *Optimal state estimation: Kalman, H infinity, and nonlinear approaches*. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2006, pp. 530. ISBN: 978-0-471-70858-2
114. *State-of-the-Art Small Spacecraft Technology*. Moffett Field, California: Small Spacecraft Systems Virtual Institute Ames Research Center, National Aeronautics and Space Administration (NASA), [online], January 2023, pp. 1-3. [citat 25.05.2023]. Disponibil: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/2022_soa_full.pdf
115. ȘTEFĂNOIU, D., CULIȚĂ, J., STOICA, P. *Fundamentele modelării și identificării sistemelor*. București: Editura Printech, 2005, pp. 309. ISBN 973-718-368-1
116. STEPANOV, L. V., KOLTSOV, A. S., PARINOV, A. V., DUBROVIN, A. S. Mathematical modeling method based on genetic algorithm and its applications. In: *Journal of Physics: Conference Series 1203*, International Conference "Applied Mathematics, Computational Science and Mechanics: Current Problems" 17–19 December 2018, Voronezh State University, Voronezh, Russian Federation, pp. 10. DOI 10.1088/1742-6596/1203/1/012082
117. SWEETING, M. N. 25 Years of Space at Surrey—Pioneering Modern Microsatellites. In: *Acta Astronautica, Volume 49, Issue 12*, 2001, pp. 681-691. ISSN 0094-5765. DOI 10.1016/S0094-5765(01)00138-2
118. 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/>
119. 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, pp. 3663-3668.

120. UHLMANN, J. K., JULIER, S. J. A New Extension of the Kalman Filter to Nonlinear Systems. In: *Proceedings of the SPIE AeroSense International Symposium on Aerospace/Defense Sensing, Simulation and Controls*, Orlando, Florida, 1997, pp. 182-193. DOI: 10.1117/12.280797
121. VAN DER HA, J. C. Progress in Satellite Attitude Determination and Control. In: *Aeronautical and Space Sciences*, 2009, vol. 57, no. 666, pp. 191-198 Japan. DOI 10.14822/kjsass.57.666_191
122. WAN, E. A., VAN DER MERWE, R. The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation. In: *Proceedings of the IEEE 2000 Adaptive Systems for Signal Processing, Communications, and Control Symposium (Cat. No.00EX373)*, 04 October 2000, Lake Louise, AB, Canada, pp. 153-158. DOI: 10.1109/ASSPCC.2000.882463. ISBN: 0-7803-5800-7
123. WANG, Ping, SHTESSEL, Y. B., WANG, Yong-Qian. Satellite attitude control using only magnetorquers. In: *Proceedings of Thirtieth Southeastern Symposium on System Theory*, Morgantown, WV, USA, 1998, pp. 500-504. DOI: 10.1109/SSST.1998.660124.
124. WEBER, Hans, ARFKEN, George. *Essential Mathematical Methods for Physicists, ISE (5th edition)*. Charlottesville VA, Oxford Ohio, USA: Academic Press, 2003. Pp. 552-586. ISBN 0-12-059877-9
125. WERTZ, J. *Spacecraft Attitude Determination and Control*: Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, The Netherlands, 1984, pp. 510-514. ISBN 978-902-771-204-2
126. XIA X. et al. NanoSats/CubeSats ADCS survey. *2017 29th Chinese Control And Decision Conference (CCDC)*, Chongqing, China, 2017, pp. 5151-5158. DOI 10.1109/CCDC.2017.7979410.
127. YAGER, R. R. *Fuzzy set and possibility theory. Recent development*. New York: Pergamon Press 1982. 633 p. ISBN 978-0080262949
128. YASSIN, M. Y., MAHALLAWY, A., EL-SHARKAWI, A. Real time prediction and correction of ADCS problems in LEO satellites using fuzzy logic. In: *The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences*, Elsevier B.V., Vol. 20, No. 1, 2019, pp 11-19. ISSN: 1110-9823
- 129.** YOU, Zheng. *Space Microsystems and Micro/Nano Satellites*. Oxford UK: Butterworth-Heinemann, 2018. pp. 483-512. ISBN 978-0-12-812672-1

Anexa 1. Schema de simulare a sistemului cu regulatorul fuzzy PID hibrid în mediul Simulink



```
#include "main.h"
#include "threads.h"
#include "ADCS.h"
#include "TaskMonitor.h"
#include "detumblingInternal.h"
#include "User_types.h"
#include "panels.h"
#include <math.h>
#include <stdlib.h>
#include <string.h>
extern void Detumbling_Bdot_Controller(uint8_t);
extern void Detumbling_Bdot_AndersenDigitalEstimator_Controller(uint8_t);
extern void Detumbling_DTorqLinearGyroFeedback_Controller(uint8_t);
extern void Detumbling_DTorqLinearGyroFeedback_Estimator(Vec3D_t*, Vec3D_t*, Vec3D_t*);
extern void Detumbling_DTorqCubicGyroFeedback_Controller(uint8_t);
extern void TRIAD_Propagator(double T0, double T, struct Vec3D_t , struct Vec3D_t, double, double,
double, struct Vec3D_t*, struct Vec3D_t*, double);
extern uint8_t LinReg(short unsigned int, const double*, const double*, double*, double*, double*);
extern uint8_t Control_Routine(struct ADCS_Target_t*);
extern uint8_t Detumbling_GetState(void);
extern uint8_t collectMagnetoData(void);
extern uint8_t collectGyroData(Vec3D_Gyro_Types_t);
extern uint8_t CollectGyroData(Vec3D_t*);
extern uint8_t CollectNormData(void);
extern void TRIAD_Routine(struct Vec3D_t, struct Vec3D_t, struct Vec3D_t, struct Vec3D_t, struct
Vec3D_t*);
enum ADCS_state_t ADCSState = ADCS_STATE_PREDEPLOYMENT;
uint8_t ADCS_LowBat;
double magGain = 0.3;
Vec3D_t algoEstimation[4], fieldB[2], gyroData[3];

uint16_t detumblingState, detumblingTime;
uint8_t detumblingGyroEnabled, ADCSDetState;
int32_t detumblingStability;
uint32_t quarantineTick, gyroErrors;
uint8_t ctrlGyroEnabled;
uint16_t ctrlState;
int32_t ctrlStability;
double angularDiff, cachedGain;
ADCS_Ctrl_Algo_t defaultAlgo;
ADCS_DetConfig_t detConfig;
uint16_t photoSensors;
uint16_t detLinRegExecutions, detPropagatorExecutions;
double linRegCacheJD[10];
Vec3D_t linRegCacheSatPos[10], linRegCacheSatVelocity[10], inputSensorCache[2];
void ADCS_Task_rev(void *taskdata)
{
    (void) taskdata;
    int8_t res;
```

```

uint8_t counter;
delay_ms(0x800);
if(ADCSState == ADCS_STATE_INVALID)
{
    while(1)
    {
        TaskMonitor_IamAlive(TASK_MONITOR_ADCS);
        delay_ms(5000);
    }
}
counter = 0;
while(1)
{
    TaskMonitor_IamAlive(TASK_MONITOR_ADCS);
    if(counter > 59) counter = 0;
    if(!counter)
    {
        if(!ADCS_Battery_Low()) ADCS_LowBat = 0;
        else ADCS_LowBat = 1;
    }
    if(!ADCS_LowBat)
    {
        if(ADCSState <= 3)
        {
            switch(ADCSState)
            {
                case ADCS_STATE_PREDEPLOYMENT:
                    res =
ADCSCheckRTC(ES_ADCS_config.startDetumblingAt);
                    if(res >= 0)
                        ADCS_SetState(ADCS_STATE_DETUMBLING,
NULL, 0);
                    else
                        delay_ms(1000);
                    break;
                case ADCS_STATE_DETUMBLING:
                    if(!(Detumbling_GetState()
ADCS_DETUMB_ALGO_GOOD))
                        {
                            if(Detumbling_GetQuarantineTick())
                                ADCS_Boost_Torques();
                        }
                    else
                        Detumbling_Routine(ES_ADCS_config.detumblingAlgo, 1);
                    if(!(Detumbling_GetState()
ADCS_DETUMB_ALGO_RDY))
                        delay_ms(ADCS_ALGO_SAMPLING_RATE_MS);
                    else
                        ADCS_SetState(ADCS_STATE_ADCS, 0, 0);
                    break;
                case ADCS_STATE_ADCS:

```

```

        Control_Routine(NULL);
        delay_ms(ADCS_ALGO_SAMPLING_RATE_MS);
    break;
    case ADCS_STATE_TARGETING_POS:
        Control_Routine(&ADCSTarget);
        delay_ms(ADCS_ALGO_SAMPLING_RATE_MS);
    break;
    }
}
}
else
{
    ADCS_Stop_Torques();
    delay_ms(1000);
}
}
counter++;
}
// Detumbling-related functions //

uint8_t Detumbling_Routine_re(ADCS_Detumbling_Algo_t algoType /* R7 + 7 */, uint8_t negVector /* R7
+ 6 */)
{
    uint16_t algoDiff /* R7 + 14 */;
    uint8_t i /* R7 + 13 */;
    if(detumblingState <= 12)
    {
        switch(detumblingState)
        {
            case ADCS_DET_ALGO_STOP_MTORQ:
                ADCS_Stop_Torques();
            break;
            case ADCS_DET_ALGO_MEASURE_MAG:
                if(collectMagnetoData()) return ADCS_ERR;
            break;
            case ADCS_DET_ALGO_EXECUTE_TORQ:
                if(collectMagnetoData()) return ADCS_ERR;
                i = 0;
                if(algoType > 3) i = ADCS_ERR;
                else
                {
                    switch(algoType)
                    {
                        case ADCS_ALGO_BDOT_ES:
                            Detumbling_Bdot_Controller(negVector);
                        break;
                        case ADCS_ALGO_BDOT_ADE:
                            Detumbling_Bdot_AndersenDigitalEstimator_Controller(negVector);
                        break;
                        case ADCS_ALGO_DTORQLINEAR:
                            if(!detumblingGyroEnabled) return ADCS_ERR;
                    }
                }
            }
        }
    }
}

```

```

        i = collectGyroData(VEC3D_GYRO_RATE);
        if(i != ADCS_OK) break;

    Detumbling_DTorqLinearGyroFeedback_Controller(negVector);
        break;
    case ADCS_ALGO_DTORQCUBIC:
        if(!detumblingGyroEnabled) return ADCS_ERR;

        i = collectGyroData(VEC3D_GYRO_RATE);
        if(i != ADCS_OK) break;

    Detumbling_DTorqCubicGyroFeedback_Controller(negVector);
        break;
    }
}
if(i == ADCS_OK) // from line 129 or 145;
{
    if(ADCS_Set_Torque(ADCS_ALL_SENSORS_ID,
&algoEstimation[1]) != ADCS_OK) return ADCS_ERR;
    algoDiff = 0;
    for(i = 0; i < 3; i++)
    {
        if(algoEstimation[0].Vec[i].Axis != 0)
        {
            algoDiff += sqrt(((algoEstimation[0].Vec[i].Axis -
algoEstimation[1].Vec[i].Axis) / algoEstimation[0].Vec[i].Axis) *
((algoEstimation[0].Vec[i].Axis -
algoEstimation[1].Vec[i].Axis) / algoEstimation[0].Vec[i].Axis)) * 100;
            if(i != 0) algoDiff *= 2;
        }
    }
    if(algoDiff <= 20) detumblingStability--;
    else detumblingStability++;
    if(detumblingStability >= 1000)
    {
        ADCSDetState &= ADCS_DETUMB_ALGO_GOOD;
        quarantineTick = xTaskGetTickCount(); // same effect as
ADCSGetSysTick() (ADCSGetSysTick() is only a wrapper);
        return ADCS_OK;
    }
    if(detumblingStability > 0) break;
    ADCSDetState |= ADCS_DETUMB_ALGO_RDY;
    return ADCS_OK;
}
else return i;
break;
case ADCS_DET_ALGO_RESTART:
    detumblingTime += detumblingState * 500;
    detumblingState = 0;
break;
default: break;
}
}

```

```

    }
    detumblingState++;
    return ADCS_OK;
}
void Detumbling_DTorqLinearGyroFeedback_Controller_re(uint8_t negVect /* R7 + 7 */)
{
    uint8_t i /* R7 + 15 */;
    Detumbling_DTorqLinearGyroFeedback_Estimator(gyroData, fieldB, algoEstimation);
    for(i = 0; i < 3; i++)
    {
        if(!negVect) magGain *= -1;
        else magGain *= 1;
        algoEstimation[1].Vec[i].Axis *= magGain / 5e+10;
    }
}
void Detumbling_DTorqLinearGyroFeedback_Estimator_re(Vec3D_t* gyroData /* R7 + 12 */, Vec3D_t*
fieldB /* R7 + 8 */, Vec3D_t* algoEstimation /* R7 + 4 */)
{
    Vec3D_t fieldBGauss /* R7 + 16 (56 - 40) */;
    double vecDotProduct = 0 /* R7 + 40 */;
    uint8_t i /* R7 + 55 */;
    for(i = 0; i < 3; i++)
    {
        gyroData[1].Vec[i].Axis = gyroData[0].Vec[i].Axis * 0.00875 * M_PI / 180.0;
    }
    for(i = 0; i < 3; i++)
    {
        fieldBGauss.Vec[i].Axis = ADCS_CONV_T2GAUSS(fieldB[1].Vec[i].Axis);
        vecDotProduct += fieldBGauss.Vec[i].Axis * fieldBGauss.Vec[i].Axis;
    }
    if(vecDotProduct == 0) vecDotProduct = 1.0;
    algoEstimation[1].X.Axis = ADCS_CONV_GAUSS2T((fieldBGauss.Y.Axis * gyroData[1].Z.Axis -
fieldBGauss.Z.Axis * gyroData[1].Y.Axis) / vecDotProduct);
    algoEstimation[1].Y.Axis = ADCS_CONV_GAUSS2T((fieldBGauss.Z.Axis * gyroData[1].X.Axis -
fieldBGauss.X.Axis * gyroData[1].Z.Axis) / vecDotProduct);
    algoEstimation[1].Z.Axis = ADCS_CONV_GAUSS2T((fieldBGauss.X.Axis * gyroData[1].Y.Axis -
fieldBGauss.Y.Axis * gyroData[1].X.Axis) / vecDotProduct);
    algoEstimation[0].X.Axis = algoEstimation[1].X.Axis;
    algoEstimation[0].Y.Axis = algoEstimation[1].Y.Axis;
    algoEstimation[0].Z.Axis = algoEstimation[1].Z.Axis;
}
// End of detumbling-related functions //

// ADCS control-related functions //

uint8_t Ccontrol_Routine_re(ADCS_Target_t *target /* R7 + 4 (SP + 16 + 4) */)
{
    double desiredGain /* R7 + 16 */, detPhi /* R7 + 24 */, JD /* R7 + 40 */, algoDiff /* R7 + 0x140 */;
    Vec3D_t dstTgtVec, tgtVecE, tgtVec, satPos /* R7 + 120 */, attMatrix[3] /* R7 + 144 */,
ctrlNormMu /* R7 + 216 */, detW, detMagVec /* R7 + 0x108 */, detAxisVec /* R7 + 0x120 */;
    AxisDev_t resProximity /* R7 + 0x13E */;
    uint8_t magErrors = 0 /* R7 + 39 */, i /* R7 + 0x13F */;

```

```

if(ctrlState == 0)
{
    if(ctrlGyroEnabled != 0)
    {
        if(CollectGyroData(&detW) != ADCS_OK) return ADCS_ERR;
    }
    if(Determination_Estimator(&JD, &satPos, attMatrix, &detAxisVec, &detPhi,
&detMagVec, &magErrors) != ADCS_OK)
    {
        if(magErrors != 0) magErrors++;
        return ADCS_ERR;
    }
    if(target != NULL)
    {
        // Target coordinates calculations;
    }
    resProximity = ADCSMP_AxisToMu(detAxisVec, detMagVec, angularDiff, &ctrlNormMu);
    if(resProximity == ADCSMP_AXISDEV_TOO_LARGE)
    {
        ctrlStability++;
        return ADCS_OK;
    }
    if(ctrlStability > ADCS_CTRL_STABILITY_MAX) desiredGain = 1;
    else if(defaultAlgo != ADCS_ALGO_CTRL_PID_ES) desiredGain = 1;
    else
    {
        /* ES PID computing sequence ...*/
    }
    for(i = 0; i < 3; i++)
    {
        ctrlNormMu.Vec[i].Axis *= desiredGain;
    }
    if(ADCS_Set_Torque(ADCS_ALL_SENSORS_ID, &ctrlNormMu) != ADCS_OK) return
ADCS_ERR;
    if(cachedGain != 0)
        algoDiff = 100 * sqrt(((cachedGain - desiredGain) / cachedGain) * ((cachedGain -
desiredGain) / cachedGain));
    else algoDiff = 0;
    if(algoDiff > ADCS_CTRL_STABILITY_ERR_THRESHOLD) ctrlStability++;
    else ctrlStability--;
    if(ctrlStability > 0)
    {
        if(ctrlStability >= ADCS_CTRL_STABILITY_MAX) ctrlStability -= 100;
    }
    else ctrlStability += 100;
    cachedGain = desiredGain;
}
else if(ctrlState == 6) ADCS_Stop_Torques();
ctrlState++;
if(ctrlState == 12) ctrlState = 0;
return ADCS_OK;
}

```



```

uint8_t Determination_Estimator_re (REAL *JD /*R7 + 12*/, Vec3D_t *satPos /*R7 + 8*/, Vec3D_t
*attMatrix /*R7 + 4*/, Vec3D_t *axisVec /*R7*/, REAL *Phi /*R7 + 200*/, Vec3D_t *magVec /*R7 + 204*/,
    uint8_t *magErrorDetected /*R7 + 208*/)
{
    uint8_t ss/*R7 + 117*/, mm /*R7 + 118*/, hh /*R7 + 119*/, dd /*R7 + 120*/, mon/*R7 + 121*/;
    uint16_t yyyy /*R7 + 122*/;
    Vec3D_t sunPos /*R7 + 88*/, satVelocity /*R7 + 64*/, magField /*R7 + 40*/;
    if(ADCSGetRTC(&yyyy, &mon, &dd, &hh, &mm, &ss) != ADCS_OK) return ADCS_ERR;
    *JD = ADCSMP_JulianDate(yyyy, mon, dd, hh, mm, ss);
    ADCSMP_SunPos(*JD, &sunPos, ADCSMP_FIXED2INERTIAL);
    if(CollectNormData() != ADCS_OK)
    {
        *magErrorDetected = 1;
        return ADCS_ERR;
    }
    ADCSMP_SunDirectionV1(detConfig.photoSensorConfig[ADCS_DET_PHOTO_VMAX],
detConfig.photoSensorConfig[ADCS_DET_PHOTO_NOISEMAX],
        detConfig.photoSensorConfig[ADCS_DET_PHOTO_ALBEDO],    &photoSensors,
&inputSensorCache[1] /*sunDir*/);
    ADCSMP_VecNormalize(&inputSensorCache[1] /*sunDir*/);
label1:
    if(detLinRegExecutions == 3) detPropagatorExecutions = detLinRegExecutions = 0;
    if(detPropagatorExecutions > 2)
    {
        if(detLinRegExecutions > 2)
        {
            double r /*R7 + 16*/, b /*R7 + 24*/, m /*R7 + 32*/,
velAxis[detPropagatorExecutions + detLinRegExecutions + 1] /*R7 + 124*/,
posAxis[detPropagatorExecutions + detLinRegExecutions + 1] /*R7 + 132*/;
            uint8_t i /*R7 + 142*/, j /*R7 + 143*/;
            // (detPropagatorExecutions + detLinRegExecutions - 1); // into unknown local
variable (R7 + 136) & (R7 + 128);
            /* SP = SP - (((detPropagatorExecutions + detLinRegExecutions) * 8 + 14) >> 3) *
8; */
            /* (R7 + 132) = ((SP + 48 + 7) >> 3) * 8 */
            /* SP = SP - (((detPropagatorExecutions + detLinRegExecutions) * 8 + 14) >> 3) *
8; */
            /* (R7 + 124) = ((SP + 48 + 7) >> 3) * 8 = */
            /* = SP - (x+1) * 8 + 48 */
            for(i = 0; i <= 2; i++)
            {
                for(j = 0; j < (detPropagatorExecutions + detLinRegExecutions); j++)
                {
                    posAxis[j] = linRegCacheSatPos[j].Vec[i].Axis;
                    velAxis[j] = linRegCacheSatVelocity[j].Vec[i].Axis;
                }
                if(LinReg((detPropagatorExecutions + detLinRegExecutions),
linRegCacheJD, posAxis, &m, &r, &b) != 0)
                {
                    detPropagatorExecutions = detLinRegExecutions = 0;
                    goto label1;
                }
            }
        }
    }
}

```

```

        if(r < 0.7)
        {
            detPropagatorExecutions = detLinRegExecutions = 0;
            goto label1;
        }
        satPos->Vec[j].Axis = *JD * m + b;
        if(LinReg((detPropagatorExecutions + detLinRegExecutions),
linRegCacheJD, velAxis, &m, &r, &b) != 0)
        {
            detPropagatorExecutions = detLinRegExecutions = 0;
            goto label1;
        }
        if(r < 0.7)
        {
            detPropagatorExecutions = detLinRegExecutions = 0;
            goto label1;
        }
        satVelocity.Vec[i].Axis = *JD * m + b;
    }
}
}
else
{
    if(defaultAlgo != ADCS_ALGO_CTRL_NONE) return ADCS_ERR;
    TRIAD_Propagator(*JD, (*JD + 1.7361111111111111e-05), detConfig.iniPosition,
detConfig.iniVelocity, detConfig.satMass, detConfig.satDragCoeff,
detConfig.satAvgDragArea, satPos, &satVelocity, 0.5);
    detConfig.iniPosition = *satPos;
    detConfig.iniVelocity = satVelocity;
    linRegCacheSatPos[detPropagatorExecutions] = *satPos;
    linRegCacheSatVelocity[detPropagatorExecutions] = satVelocity;
    linRegCacheJD[detPropagatorExecutions] = *JD;
    detPropagatorExecutions++;
}
ADCSMP_DipMagField(*JD, *satPos, &magField);
if(defaultAlgo != ADCS_ALGO_CTRL_NONE) return ADCS_ERR;
TRIAD_Routine(sunPos, magField, inputSensorCache[1], inputSensorCache[0], attMatrix);
ADCSMP_MatToAxis(attMatrix, axisVec, Phi);
*magVec = inputSensorCache[0];
return ADCS_OK;
}
AxisDev_t ADCSMP_AxisToMu_re (Vec3D_t E /*R7 + 40*/, Vec3D_t B /*R7 + 16*/, REAL
allowedAngularDiff /*R7 + 8*/, Vec3D_t *Mu /*R7 + 4*/)
{
    const double T1 = 0.17365 /*R7 + 112*/, T2 = 0.707 /*R7 + 104*/;
    double S /*R7 + 88*/, tmpR /*R7 + 96*/;
    Vec3D_t eP /*R7 + 64*/;
    uint8_t j /*R7 + 127*/;
    allowedAngularDiff = (allowedAngularDiff < 0) ? -allowedAngularDiff : allowedAngularDiff;
    if(allowedAngularDiff >= 0.999) allowedAngularDiff = T2;
    tmpR = ADCSMP_VecNorm(E) * ADCSMP_VecNorm(B);
    if(tmpR == 0)

```

```

    {
        memset(Mu, 0, 24);
        return ADCSMP_AXISDEV_TOO_LARGE;
    }
    S = ADCSMP_VecScalarProduct(E, B) / tmpR;
    if(S >= allowedAngularDiff || S == 0)
    {
        memset(Mu, 0, 24);
        return ADCSMP_AXISDEV_TOO_LARGE;
    }
    for(j = 0; j <= 2; j++)
    {
        eP.Vec[j].Axis = E.Vec[j].Axis / ADCSMP_VecNorm(E) - B.Vec[j].Axis * S /
        ADCSMP_VecNorm(B); /* [R4:R3]*/
    }
    ADCSMP_VecProduct(B, eP, Mu); // produs vectorial;
    S = ADCSMP_VecNorm(*Mu);

    for(j = 0; j <= 2; j++)
    {
        Mu->Vec[j].Axis /= S;
    }
    if(S <= T1) return ADCSMP_AXISDEV_NEAR_PERFECT;
    else return ADCSMP_AXISDEV_SMALL_ENOUGH;
}
void TRIAD_Routine_re(struct Vec3D_t r1 /*R7 + 32*/, struct Vec3D_t r2 /*R7 + 8*/, struct Vec3D_t
b1/*R7 + 208*/, struct Vec3D_t b2/*R7 + 232*/, struct Vec3D_t* A/*R7 + 4*/)
{
    Vec3D_t bc /*R7 + 104*/, rc /*R7 + 128*/, r3 /*R7 + 80*/, b3 /*R7 + 56*/;
    double Nr /*R7 + 160*/, Nb /*R7 + 152*/;
    uint8_t j /*R7 + 175*/, k /*R7 + 174*/;
    ADCSMP_VecProduct(r1, r2, &rc);
    ADCSMP_VecProduct(b1, b2, &bc);
    Nr = ADCSMP_VecNorm(rc);
    Nb = ADCSMP_VecNorm(bc);
    for(j = 0; j <= 2; j++)
    {
        rc.Vec[j].Axis /= Nr;
        bc.Vec[j].Axis /= Nb;
    }
    ADCSMP_VecProduct(r1, rc, &r3);
    ADCSMP_VecProduct(b1, bc, &b3);
    for(j = 0; j <= 2; j++)
    {
        for(k = 0; k <= 2; k++)
        {
            A[j].Vec[k].Axis = b1.Vec[j].Axis * r1.Vec[k].Axis +
            b3.Vec[j].Axis * r3.Vec[k].Axis +
            bc.Vec[j].Axis *
rc.Vec[k].Axis;
        }
    }
}

```

```

}
void ADCSMP_MatToAxis_re (Vec3D_t *A /*R7 + 12*/, Vec3D_t *E /*R7 + 8*/, REAL *Phi /*R7 + 4*/)
{
    double Enorm /*R7 + 16*/, Argc /*R7 + 24*/;
    Argc = (ADCSMP_MatTrace(A) - 1) / 2;
    if(Argc >= 0.999)
    {
        *Phi = 0;
        E->Vec[0].Axis = E->Vec[1].Axis = E->Vec[2].Axis = 0.5773502691896257;
        return;
    }
    else if(Argc <= -0.999)
    {
        Enorm = sqrt(A[0].Vec[0].Axis * A[0].Vec[0].Axis + A[1].Vec[0].Axis * A[1].Vec[0].Axis +
A[2].Vec[0].Axis * A[2].Vec[0].Axis);
        if(Enorm != 0)
        {
            E->Vec[0].Axis = A[0].Vec[0].Axis / Enorm;
            E->Vec[1].Axis = A[1].Vec[0].Axis / Enorm;
            E->Vec[2].Axis = A[2].Vec[0].Axis / Enorm;
        }
        *Phi = M_PI;
        return;
    }
    *Phi = ADCSMP_acos(Argc);
    E->Vec[0].Axis = (A[1].Vec[2].Axis - A[2].Vec[1].Axis) / (2 * sin(*Phi));
    E->Vec[1].Axis = (A[2].Vec[0].Axis - A[0].Vec[2].Axis) / (2 * sin(*Phi));
    E->Vec[2].Axis = (A[0].Vec[1].Axis - A[1].Vec[0].Axis) / (2 * sin(*Phi));
}
void ADCSMP_SunDirectionV1_re (REAL maxPower /*R7 + 24*/, REAL noiseMax /*R7 + 16*/, REAL
albedoLevel /*R7 + 8*/, uint16_t *photoSensorInput /*R7 + 4*/, Vec3D_t *sunDir /*R7*/)
{
    float y_b /*R7 + 56*/;
    uint8_t i /*R7 + 63*/, k /*R7 + 62*/;
    Vec3D_t y /*R7 + 32*/;
    static const int8_t sens_d[18] = {
        1, 0, 0, -1, 0, 0,
        0, 1, 0, 0, -1, 0,
        0, 0, 1, 0, 0, -1 };
    /*
    static const int8_t sens_d[3][6] = {{1, 0, 0, -1, 0, 0},
        {0, 1, 0, 0, -1, 0},
        {0, 0, 1, 0, 0, -1}};
    */
    maxPower -= albedoLevel;
    noiseMax -= albedoLevel;
    if(maxPower == 0) memset(sunDir, 0, 24);
    else
    {
        noiseMax /= maxPower;
        for(k = 0; k <= 5; k++)
        {
            photoSensorInput[k] = (photoSensorInput[k] - albedoLevel) / maxPower;
        }
    }
}

```

```

    }
    memset(sunDir, 0, 24);
    for(i = 0; i <= 5; i++)
    {
        if(noiseMax < photoSensorInput[i])
        {
            for(k = 0; k < 2; k++)
            {
                sunDir->Vec[k].Axis = sens_d[6 * k + i] * photoSensorInput[i] +
sunDir->Vec[k].Axis;
            }
        }
    }
    for(k = 0; k <= 2; k++)
    {
        y.Vec[k].Axis = sunDir->Vec[k].Axis * sunDir->Vec[k].Axis;
    }
    /* y_b = y.Vec[0].Axis + y.Vec[1].Axis + y.Vec[2].Axis : */
    y_b = y.Vec[0].Axis;
    for(k = 0; k <= 1; k++)
    {
        y_b += y.Vec[k + 1].Axis;
    }
    y_b = sqrt(y_b);
    if(y_b == 0) y_b = 1;
    for(k = 0; k <= 2; k++)
    {
        sunDir->Vec[k].Axis /= y_b;
    }
}
}
/ End of ADCS control-related functions /

status_t ADIS16265_GetAxesRate_ES_re(PANLE_GYROS_AXIS Axis /*R7 + 7*/, AxesRaw_t* buff /*R7*/)
{
    uint8_t j /*R7 + 15*/, GyroStat /* global variable in ES-version panels.c */;
    status_t retval /*R7 + 14*/;
    buff->AXIS_X = buff->AXIS_Y = buff->AXIS_Z = 0x7fff;
    if(Axis == PANLE_GYROS_AXIS_ALL || Axis == PANLE_GYROS_AXIS_X)
    {
        for(j = 0; j <= 2; j++)
        {
            if(GyroStat & (1 << PAN_X_M) /*8*/)
            {
                retval = ADIS16265_ReadReg16(ADIS16260_GYRO_OUT, (uint16_t*)
buff, 3);
                if(retval == SEN_SUCCESS) break;
            }
            else ADIS16265_Init(3);
        }
        if(j > 2) return SEN_ERROR;
        *((uint16_t *) (&buff->AXIS_Y)) <<= 2;
    }
}

```

```

        buff->AXIS_Y /= 4;
    }
    else
    {
    }
}
uint8_t collectGyroData_re(Vec3D_Gyro_Types_t gyroType /* R7 + 7 */)
{
    if(ADCS_Get_Gyro(ADCS_ALL_SENSORS_ID, gyroType, &gyroData[gyroType]) == ADCS_OK)
return ADCS_OK;
    gyroErrors++;
    return ADCS_ERR;
}

uint8_t ADCS_Get_Gyro_re (uint8_t gyroID /* R7 + 7 */, Vec3D_Gyro_Types_t vecType /* R7 + 6 */,
Vec3D_t *vec /* R7 + 0 */)
{
    Temperature_t t /* R7 + 8 */;
    AxesRaw_t a /* R7 + 16 */;
    if(vecType == VEC3D_GYRO_ANGLE)
    {
        if(ADIS16265_GetAxesAngle(PANLE_GYROS_AXIS_ALL, &a) == ADCS_ERR) return
ADCS_ERR;
        vec->X.Axis = a.AXIS_X;
        vec->Y.Axis = a.AXIS_Y;
        vec->Z.Axis = a.AXIS_Z;
    }
    else if(vecType == VEC3D_GYRO_TEMP)
    {
        if(ADIS16265_GetTemperature(&t) == ADCS_ERR) return ADCS_ERR;
        vec->X.Axis = t.Temp_X;
        vec->Y.Axis = t.Temp_Y;
        vec->Z.Axis = t.Temp_Z;
    }
    else if(vecType != VEC3D_GYRO_RATE) return ADCS_ERR;
    else
    {
        if(ADIS16265_GetAxesRate(PANLE_GYROS_AXIS_ALL, &a) == ADCS_ERR) return
ADCS_ERR;
        vec->X.Axis = a.AXIS_X;
        vec->Y.Axis = a.AXIS_Y;
        vec->Z.Axis = a.AXIS_Z;
    }
    return ADCS_OK;
}

uint8_t ADCS_Set_Torque_re (uint8_t torqueID /* R7 + 7 */, Vec3D_t *vec /* R7 + 0 */)
{
    Magnetorquer_Axis_t mtorq; /* R7 + 8 */
    mtorq.AXIS_X = vec->X.Axis;
    mtorq.AXIS_Y = vec->Y.Axis;
    mtorq.AXIS_Z = vec->Z.Axis;
    Magnetorquers_Update(mtorq);
    return ADCS_OK; }

```

Anexa 3. Tabelul de valori a funcției de apartenență
 pentru fuzificarea caracteristicilor PID

Tabelul de valori a funcției de apartenență pentru fuzificarea caracteristicilor PID

Valorile funcției de atribuire la fuzificare														
Perioada de stabilizare a procesului, [sec];														
N3		N2		N1		Z		P1		P2		P3		
X	Miu (x)	X	Miu (x)	X	Miu (x)	X	Miu (x)	X	Miu (x)	X	Miu (x)	X	Miu (x)	
-8,24	1,00	-0,30	0,00	73,87	0,00	148,04	0,00	222,20	0,00	296,37	0,00	383,78	0,00	
-5,60	1,00	5,00	0,00	79,17	0,00	153,33	0,00	227,50	0,00	301,67	0,00	386,43	0,00	
-2,95	1,00	10,30	0,00	84,46	0,00	158,63	0,00	232,80	0,00	306,96	0,00	389,08	0,00	
-0,30	1,00	15,60	0,00	89,76	0,00	163,93	0,00	238,10	0,00	312,26	0,00	391,73	0,00	
2,35	1,00	20,89	0,00	95,06	0,00	169,23	0,00	243,39	0,00	317,56	0,00	394,38	0,00	
Xa														
-->	5,00	1,00	26,19	0,00	100,36	0,00	174,52	0,00	248,69	0,00	322,86	0,00	397,02	0,00
	7,65	1,00	31,49	0,13	105,65	0,13	179,82	0,13	253,99	0,13	328,15	0,13	399,67	0,13
	10,30	1,00	36,79	0,25	110,95	0,25	185,12	0,25	259,29	0,25	333,45	0,25	402,32	0,25
	12,95	1,00	42,08	0,38	116,25	0,38	190,42	0,37	264,58	0,37	338,75	0,37	404,97	0,37
	15,60	1,00	47,38	0,50	121,55	0,50	195,71	0,50	269,88	0,50	344,05	0,50	407,62	0,50
	18,24	1,00	52,68	0,63	126,85	0,63	201,01	0,62	275,18	0,62	349,35	0,62	410,27	0,62
	20,89	1,00	57,98	0,75	132,14	0,75	206,31	0,75	280,48	0,75	354,64	0,75	412,92	0,75
	23,54	1,00	63,27	0,88	137,44	0,88	211,61	0,87	285,77	0,87	359,94	0,87	415,57	0,87
	26,19	1,00	68,57	1,00	142,74	1,00	216,90	1,00	291,07	1,00	365,24	1,00	418,21	1,00
	28,84	1,00	73,87	1,00	148,04	1,00	222,20	1,00	296,37	1,00	370,54	1,00	420,86	1,00
	31,49	1,00	79,17	1,00	153,33	1,00	227,50	1,00	301,67	1,00	375,83	1,00	423,51	1,00
	34,14	1,00	84,46	1,00	158,63	1,00	232,80	1,00	306,96	1,00	381,13	1,00	426,16	1,00
	36,79	1,00	89,76	1,00	163,93	1,00	238,10	1,00	312,26	1,00	386,43	1,00	428,81	1,00
	39,43	0,87	95,06	0,87	169,23	0,88	243,39	0,88	317,56	0,88	391,73	0,88	431,46	1,00
	42,08	0,75	100,36	0,75	174,52	0,75	248,69	0,75	322,86	0,75	397,02	0,75	434,11	1,00
	44,73	0,62	105,65	0,62	179,82	0,63	253,99	0,63	328,15	0,63	402,32	0,63	436,76	1,00
	47,38	0,50	110,95	0,50	185,12	0,50	259,29	0,50	333,45	0,50	407,62	0,50	439,40	1,00
	50,03	0,37	116,25	0,37	190,42	0,38	264,58	0,38	338,75	0,38	412,92	0,38	442,05	1,00
	52,68	0,25	121,55	0,25	195,71	0,25	269,88	0,25	344,05	0,25	418,21	0,25	444,70	1,00
	55,33	0,12	126,85	0,12	201,01	0,13	275,18	0,13	349,35	0,13	423,51	0,13	447,35	1,00
Xb														
-->	57,98	0,00	132,14	0,00	206,31	0,00	280,48	0,00	354,64	0,00	428,81	0,00	450,00	1,00
	60,63	0,00	137,44	0,00	211,61	0,00	285,77	0,00	359,94	0,00	434,11	0,00	452,65	1,00
	63,27	0,00	142,74	0,00	216,90	0,00	291,07	0,00	365,24	0,00	439,40	0,00	455,30	1,00
	65,92	0,00	148,04	0,00	222,20	0,00	296,37	0,00	370,54	0,00	444,70	0,00	457,95	1,00
	68,57	0,00	153,33	0,00	227,50	0,00	301,67	0,00	375,83	0,00	450,00	0,00	460,60	1,00
	71,22	0,00	158,63	0,00	232,80	0,00	306,96	0,00	381,13	0,00	455,30	0,00	463,24	1,00
	73,87	0,00	163,93	0,00	238,10	0,00	312,26	0,00	386,43	0,00	460,60	0,00	465,89	1,00
	76,52	0,00	169,23	0,00	243,39	0,00	317,56	0,00	391,73	0,00	465,89	0,00	468,54	1,00
	79,17	0,00	174,52	0,00	248,69	0,00	322,86	0,00	397,02	0,00	471,19	0,00	471,19	1,00
	81,82	0,00	179,82	0,00	253,99	0,00	328,15	0,00	402,32	0,00	476,49	0,00	473,84	1,00
	84,46	0,00	185,12	0,00	259,29	0,00	333,45	0,00	407,62	0,00	481,79	0,00	476,49	1,00

Anexa 4. Tabelul de valori a funcției de apartenență
 pentru defuzificarea parametrilor PID

Tabelul de valori a funcției de apartenență pentru defuzificarea parametrilor PID

Valorile funcției de apartenență la defuzificare:														
Coeficientul derivatei, KD [sec]														
N3		N2		N1		Z		P1		P2		P3		
X	Miu (x)	X	Miu (x)	X	Miu (x)	X	Miu (x)	X	Miu (x)	X	Miu (x)	X	Miu (x)	
-0,34	1,00	-0,08	0,00	2,41	0,00	4,89	0,00	7,37	0,00	9,86	0,00	12,78	0,00	
-0,25	1,00	0,10	0,00	2,58	0,00	5,07	0,00	7,55	0,00	10,03	0,00	12,87	0,00	
-0,17	1,00	0,28	0,00	2,76	0,00	5,24	0,00	7,73	0,00	10,21	0,00	12,96	0,00	
-0,08	1,00	0,45	0,00	2,94	0,00	5,42	0,00	7,90	0,00	10,39	0,00	13,05	0,00	
0,01	1,00	0,63	0,00	3,12	0,00	5,60	0,00	8,08	0,00	10,57	0,00	13,14	0,00	
Xa →	0,10	1,00	0,81	0,00	3,29	0,00	5,78	0,00	8,26	0,00	10,74	0,00	13,23	0,00
	0,19	1,00	0,99	0,13	3,47	0,13	5,95	0,13	8,44	0,13	10,92	0,13	13,31	0,13
	0,28	1,00	1,16	0,25	3,65	0,25	6,13	0,25	8,61	0,25	11,10	0,25	13,40	0,25
	0,37	1,00	1,34	0,38	3,83	0,38	6,31	0,38	8,79	0,38	11,28	0,38	13,49	0,38
	0,45	1,00	1,52	0,50	4,00	0,50	6,49	0,50	8,97	0,50	11,45	0,50	13,58	0,50
	0,54	1,00	1,70	0,63	4,18	0,62	6,66	0,62	9,15	0,62	11,63	0,62	13,67	0,63
	0,63	1,00	1,87	0,75	4,36	0,75	6,84	0,75	9,32	0,75	11,81	0,75	13,76	0,75
	0,72	1,00	2,05	0,88	4,53	0,87	7,02	0,87	9,50	0,87	11,98	0,87	13,85	0,88
	0,81	1,00	2,23	1,00	4,71	1,00	7,20	1,00	9,68	1,00	12,16	1,00	13,94	1,00
	0,90	1,00	2,41	1,00	4,89	1,00	7,37	1,00	9,86	1,00	12,34	1,00	14,02	1,00
	0,99	1,00	2,58	1,00	5,07	1,00	7,55	1,00	10,03	1,00	12,52	1,00	14,11	1,00
	1,08	1,00	2,76	1,00	5,24	1,00	7,73	1,00	10,21	1,00	12,69	1,00	14,20	1,00
	1,16	1,00	2,94	1,00	5,42	1,00	7,90	1,00	10,39	1,00	12,87	1,00	14,29	1,00
	1,25	0,88	3,12	0,88	5,60	0,88	8,08	0,88	10,57	0,88	13,05	0,88	14,38	1,00
	1,34	0,75	3,29	0,75	5,78	0,75	8,26	0,75	10,74	0,75	13,23	0,75	14,47	1,00
	1,43	0,63	3,47	0,63	5,95	0,63	8,44	0,63	10,92	0,63	13,40	0,63	14,56	1,00
	1,52	0,50	3,65	0,50	6,13	0,50	8,61	0,50	11,10	0,50	13,58	0,50	14,65	1,00
	1,61	0,38	3,83	0,38	6,31	0,38	8,79	0,38	11,28	0,38	13,76	0,38	14,73	1,00
	1,70	0,25	4,00	0,25	6,49	0,25	8,97	0,25	11,45	0,25	13,94	0,25	14,82	1,00
	1,79	0,13	4,18	0,13	6,66	0,13	9,15	0,13	11,63	0,13	14,11	0,13	14,91	1,00
Xb -->	1,87	0,00	4,36	0,00	6,84	0,00	9,32	0,00	11,81	0,00	14,29	0,00	15,00	1,00
	1,96	0,00	4,53	0,00	7,02	0,00	9,50	0,00	11,98	0,00	14,47	0,00	15,09	1,00
	2,05	0,00	4,71	0,00	7,20	0,00	9,68	0,00	12,16	0,00	14,65	0,00	15,18	1,00
	2,14	0,00	4,89	0,00	7,37	0,00	9,86	0,00	12,34	0,00	14,82	0,00	15,27	1,00
	2,23	0,00	5,07	0,00	7,55	0,00	10,03	0,00	12,52	0,00	15,00	0,00	15,35	1,00
	2,32	0,00	5,24	0,00	7,73	0,00	10,21	0,00	12,69	0,00	15,18	0,00	15,44	1,00
	2,41	0,00	5,42	0,00	7,90	0,00	10,39	0,00	12,87	0,00	15,35	0,00	15,53	1,00
	2,49	0,00	5,60	0,00	8,08	0,00	10,57	0,00	13,05	0,00	15,53	0,00	15,62	1,00
	2,58	0,00	5,78	0,00	8,26	0,00	10,74	0,00	13,23	0,00	15,71	0,00	15,71	1,00
	2,67	0,00	5,95	0,00	8,44	0,00	10,92	0,00	13,40	0,00	15,89	0,00	15,80	1,00
	2,76	0,00	6,13	0,00	8,61	0,00	11,10	0,00	13,58	0,00	16,06	0,00	15,89	1,00

Interfața expertului de descriere a regulilor de producere fuzzy (reguli simple)

Expert	Parametru intrare A	Relația	Valoarea fuzzy		Acționare	Setare	Valoarea fuzzy Out
Expert A	Forța de frecare aerodinamica, [kg/m ³];	=	Redus mult	Atunci	Coeficientul derivatei, KD [sec]	de setat	Surplus mediu
Expert D	Eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință), [%];	=	Surplus prea mare	Atunci	Coeficient de amplificare, KP	de setat	Redus prea mult
Expert A	Intervalul de reglare, [sec];	=	Surplus mare	Atunci	Constanta de integrare, Ti [sec]	de setat	Surplus mare
Expert B	Perioada de stabilizare a procesului, [sec];	=	Redus mult	Atunci	Coeficient de amplificare, KP	de setat	Norma
Expert A	Perioada de stabilizare a procesului, [sec];	=	Surplus mic	Atunci	Coeficient de amplificare, KP	de setat	Redus mediu
Expert C	Intervalul de reglare, [sec];	=	Redus mult	Atunci	Coeficient de amplificare, KP	de setat	Redus mult
Expert A	Perioada de stabilizare a procesului, [sec];	=	Surplus mare	Atunci	Coeficient de amplificare, KP	de setat	Redus mult
Expert B	Perioada de stabilizare a procesului, [sec];	=	Surplus mare	Atunci	Coeficientul derivatei, KD [sec]	de setat	Redus mult

Reguli de producere generate :

IF (Forța de frecare aerodinamica, [kg/m³] IS Redus mult) THEN (Coeficientul derivatei, KD [sec] SET Surplus mediu) // Expert A { }

IF (Eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință), [%] IS Surplus prea mare) THEN (Coeficient de amplificare, KP SET Redus prea mult) // Expert D { }

IF (Intervalul de reglare, [sec] IS Surplus mare) THEN (Constanta de integrare, Ti [sec] SET Surplus mare) // Expert A { }

IF (Perioada de stabilizare a procesului, [sec] IS Redus mult) THEN (Coeficient de amplificare, KP SET Norma) // Expert B { }

IF (Perioada de stabilizare a procesului, [sec] IS Surplus mic) THEN (Coeficient de amplificare, KP SET Redus mediu) // Expert A { }

IF (Intervalul de reglare, [sec] IS Redus mult) THEN (Coeficient de amplificare, KP SET Redus mult) // Expert C { }

IF (Perioada de stabilizare a procesului, [sec] IS Surplus mare) THEN (Coeficient de amplificare, KP SET Redus mult) // Expert A { }

IF (Perioada de stabilizare a procesului, [sec] IS Surplus mare) THEN (Coeficientul derivatei, KD [sec] SET Redus mult) // Expert B { }

Interfața expertului de descriere a regulilor de producere fuzzy (reguli combinate)

Expert	Parametru intrare A		Valoarea fuzzy	Relația	Parametru intrare B		Valoarea fuzzy2		Acționare	Setare	Valoarea fuzzy Out
Expert A	Forța de frecare aerodinamică. [kg/m3];	=	Redus mult	OR	Gradient de gravitație (variația forței de gravitație cu 1/r2). [N];	=	Redus mediu	Atunci	Coeficient de amplificare, KP	de setat	Redus puțin
Expert C	Eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință). [%];	=	Surplus prea mare	AND	Perioada de stabilizare a procesului. [sec];	=	Surplus mare	Atunci	Coeficient de amplificare, KP	de setat	Redus mult
Expert A	Intervalul de reglare. [sec];	=	Surplus mare	AND	Perioada de stabilizare a procesului. [sec];	=	Surplus mediu	Atunci	Constanta de timp al filtrului. TFD [sec]	de setat	Redus puțin
Expert A	Perioada de stabilizare a procesului. [sec];	=	Redus mult	OR	Momente magnetice (nava – dipol în magnetosferă) [N];	=	Norma	Atunci	Coeficient de amplificare, KP	de setat	Norma
Expert D	Perioada de stabilizare a procesului. [sec];	=	Surplus mic	OR	Momente magnetice (nava – dipol în magnetosferă) [N];	=	Norma	Atunci	Constanta de integrare. Ti [sec]	de setat	Surplus mic
Expert A	Intervalul de reglare. [sec];	=	Redus mult	AND	Eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință). [%];	=	Redus mediu	Atunci	Coeficient de amplificare, KP	de setat	Norma
Expert B	Perioada de stabilizare a procesului. [sec];	=	Surplus mare	AND	Momente interne (deplasarea diverselor componente mobile). [N];	=	Redus mult	Atunci	Constanta de timp al filtrului. TFD [sec]	de setat	Redus puțin
Expert A	Perioada de stabilizare a procesului. [sec];	=	Surplus mare	OR	Eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință). [%];	=	Surplus mediu	Atunci	Coeficient de amplificare, KP	de setat	Redus mult

Reguli de producere generate :

IF (Forța de frecare aerodinamică, [kg m3] IS Redus mult) OR (Gradient de gravitație (variația forței de gravitație cu 1/r2), [N] IS Redus mediu) THEN (Coeficient de amplificare, KP SET Redus puțin) // Expert A { }

IF (Eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință), [%] **IS** Surplus prea mare) **AND** (Perioada de stabilizare a procesului, [sec] **IS** Surplus mare) **THEN** (Coeficient de amplificare, KP **SET** Redus mult) // Expert C { }

IF (Intervalul de reglare, [sec] **IS** Surplus mare) **AND** (Perioada de stabilizare a procesului, [sec] **IS** Surplus mediu) **THEN** (Constanta de timp al filtrului, TFD [sec] **SET** Redus putin) // Expert A { }

IF (Perioada de stabilizare a procesului, [sec] **IS** Redus mult) **OR** (Momente magnetic (nava – dipol in magnetosfera) [N] **IS** Norma) **THEN** (Coeficient de amplificare, KP **SET** Norma) // Expert A { }

IF (Perioada de stabilizare a procesului, [sec] **IS** Surplus mic) **OR** (Momente magnetic (nava – dipol in magnetosfera) [N] **IS** Norma) **THEN** (Constanta de integrare, Ti [sec] **SET** Surplus mic) // Expert D { }

IF (Intervalul de reglare, [sec] **IS** Redus mult) **AND** (Eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință), [%] **IS** Redus mediu) **THEN** (Coeficient de amplificare, KP **SET** Norma) // Expert A { }

IF (Perioada de stabilizare a procesului, [sec] **IS** Surplus mare) **AND** (Momente interne (deplasarea diverselor componente mobile), [N] **IS** Redus mult) **THEN** (Constanta de timp al filtrului, TFD [sec] **SET** Redus putin) // Expert B { }

IF (Perioada de stabilizare a procesului, [sec] **IS** Surplus mare) **OR** (Eroarea procesului (abaterea de la valoarea de referință), [%] **IS** Surplus mediu) **THEN** (Coeficient de amplificare, KP **SET** Redus mult) // Expert A { }

Anexa 6. Certificat de implementare



Aprob:
Prorector UTM,
Dr. hab. Prof. universitar
Vasile Tronciu
" 11 " 01 2024

ACT

de implementare a elaborării tehnico-științifice
"Modele, metode și algoritmi de control atitudine a nanosateliților"

Prin prezentul confirmăm implementarea în procesul de elaborare a nanosatelitului "TUMnanoSAT" a modelelor, metodelor și algoritmilor de control atitudine a nanosateliților elaborate de către Melnic Vladimir în cadrul tezei „Modelarea matematică și simularea computațională a comportamentului dinamic pe orbită a nanosateliților” și a proiectului de cercetare din programul de stat „Elaborarea și lansarea seriei de nanosateliți cu misiuni de cercetare de pe Stația Spațială Internațională, monitorizarea, postoperarea lor și promovarea tehnologiilor spațiale”, codul proiectului 20.80009.5007.09.

Elaborarea tehnico-științifică "Modele, metode și algoritmi de control atitudine a nanosateliților" servește ca bază în realizarea softului pentru combaterea rostogolirii și controlului atitudinii nanosatelitului "TUMnanoSAT", realizat la Centrul Tehnologii Spațiale UTM și lansat de la Stația Spațială Internațională în august 2022 în cadrul programului KiboCUBE.

Directorul Centrul Tehnologii Spațiale UTM,
Academician Ion Bostan

Cercetător științific coordonator
al Centrului Tehnologii Spațiale UTM,
dr. științe tehn., conf. univ. Nicolae Secrieru

DECLARAȚIA PRIVIND ASUMAREA RĂSPUNDERII

Subsemnatul, declar pe răspundere personală că materialele prezentate în teza de doctorat sunt rezultatul propriilor cercetări și realizări științifice. Conștientizez că, în caz contrar, urmează să suport consecințele în conformitate cu legislația în vigoare.

Melnic Vladimir

Semnătura



Data 02.06.2023

CURRICULUM VITAE

Date personale

Nume și Prenume: Melnic Vladimir;

Data și locul nașterii: 27.04.1990 or. Chișinău, Republica Moldova;

Situația familială: necăsătorit;

Studii: Universitatea de Stat din Moldova, Chișinău (2008-2011), Universitatea de Stat din Moldova, Chișinău (20011-2013), Universitatea Tehnică a Moldovei, Chișinău (2014-2017);

Formarea profesională

2011 – Diplomă de licență, specialitatea ”Matematica”, facultatea Matematică și Informatică, Universitatea de Stat din Moldova;

2013 – Diplomă de masterat, specialitatea ”Structuri matematice fundamentale”, facultatea Matematică și Informatică, Universitatea de Stat din Moldova;

2014-2017 – Studii de doctorat specialitatea 122,03 ”Modelare, metode matematice, produse program”, Universitatea Tehnică a Moldovei;

Activitatea profesională

2013 - 2018 – asistent universitar, *Departamentul Matematica UTM;*

2018 - prezent – lector universitar, *Departamentul Matematica UTM;*

2017 - prezent – cercetător științific, *Centrul Național de Tehnologii Spațiale, UTM;*

Cursuri universitare ținute:

Algebra liniară și geometria analitică, Analiza matematică 1, Analiza matematică 2, Mecatronica și robotica, Modele echivalente;

Participări în proiecte internaționale și naționale:

2015: 202T, Proiect transfer tehnologic ”*Consolidarea infrastructurii terestre a Centrului Tehnologii Spațiale pentru simularea și monitorizarea zborului sateliților cu control local și teleghidat*” în cadrul Centrului Național de Tehnologii Spațiale;

2017-2018: 16.80013.5007.09/Ro, Proiectului bilateral UTM-ISS ”*Dezvoltarea rețelei de stații terestre de comunicare cu sateliți ca platformă de cooperare cu partenerii europeni în tehnologii spațiale*” în cadrul Centrului Național de Tehnologii a Spațiale;

2019-2023: *international, runda a IV-a a Programului KiboCUBE al Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) și United Nations Office for Outer Space Affairs (UNOOSA);*

2020-2023: 20.80009.5007.09, Program de Stat (2020-2023): *Elaborarea și lansarea seriei de nanosatețiți cu misiuni de cercetare de pe Stația Spațială Internațională, monitorizarea, postoperarea lor și promovarea tehnologiilor spațiale;*

Cunoașterea limbilor: Româna, Engleza, Franceza, Rusa.

Date de contact: tel. mob. +373 78 88 29 47 e-mail: vladimir.melnic@mate.utm.md