

CERCETAREA, PROIECTAREA ȘI FABRICAREA COMPONENTELOR FUNCȚIONALE ALE MICROSATELITULUI „REPUBLICA MOLDOVA”

Acad. Ion BOSTAN

Acad. Valeriu CANȚER

Dr., conf. univ. Nicolae SECRIERU

Dr., conf. univ. Ghenadie BODEAN

Dr., conf. univ. Valeriu BLAJA

Universitatea Tehnică a Moldovei,

Institutul de Inginerie Electronică

și Nanotehnologii „D.Ghițu”

RESEARCH, DESIGN AND MANUFACTURE
OF FUNCTIONAL COMPONENTS OF THE MICROSATELLITE
“REPUBLIC OF MOLDOVA”.

This paper deal with the main current rezults of investigation, designing and manufacturing of functional components of microsatellite, obtained in the State investigation program „Valorisation of renewable energy in the Republic of Moldova and development of Moldavian Satellite”

1. Introducere

Captarea imaginii suprafeței terestre din spațiu este un domeniu care se dezvoltă rapid, iar numărul utilizatorilor imaginilor din spațiu este în creștere spectaculoasă. Țările cu agricultură avansată cercetează sistematic evoluția dezvoltării și starea ecologică a plantațiilor cu ajutorul imaginilor obținute din sateliți. Pornind de la rolul important al sectorului agrar pentru economia națională, aplicarea acestor metode de cercetare/monitorizare sunt foarte rezonabile. Însă costul înalt al imaginilor din spațiul cosmic nu permite producătorilor agricoli din Republica Moldova să procure informații satelitare captate în perioade de timp prestabilite. Un satelit propriu ar putea soluționa această și multe alte probleme ale economiei naționale.

Proiectele din cadrul Programului de Stat „Elaborarea Satelitului Republica Moldova” prevăd realizarea următoarelor obiective: procesarea informației electronice pentru uz cadastral; monitorizarea/

prognozarea alunecărilor de teren; monitorizarea/prognozarea formării și migrației norilor cu grindină; monitorizarea plantațiilor și terenurilor agricole; monitorizarea ecologică a masivelor de pădure, monitorizarea evoluției hidrologice în râuri drept componentă indispensabilă în studiul riscurilor inundațiilor, precum și prevenirea acestora; obținerea informației foto-video și pentru alte scopuri de interes național. În lucrarea curentă se va face o trecere în revistă a celor mai importante realizări obținute în cadrul programului nominalizat de cercetare-dezvoltare a componentelor funcționale ale microsateleitului.

2. Aspecte constructiv-funcționale ale Microsatelitului „Republica Moldova”

Cercetarea, proiectarea și fabricarea componentelor funcționale ale Microsatelitului Republica Moldova (MS RM) s-au efectuat în cadrul a cinci proiecte distincte, fiecare condus de unul dintre autorii lucrării. Proiectele au fost finanțate prin Program de Stat, coordonator acad. I. Bostan. În urma cercetărilor efectuate au fost elaborate și fabricate componentele funcționale de bază ale mostrei experimentale ale MS RM prezentată în fig. 1.

În urma amplasării componentelor funcționale în interiorul carcasei (conform normelor recomandate în literatura de specialitate) și reieșind din suprafața panourilor PV (care ar asigura conversia bugetului necesar de energie electrică), gabaritele MS RM constituie 285x285x285 (mm), iar masa 12,5 kg. Cercetările privind modernizarea și adaptarea constructiv-tehnologică a tuturor componentelor MS RM la cerințele caietului de sarcini sunt în continuă dezvoltare. Modificările care vor fi operate în urma cercetărilor experimentale în condiții de laborator vor fi luate în calcul la fabricarea (modernizarea) mostrei de zbor a MS.

În continuare sunt prezentate unele aspecte ale tehnologiilor și soluțiilor tehnice utilizate la elaborarea componentelor funcționale ale MS RM.

3. Sistemul de determinare, orientare și stabilizare a atitudinii MS

Sistemele de determinare, orientare și stabilizare a atitudinii microsateleitului se consideră printre cele mai importante și costisitoare componente de bord. Orientarea corectă a microsateleitului în zbor pe orbită definește în cea mai mare parte posibilitatea realizării obiectivelor misiunii, în special, ale celor legate de captarea imaginii suprafeței terestre.

Sistemele moderne de orientare a microsateleitului deseori se bazează pe tehnologii și soluții constructive care generează cupluri de forțe prin

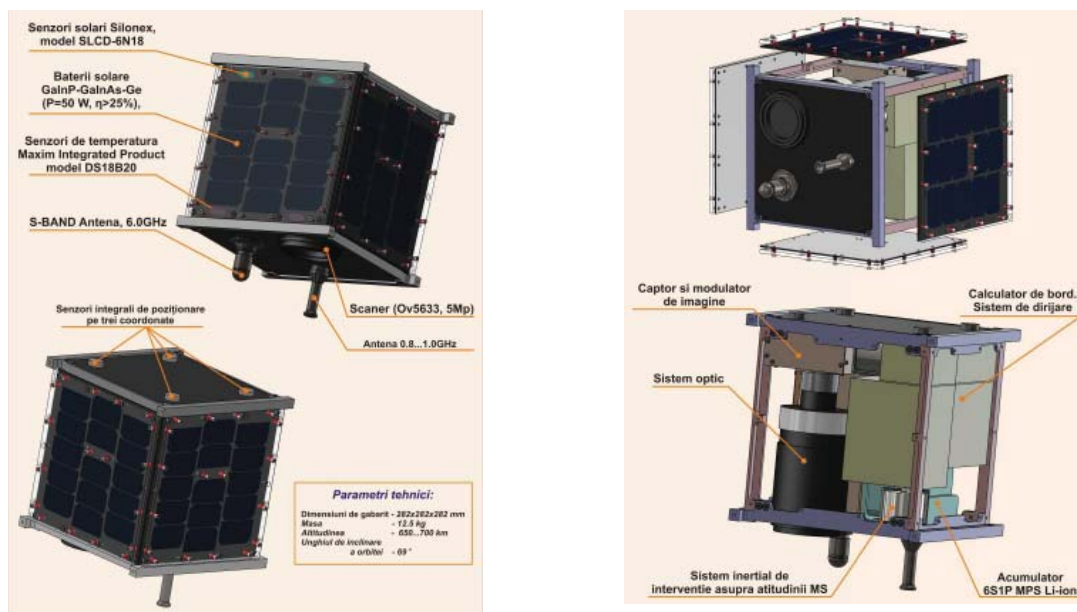


Fig. 1. Vederea generală a MS Republica Moldova

interacțiunea actoarelor cu câmpul geomagnetic al Pământului. Astfel de sisteme asigură poziționarea unghiulară cu precizie satisfăcătoare în gabarite mici, masă și buget de energie limitate [1].

În funcție de misiunea satelitelui, sistemele de orientare pot fi active sau pasive. Sistemele pasive se bazează pe orientarea sateliților în raport cu gradientele câmpurilor magnetic sau gravitațional ale Pământului, iar cele active asigură orientarea în raport cu direcția determinată de deplasare a satelitelui în spațiul inerțial. Fiind constructiv simple, cu consum redus de energie și fiabile în exploatare, aceste sisteme asigură precizie relativ joasă de orientare unghiulară a sateliților. În cazul în care precizia și operativitatea orientării sunt nesatisfăcătoare pentru realizarea obiectivelor misiunii, aceste sisteme pot fi dublate cu sisteme care asigură precizie și operativitate de re-poziționare mai sporite.

Reieșind din masa (12,5 kg) și gabaritele (285x285x285 mm) prestabilite ale MS MR, sistemul de orientare al acestuia este proiectat în baza a două metodologii de intervenție asupra poziționării, și anume:

- prin generarea momentelor de torsiune prin intermediul mecanismelor cu roți volante acționate de micromotoare de curent continuu cu turație înaltă (60.000 min⁻¹), care asigură precizia orientării estimată la 0,1 grade unghiulare;
- prin generarea cuplului de forțe bazate pe interacțiunea bobinelor de curent cu câmpul geomagnetic al Pământului (sunt mai inerte, dar constructiv mai simple).

Controlul atitudinii MS. Asupra atitudinii satelitelui în zbor pe orbită influențează o serie de

perturbații cosmice care modifică poziționarea lui în spațiu.

Imediat după lansarea în spațiu (până la intrarea pe orbită) în funcție de necoincidența punctului de aplicare a forței lansatoare cu centrul de greutate al satelitelui, acesta poate efectua, în cel mai complex caz, mișcare de deplasare cu rotire (rostogolire) în jurul a 3 axe, X_0, Y_0, Z_0 (fig. 2). Stabilizarea satelitelui în această fază din punct de vedere operațional și dinamic este foarte complicată, deoarece impune operațiuni succesive de stingere a rotirii satelitelui

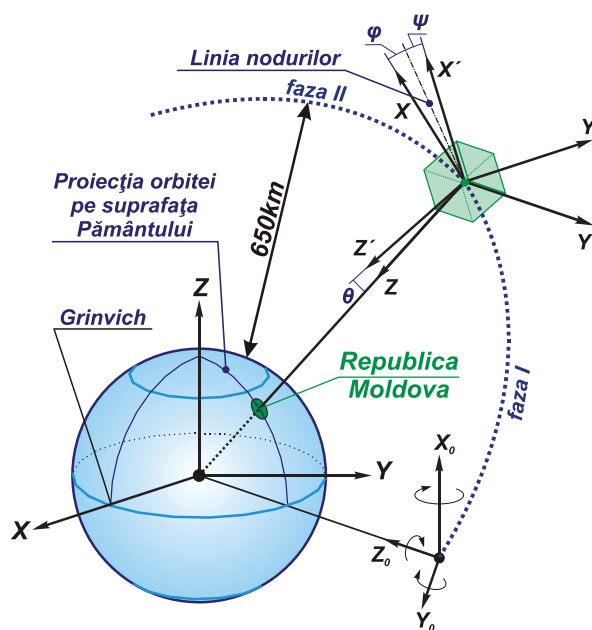


Fig. 2. Atitudinea MS în prima fază de la lansare și după intrarea pe orbită

în jurul a 3 axe. Se consideră ideal ca satelitul să intre pe orbita de zbor calculată (faza II) deja stabilizat pe toate 3 axe de coordonate [2]. În realitate, după lansare stabilizarea sateliților durează o anumită perioadă de timp aflându-se deja pe orbită. Perioada de timp necesară stabilizării depinde de perturbațiile cosmice ce influențează asupra satelitelui, de dinamica mișcărilor impuse imediat după aruncare în spațiu, precum și de operativitatea stingerii de către mecanismele de acționare a mișcărilor de rotație proprii ale satelitelui.

În timpul zborului pe orbită sateliții sunt supuși acțiunii următoarelor perturbații:

- variația forței de gravitație;
- efecte induse de radiația Solară;
- frecarea aerodinamică (la vidul de 10^{-6} bari);
- efectele magnetice provocate de deplasarea satelitelui ca dipol în magnetosferă;
- acțiunea cuplelor de forțe interne provocate de componentele de bord mobile etc.

Aceste perturbații modifică atitudinea sateliților, fapt ce necesită urmărirea în timp a poziționării lor. Aprecierea poziționării microsatelelului se propune de a fi efectuată prin unghiurile Euler ψ , φ și θ , utilizate frecvent în tehnologiile satelitare (fig. 3), și anume:

$$\begin{aligned} X &= X'(\cos\psi \cos\varphi - \sin\psi \sin\varphi \cos\theta) \\ &- Y'(\cos\psi \sin\varphi + \sin\psi \cos\varphi \cos\theta) \\ &+ Z'(\sin\psi \sin\theta); \\ Y &= X'(\sin\psi \cos\varphi + \cos\psi \cos\theta \sin\varphi) \\ &- Y'(\sin\psi \sin\varphi + \cos\psi \cos\theta \sin\varphi) \\ &- Z'(\cos\psi \sin\theta); \\ Z &= X'(\sin\theta \sin\varphi) + Y'(\sin\theta \cos\varphi) + Z'(\cos\theta). \end{aligned} \quad (1)$$

Cercetările s-au soldat cu următoarele constatări și concluzii:

1. Unghiurile Euler ψ , φ , θ definesc o poziționare univocă a MS;
2. Când ψ , θ și φ sunt egali cu zero, axele sistemelor de coordonate $oxyz$ și $ox'y'z'$ coincid, iar axa obiectivului captorului de imagini privește în țintă (nadir) (fig. 3)
3. θ – unghiul de nutație care determină fluctuația atitudinii MS în raport cu suprafața terestră supusă captării de imagini;
4. Alegerea suprafeței terestre pentru captarea imaginii se efectuează prin modificarea aleatorie a unghiurilor Euler.

S-a analizat comportamentul posibil al microsatelelului în prima fază a lansării pe orbită. S-au selectat dispozitivele satelitare de manevră necesare pentru detectarea MS imediat după intrarea pe orbită, pentru controlul, orientarea și stabilizarea atitudinii pe perioada exploatării (zborului).

De asemenea, s-a propus modelul conceptual de dirijare a sistemului de control, stabilizare și orientare a MS-RM care constă în următoarele:

1. Atitudinea evolutivă a MS se determină prin urmărirea și modificarea unghiurilor Euler: (θ , ψ , φ);
2. Manevrele de re poziționare a MS în jurul axelor X, Y, Z sunt independente (succesive sau concomitente);
3. Orientarea se consideră realizată în cazul în care axele sistemelor de coordonate fix (orbital) și mobil (satelit) sunt deplasate unghiular la anumite valori ψ , φ , θ ;
4. Rotirea MS în jurul axelor XYZ se efectuează cu roți volante dotate cu microelectromotoare;

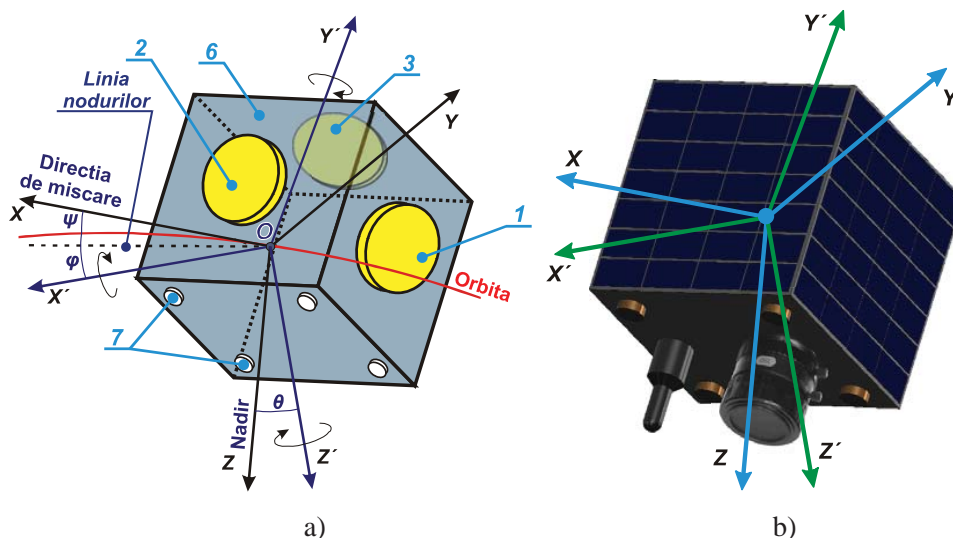


Fig. 3. Exprimarea atitudinii MS prin unghiurile Euler: ψ , φ , θ

5. Desaturarea roților volante se efectuează prin dirijarea orientării momentului gyroscopic (inclusiv magnetotorchere).

Controlul atitudinii, orientarea și stabilizarea microsatelitului pe orbită se efectuează prin interacțiunea funcțională a următoarelor componente:

- calculatorul de bord;
- traductori și mecanisme de acționare pentru controlul, stabilizarea și orientarea atitudinii microsatelitului:
- magnetomer – 1 unitate;
- traductor solar – 3 unități;
- giroscop triaxial – 1unitate;
- bobine electromagnetice pentru stingerea momentelor remanente – 3 unități.

Manevrele de stabilizare și orientare a microsatelitului. Repoziționarea microsatelitului pe orbită se efectuează prin determinarea poziției de facto (post facto) a acestuia și operarea unor manevre asupra lui prin intermediul mecanismelor de acționare de bord cu funcții duble. Exemplificăm simplificat manevrele de repoziționare a microsatelitului prin intermediul doar a roților volante (fig. 3, a).

Admitem sistemul orbital de coordonate OXYZ, în care axa OZ privește în ținta (nadir) și sistemul mobil de coordonate OX'Y'Z' legat fix cu microsatelitul (fig. 3).

Poziția microsatelitului se consideră corectă în cazul în care axele sistemelor de coordonate OXYZ și OX'Y'Z' coincid, adică axa OZ' coincide cu axa OZ, atunci axa obiectivului captorului de imagini (scannerului) privește spre țintă. În realitate, satelitul pe orbită sub acțiunea perturbațiilor cosmice (inclusiv interne, de pe bord) își modifică poziția prin rotirea sa aleatorie în jurul axelor sistemului de coordonate orbital OXYZ. Pentru orientarea microsatelitului, astfel încât axele OZ și OZ' să coincidă, se efectuează următoarele:

1. Prin intermediul traductorilor speciali instalați pe bord se determină poziția microsatelitului exprimată în unghiurile Euler: θ, ψ, φ în sistemul de referință OXYZ;

2. Manevrele de repoziționare a microsatelitului în jurul axelor X, Y, Z pot fi operate separat în regim aleatoriu sau concomitent prin acționarea mecanismelor de generare a momentelor de torsiune și de desaturare a acestora;

3. Orientarea se consideră realizată în cazul în care axele sistemelor de coordonate orbital OXYZ și mobil OX'Y'Z' se suprapun;

4. Rotirea microsatelitului în jurul axelor X, Y, Z, generalizată (simplificat) prin acționarea doar a roților volante se efectuează:

- în jurul axei OX prin acționarea roții volante 1;
- în jurul axei OY prin acționarea roții volante 2;
- în jurul axei OZ prin acționarea roții volante 3;

5. Desaturarea momentelor de torsiune active dezvoltate de roțile volante acționate cu motoare electrice de curent continuu cu frecvența de turație $n=60000 \text{ min}^{-1}$ se efectuează, spre exemplu, prin intermediul a trei bobine electromagnetice plasate coaxial cu OX, OY și OZ;

6. Procesul de stingere a momentelor de torsiune active trebuie să fie inițiat în perioada de timp de până la dezvoltarea frecvenței de turații maxime ale motoarelor electrice ($n=60000 \text{ min}^{-1}$).

Procesele de stabilizare și orientare a microsatelitului sunt complexe și depind de caracteristicile masă-gabarit ale microsatelitului, iar ca precizie – de obiectivele misiunii lui. Din aceste considerente, inițial stabilizarea și orientarea microsatelitului concret se cercetează prin mijloace de simulare. Schema generală de simulare este prezentată în fig. 11, care prevede toate fazele procesului de stabilizare și orientare a microsatelitului. Se identifică atitudinea microsatelitului, care se rotește pe orbita prestabilită la altitudinea de 650:-700 km. Dinamica microsatelitului se modelează în baza ecuațiilor Euler pentru mișcarea unui corp rigid sub influența unor momente externe. În model se vor considera doar momentele de forță generate de roți volante reactive, magnetorquer și gradientul gravitațional al Pământului. Deși microsatelitul nu este un corp rigid ideal, experiența în domeniu arată că utilizarea modelului corpului rigid ideal este o aproximare satisfăcătoare, în special pentru sateliții de mici dimensiuni. Având în vedere numai rotațiile corpului față de centrul de greutate, aceste ecuații au forma:

$$I\dot{\omega}_{ib}^b + S(\omega_{ib}^b)I\omega_{ib}^b = \tau = \sum_k \tau_k \quad (2)$$

unde I – este matricea de inerție a corpului față de centrul de masă; $\tau = [\tau_x, \tau_y, \tau_z]$ – este momentul de forță sumar; $w_{ab}^b \triangleq [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ $w_{ab}^b \triangleq [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ – sunt vitezele unghiulare ale satelitului.

Momentul de forță τ_e , care acționează o masă elementară a corpului, se datorează atât forțelor de inerție ale acestor mase, cât și forțelor externe. De regulă, momentul sumar al forțelor de inerție este egal cu zero, deci momentul de forță rezultant se datorează numai forțelor externe, care se divizează în forțe perturbante și forțe de acționare de comandă. Primele sunt cauzate de influența perturbațiilor spațiului cosmic, precum sunt rezistența aerodinamică, efectele magnetice și radiației solare, gradientului de gravitație ș.a.

Transformăm ecuația (1), având în vedere matricea diagonală a inerției corpului $I = \text{diag}\{i_{11}, i_{22}, i_{33}\}$. În consecință obținem:

$$\begin{aligned} i_{11}\dot{\omega}_1 + (i_{33} - i_{22})\omega_2\omega_3 &= \tau_x \\ i_{22}\dot{\omega}_2 + (i_{11} - i_{22})\omega_3\omega_1 &= \tau_y \\ i_{33}\dot{\omega}_3 + (i_{22} - i_{11})\omega_1\omega_2 &= \tau_z \end{aligned} \quad (3)$$

Definind momentul unghiular $h \triangleq I\omega_{ib}^b$ și asumând numai momentele de forță externe obținem:

$$\frac{dh}{dt} = \tau_e - S(\omega_{ib}^b)h \quad (4)$$

Un satelit echipat cu roți volante nu este un corp rigid în sensul că ele cauzează redistribuirea momentului între roțile reactive și corpul satelitului.

Prin urmare, în cazul utilizării roților volante, ecuațiile precedente necesită mici modificări. Pentru a ține cont de momentul unghiular al roților volante, se redefiniște momentul unghiular sumar astfel:

$$h_b = I\omega_{ib}^b + h_w h_b = I\omega_{ib}^b + h_w \quad (5)$$

unde matricea de inerție I include și masa roților volante și vectorii $h_w = [h_1, h_2, h_3]$ care prezintă momentul unghiular net datorită rotației relative a roților față de corpul satelitului.

Folosind procedura de transformare de mai sus, se obține următoarea ecuație de mișcare a satelitului:

$$I\dot{\omega}_{ib}^b + S(\omega_{ib}^b)(I\omega_{ib}^b + h_w) = \tau - \frac{dh_w}{dt} \quad (6)$$

unde dh_w/dt prezintă momentul net aplicat de către roți față de corpul satelitului, în conformitate cu legea a 3-a lui Newton, - $dh_w/dt = [\tau_{wx}, \tau_{wy}, \tau_{wz}]$ se definește momentul aplicat de corp asupra roților volante. Deci, în consecință se obține sistemul de ecuații:

$$\begin{aligned} i_{11}\dot{\omega}_1 + (i_{33} - i_{22})\omega_2\omega_3 + h_3\omega_2 - h_2\omega_3 &= \tau_x + \tau_{wx} \\ i_{22}\dot{\omega}_2 + (i_{11} - i_{33})\omega_3\omega_1 + h_1\omega_3 - h_3\omega_1 &= \tau_y + \tau_{wy} \\ i_{33}\dot{\omega}_3 + (i_{22} - i_{11})\omega_1\omega_2 + h_2\omega_1 - h_1\omega_2 &= \tau_z + \tau_{wz} \end{aligned} \quad (7)$$

Pentru a realiza modelul de exprimare a atitudinii microsatelitului, evident, trebuie să stabilim ce funcții va realiza modelul. Simularea atitudinii se efectuează după următoarea schemă: inițial satelitul se află într-o stare de rotație pe orbita dată, fiind influențat de factori externi ce duc la rotirea lui în jurul axelor sale. Pe o anumită porțiune de orbită, satelitul trebuie să capteze imaginea de pe suprafața Pământului și necesită o anumită orientare pentru a îndrepta captorul de imagini spre țintă. Coordonatele poziționării satelitului servesc ca bază pentru calculele unghiurilor de rotație în jurul celor 3 axe. În cazul când unghiurile de referință și cele curente diferă, sistemul de comandă acționează roțile volan-

te pentru a roti satelitul în poziția necesară. Pentru a minimiza erorile de poziționare s-a inclus câte un bloc de stabilizare pe fiecare axă a satelitului. În scopul analizei mai eficiente a rezultatelor simulării, în model s-au introdus diverse componente de vizualizare. Modelul a fost realizat în mediul MATLAB & Simulink. Datele inițiale de intrare în model sunt coordonatele pe fiecare axă: unghiurile de referință pentru poziționare, care se reprezintă prin trei variabile: „phi required”, „theta required” and „gama required” pe toate trei axe XYZ.

În scopul studiului atitudinii microsatelitului s-au efectuat experimente care conțin secvențe de scurtă durată pentru a observa regimul tranzitoriu de control al atitudinii, având valori constante de referință ale coordonatelor de poziționare, precum și secvențe de durată care permit monitorizarea procesului de control al atitudinii pe un interval de timp mai lung, în baza unui scenariu distinct de variere a valorilor de referință ale coordonatelor de orientare.

4. Calculatorul de bord al MS RM

Arhitectura sistemului de calcul de bord (SCB) al unui satelit este determinată de obiectivele misiunii și performanțele corespunzătoare caietului de sarcini tehnice. În cazul unui microsatelet (MS), sarcinile (SCB) sunt individualizate, printre care obligatoriu persistă: orientarea în spațiu; controlul telemetriei, alimentării cu energie, comunicația cu stațiile terestre de monitorizare. Luând în considerație experiența proiectării microsateletilor [4] și reieșind din necesitatea rezolvării obiectivelor misiunii, au fost specificate cerințele față de calculatorul de bord al satelitului care prevăd o arhitectură decentralizată de microcontrolere. Implementarea acestei arhitecturi poate fi efectuată în câteva moduri distincte.

O modalitate (cea mai simplă) constă în folosirea unui set de procesoare echivalente, i.e. de aceeași productivitate și volum de memorie. Deși în acest caz se preconizează „migrarea” funcțiilor procesoarelor (ceea ce ar facilita la maximum ridicarea fiabilității), apare necesitatea (1) elaborării unui soft aplicativ din module „mobile”, care pot migra de la un procesor pe altul și (2) elaborarea unui sistem de operare capabil să distribuie operativ resursele calculatorului de bord. Acest concept este costisitor atât din punct de vedere hard (toate procesoarele trebuie să aibă randament maxim), cât și din punct de vedere soft (care necesită un volum enorm de verificări complexe).

Un alt concept de implementare prevede „specializarea” procesoarelor pe problemele misiunii

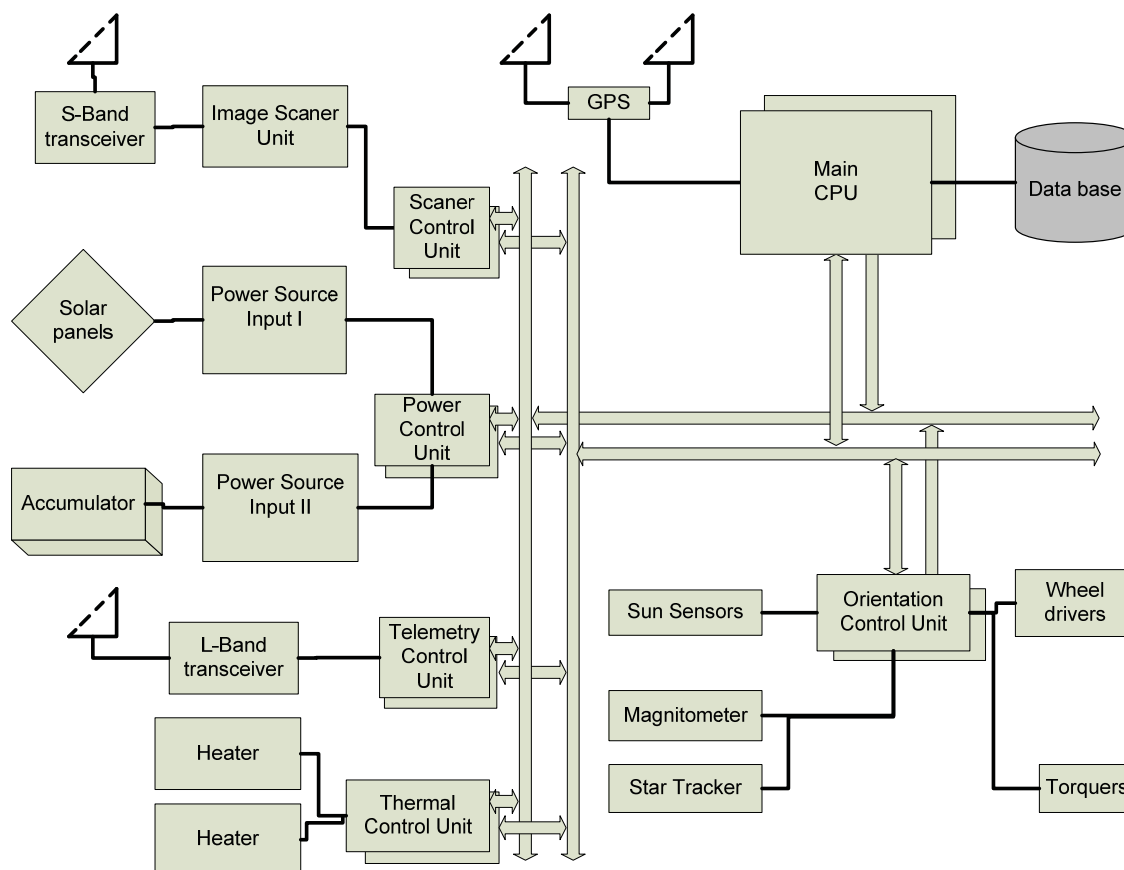


Fig. 4. Arhitectura calculatorului de bord multiprocesor

cosmice ce presupune includerea unui număr de procesoare cu diversă arhitectură, productivitate și capacitate de memorie. În cazul acesta nu se produce „migrarea” funcțiilor procesoarelor, ci „staționarea” lor, ceea ce ar diminua fiabilitatea în cazul căderii unui procesor. Totodată, specializarea procesoarelor necesită elaborarea softului aplicativ din module distribuite pe anumite procesoare și crearea unui sistem de operare de o complexitate redusă (în comparație cu varianta simplă) pentru gestionarea resurselor calculatorului de bord. Acest concept este mai puțin costisitor atât din punct de vedere hard, deoarece fiecare procesor este optimizat pentru sarcina sa, cât și din punct de vedere soft, deoarece necesită un volum mai mic de verificări complexe.

Există și o variantă arhitectonică constituită dintr-o rețea locală de microcontrolere cu unu sau cu două procesoare de productivitate înaltă, restul putând avea productivitate suficientă pentru îndeplinirea misiunii impuse. În acest caz toate microcontrolerele trebuie să fie compatibile la nivel soft. Din punct de vedere al cheltuielilor hard, va fi un cost intermediar dintre cele două variante precedente (în baza distribuției optime a sarcinilor pe procesoare), iar din punct de vedere soft – complexitatea și cos-

tul vor fi mai apropiate de prima arhitectură analizată. Astfel, calculatorul de bord poate fi optimizat în funcție de cost și fiabilitate.

În urma analizei acestor abordări s-au constatat următoarele. Calculatorul de bord centralizat este recomandat doar pentru nano-sateliți (fig. 4), cu misiune de studiu și cu o durată scurtă de viață. În restul cazurilor se recomandă calculator de bord pe bază de rețea locală de microcontrolere. Realizarea rețelei pe procesoare echivalente și cu o rețea de intra-comunicație se recomandă pentru sateliți de clasă micro și medie care au misiuni complexe și o durată lungă de activitate (de peste 10 ani). În alte cazuri este recomandată arhitectura pe procesoare cu funcții specializate.

Luând în considerație cerințele caietului de sarcini al proiectului MS RM, s-a propus o structură a rețelei locale de microcontrolere care include microcontrolerul (MCU) de bază și un set de microcontrolere auxiliare [5]. Aceste MCU realizează următoarele funcții specializate: controlul captării imaginilor, reglarea și distribuirea energiei electrice, controlul telemetriei, controlul regimului termic, controlul atitudinii, orientării și stabilizării satelitelui. La elaborarea arhitecturii calculatorului de bord cu fiabilitate maximă (pentru o durată de activitate

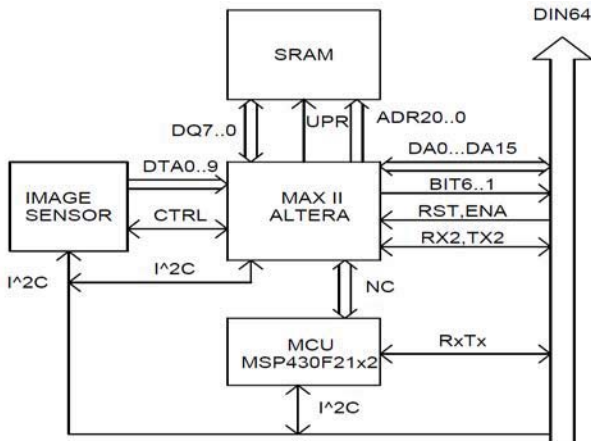


Fig. 5. Diagrama structural-funcțională a captorului

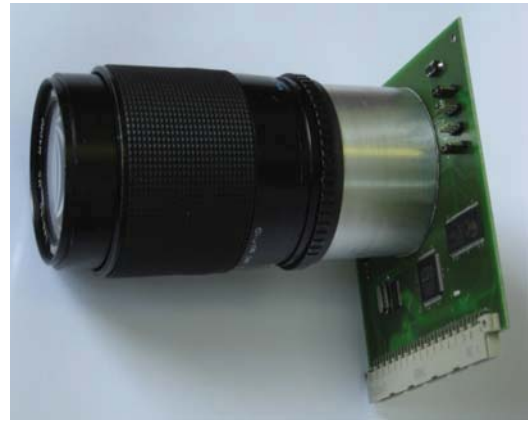


Fig. 6. Sistemul de captare a imaginilor în ansamblu cu obiectiv tip oglindă cu distanță focală mare

3-5 ani) și bazată pe procesoare ieftine fără destinație spațială, s-a decis alegerea unei familii de microcontrolere compatibile.

Un alt aspect al dezvoltării sistemului de calcul de bord constă în necesitatea de a procesa mai multe fluxuri de date concurente și controlul aplicațiilor în timp real, ceea ce poate să creeze conflicte, care la rândul său pot genera căderea întregului sistem [6].

5. Captorul de imagini al MS RM

În scopul soluționării cât mai eficiente a problemei de captare, comprimare și codare a imaginilor, fiind latura cea mai importantă a misiunii microsatelitului, a apărut necesitatea de cercetare și elaborare a modului și algoritmilor de funcționare a subsistemului dat. În urma cercetărilor și analizelor efectuate s-a propus o structură funcțională performantă pentru clasa MS (fig. 5).

Procesul de captare a imaginii se execută la comanda și sub controlul computerului de bord. S-a proiectat protocolul de interacțiune și setul de instrucțiuni dintre computerul de bord și captorul de imagini,

care sunt interpretate și executate via microcontrolerul (MCU) local cu memorie feroelectrică (FRAM) MSP430FR57xx al captorului, iar altele – via entitățile implementate în circuitul programabil PLD MAX II ALTERA. Latura distinctă a unui FRAM-microcontroler constă în toleranța la radiație.

Pentru comunicarea cu MCU-ul local sunt preconizate două canale tip RS-232: RxTx și Rx2Tx2. Ambele canale sunt accesibile via magistrala globală DIN64.

În moștra elaborată [7], în calitate de senzor al imaginilor este folosit circuitul integrat OV5633. Dintre caracteristicile acestui senzor menționăm următoarele: formatul imaginii 2592 x 1944 pixeli (px); rata frame-ului 60 fps@ 752H x 480V; rata datelor 27 Mpx/s; frecvența de tactare (master clock) 6 ... 27 MHz; dimensiunea unui pixel 1,75 μm x 1,75 μm și rolling shutter.

Captorul este configurabil și această procedură se efectuează via magistrala I2C. Instrucțiunile de configurare pot fi generate de MCU local, precum și din exterior de către calculatorul de bord.



Fig. 7. Comparația imaginilor obținute cu CANON și captorul de imagini:
a) imagine obținută cu aparat foto tip CANON; b) imagine obținută cu captorul de imagini elaborat pentru MS RM

Instrucțiunea de începere a captării imaginii, StartImageCapture, este transmisă de la CBS via dispozitivul programabil MAX II ALTERA spre senzorul de imagini IMAGE SENSOR. Primind instrucțiunea StartImageCapture, entitatea respectivă (implementată în PLD) se sincronizează în timp cu momentul începerii captării unei noi imagini, pe care o transmite și o înregistrează pixel cu pixel în memoria operativă SRAM.

S-au elaborat algoritmi și soft-ul respectiv de testare a captorului de imagini. S-au efectuat captări în scopul atestării calității imaginilor. Drept imagini de referință au fost cele captate cu un aparat de fotografiat tip CANON cu capacitatea de 7 Mpx. Imaginile obținute de la același obiect cu captorul proiectat pentru microsatelit, trunchiat la o capacitate acceptabilă, sunt comparate în baza rezoluțiilor lor: vezi fig. 7. Se observă ușor că rezoluția imaginilor captate cu captorul proiectat este de 2-3 mai calitativă. Aceasta permite a concluda că rezoluția imaginilor captate de pe orbită vor avea o rezoluție preconizată în proiect.

6. Sistemul de alimentare cu energie electrică

Alimentarea tuturor sistemelor de pe bordul satelitului va fi asigurată de sistemul de alimentare cu energie electrică. În calitate de sursă primară de energie electrică sunt folosite bateriile solare care transformă energia solară în energie electrică. Recalculând necesitățile consumatorilor de bord (de exemplu, calculatorul de bord, sistemul de captare a imaginii, sistemul de transmitere a informației spre stația terestră, sistemul de comandă a parametrilor orbitei etc.), s-a ajuns la concluzia că sistemul fotovoltaic trebuie să prezinte următoarele caracteristici: $U = (11,5 \text{--} 12) \text{ V}$, $I = (1,2 \text{--} 2) \text{ A}$.

Reieșind din constrângerile de dimensiuni, posibilitățile de gabarite existente pe carcasa satelitului elaborat și din analiza caracteristicilor celulelor fotovoltaice acceptabile pentru aplicații spațiale existente la moment, s-a ajuns la concluzia că optimele sunt celulele fotovoltaice GaInP-GaInAs-Ge cu randament de peste 28%. În urma analizei produselor de celule fotovoltaice, s-au decis celulele solare de mari dimensiuni de tipul SPECTROLAB UTJ cu o eficiență medie de 28,3%. Celulele fotovoltaice alese de noi pentru montajul panourilor fotovoltaice sunt 28,3 % Ultra Triple Junction (UTJ) Solar Cells fabricate de Spectrolab of Boeing Company. Celulele solare sunt proiectate pentru utilizarea în condiții spațiale cu rezistență înaltă la radiație.

S-a propus ca panourile solare să fie montate pe substrat PCB cu un strat intermediar de polimide

(Kapton) – tehnologie aprobată în sateliții de tip CubeSat – și vor asigura funcționarea în domeniul de temperaturi de la -40°C la $+60^\circ \text{C}$. Această caracteristică este garantată de tehnologia care presupune montajul panourilor pe un strat de aluminiu, material care face față cerințelor de pe bordul navelor spațiale, cum ar fi gradientele de temperatură și diferențele coeficienților termici de dilatare între panou și structura. S-a calculat grosimea substratului, care este de 1,6 mm.

În calitate de soluție practică de baterii solare s-a propus asamblarea a patru carcase (pe cele patru fețe laterale ale satelitului) cu dimensiuni de 25x25 cm. Fiecare carcasă va prezenta 15 celule fotovoltaice: trei linii conectate în paralel, iar fiecare linie prezintă cinci celule fotovoltaice conectate în serie. S-a elaborat structura carcasei unui panou. Pentru fiecare panou obținem următoarele caracteristici: $U = 11,5 \text{ V}$, $I = 1,38 \text{ A}$, $P = 15,8 \text{ W}$, $m_s < 0,350 \text{ kg}$.

Având ca date inițiale consumul de energie electrică, s-a elaborat schema circuitelor sistemului de alimentare. **Convertorul de încărcare** este un convertor de ridicare a tensiunii, tensiunea maximală de ieșire a căruia va coincide cu tensiunea maximală a acumulatorilor încărcate. Astfel, s-a realizat încă o metodă de protecție a acumulatorilor la supraîncărcare. În caz de necesitate circuitul de încărcare poate fi întrerupt sau convertoarele pot fi trecute în regim standby. Condensatoarele de intrare ale convertorului reduc curentul de vârf de la sursa de intrare. Pentru surse cu impedanță internă înaltă, precum în cazul nostru, sunt necesare capacități mari a condensatoarelor de intrare. Pentru o funcționare normală, capacitățile condensatoarelor de intrare trebuie să fie nu mai mici decât capacitățile condensatoarelor de ieșire. În paralel cu condensatoarele electrolitice de intrare și ieșire este necesară conectarea unor condensatoare de ceramică pentru șuntarea componentelor de înaltă frecvență cu capacitățile nu mai mici de $1 \mu\text{F}$. Alegem un condensator de tipul C2012X7R1E105K.

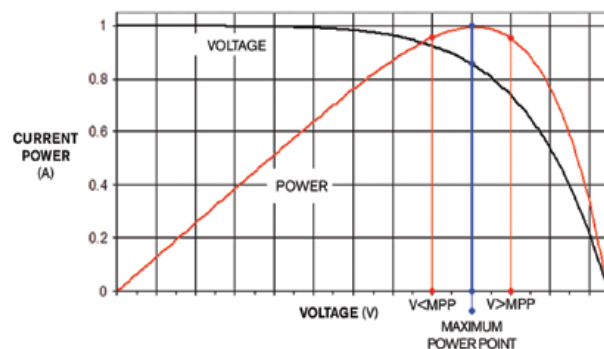


Fig. 8. Caracteristica de sarcină a bateriilor solare

MPPT. Puterea electrică utilă generată de bateriile solare depinde de insolație și temperatură. Lucrul în orice punct al caracteristicii în afară de punctul de putere maximă duce la scăderea eficacității panourilor fotovoltaice și la pierderea de energie utilă primită. Deci, controlul punctului de putere maximă în sistemele fotovoltaice contemporane de alimentare cu energie electrică este o funcție necesară, fiindcă aceasta poate majora eficacitatea sursei cu 30 % și mai mult. Datorită simplității, cel mai utilizat algoritm de determinare a punctului de putere maximală este introducerea unei perturbații și analiza reacției. Pentru aceasta periodic se introduc schimbări sau se modulează tensiunea de ieșire a panourilor solare, se calculează sau se observă valoarea curentă a puterii obținute și se utilizează ca reacție dependența între modularea sarcinii și puterea calculată pentru a găsi punctul de putere maximă de pe caracteristica statică a panourilor (vezi figura 9).

Acest algoritm se află la baza schemei de determinare și urmărire a punctului de putere maximă (MPPT – Maximum Power Point Tracker), care lucrează ca o reacție în funcție de puterea calculată fără a utiliza circuite complicate de înmulțire algebrică. Ideea constă în utilizarea caracteristicii exponențiale a joncțiunii tranzistorului, deoarece suma logaritmilor matematic este echivalentă cu înmulțirea.

7. Elaborarea Simulatorului pentru cercetarea atitudinii și dinamicii MS - RM

Cerințele constructiv-cinematice și tehnologice impuse structurii constructive a Simulatorului trebuie să satisfacă următoarele:

- Să asigure microsatelitului 3 grade de mobilitate și anume, rotirea în jurul a 3 axe în raport cu sistemul imobil de coordonate OXZY (fig. 3, a);
- Să asigure re poziționarea microsatelitului cu transmiterea din exterior a mișcărilor de rotire în jurul axelor OX, OY, OZ, în regim aleatoriu;
- Să asigure balansarea microsatelitului pe axele OX, OY, OZ astfel încât centrul de greutate al maselor tuturor componentelor de bord să coincidă cu originea sistemelor mobil OX'Y'Z' și imobil OXYZ de coordonate (în acest caz momentele de torsiune în jurul celor 3 axe sunt egale);
- Să asigure rotirea interdependentă a microsatelitului în jurul axelor OX și OY la unghiul de precesie $\varphi=32^\circ$ și rotirea independentă în jurul axei OZ' la unghiul 360° .
- Mecanismele de acționare să asigure exercitarea improvizată asupra microsatelitului a stărilor cinematice cu caracter dinamic în mișcarea sa sfero-spațială cu un punct fix plasat în originea sistemelor mobil OX'Y'Z' și imobil OXYZ de coordonate;
- Să asigure cercetarea atitudinii și dinamicii

microsatelitului în condiții de vid de până la 10^{-6} bari (12 μ m Hg).

La elaborarea Simulatorului s-au luat în considerație parametrii constructivi și metodele de control, orientare și stabilizare a microsatelitului [9].

Structura constructiv-cinematică a simulatorului. În corespundere cu cerințele constructiv-cinematice, funcționale și tehnologice expuse anterior, a fost elaborată construcția Simulatorului prezentat în fig. 9.

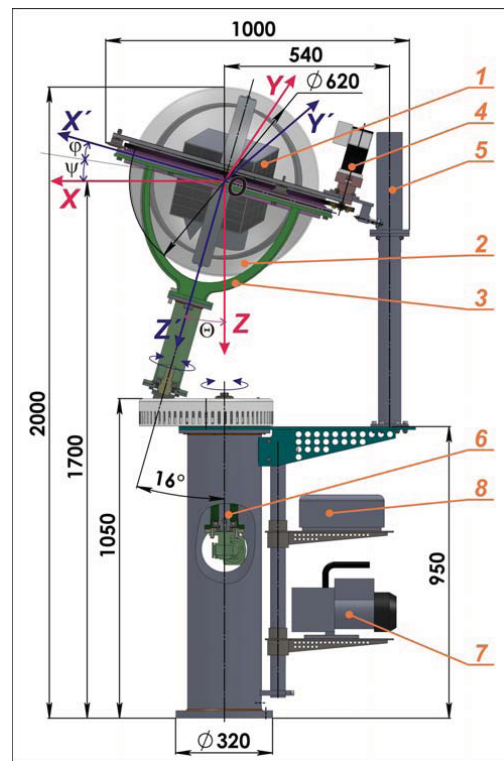


Fig. 9. Structura constructiv-cinematică a Simulatorului **oxyz** – sistemul fix de coordonate (orbital); **ox' y' z'** – sistemul mobil de coordonate legat cu microsatelitul

Construcția Simulatorului include următoarele noduri constructive:

1. Microsatelitul (gabaritele 285x285x285 mm și masa 12,5 kg);
2. Lăcașul port-microsatelit;
3. Carcasa spațială de instalare a lăcașului port-microsatelit;
4. Mecanismul de rotire a microsatelitului în jurul axei OZ';
5. Mecanismul de restricționare a rotirii microsatelitului în jurul axei OZ';
6. Mecanismul de acționare pentru modificarea atitudinii microsatelitului în raport cu planul OXY (rotire în jurul axelor OX și OY);
7. Pompa de vidare;
8. Blocul de comandă.
9. Blocul de comandă.

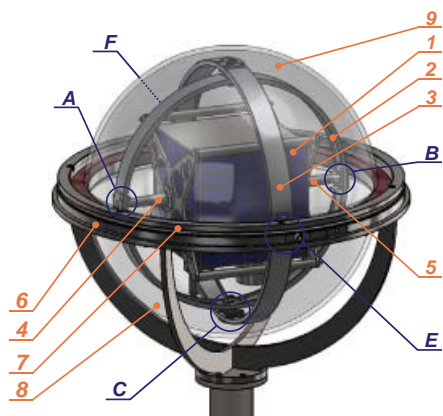


Fig. 10. Lăcașul port-microsatelit

Lăcașul port-microsatelit cu 3 grade de mobilitate cu mișcare sfero-spațială cu un punct fix. Pentru a realiza obiectivele cercetării atitudinii și dinamicii microsatelitului supus acțiunii perturbațiilor existente pe orbita zborului este necesar ca Simulatorul să asigure rotirea Microsatelitului în jurul axelor OX, OY și OZ. Această condiție este asigurată prin montarea microsatelitului 1 (fig.10) într-un giroscop extern constituit din două inele 2 și 3 unite între ele prin intermediul nodurilor cu rulmenți A, B și C, D plasate reciproc perpendicular.

Astfel, construcția lăcașului port-satelit permite microsatelitului să se rotească în jurul a 3 axe OX, OY și OZ a sistemului imobil de coordonate OXYZ având originea suprapusă cu cea a sistemului mobil de coordonate OX'Y'Z'. Plasarea componentelor în interiorul microsatelitului se efectuează astfel încât centrul maselor acestora să coincidă cu originea

sistemelor mobil OX'Y'Z' și imobil de coordonate OXYZ.

Modificarea poziționării (atitudinii) microsatelitului în raport cu lăcașul port-satelit se efectuează din exterior prin intermediul mecanismului de rotire 4 (fig. 9) și a mecanismului de acționare 6 de modificare a poziționării microsatelitului în jurul axelor OX și OY.

Algoritmul de comandă al sistemului de control, orientare și stabilizare a microsatelitului montat în Simulator.

Pentru cercetarea cinematicii, dinamicii și operativității modificării atitudinii microsatelitului [10, 11], mecanismele de acționare ale simulatorului sunt dirijate prin utilizarea Softului operațional prezentat în fig11.

Repoziționarea microsatelitului montat în Simulator constă în manevre operate (succesiv sau concomitent) de mecanismele de acționare ale Simulatorului (rotirea în jurul axelor OX, OY și OZ), în conformitate cu poziția reală a acestuia determinată prin valorile unghiurilor Euler.

În fig. 12 este prezentată vederea generală a Simulatorului fabricat la Uzina TOPAZ în conformitate cu documentația tehnică elaborată la UTM.

Cercetările științifice consacrate elaborării MS RM sunt complexe, interdisciplinare și la intersecția de domenii. În procesul de cercetare-dezvoltare sunt antrenați cercetători din domeniile electronică, mecanică fină, energetică, informatică etc.

La realizarea obiectivelor proiectului, de rând cu autorii lucrării au contribuit dr. hab. E.Guțuleac, dr. hab. V. Dulgheru, dr. A. Sochireanu, dr. Gh. So-

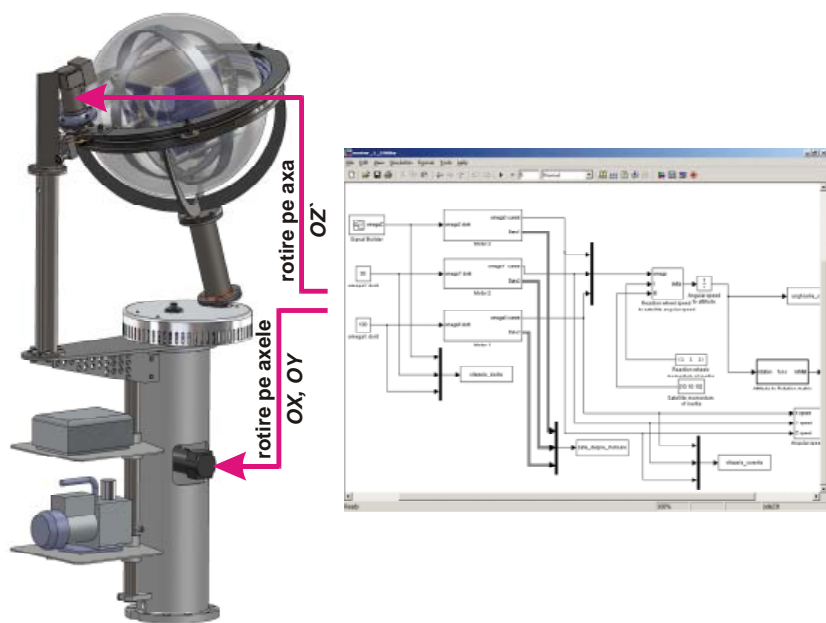


Fig. 11. Bloc-schemă de comandă a Simulatorului

rochin, T. Șestacov, dr. V. Brînzar, dr. V. Bostan, M. Vladov, dr. Zasavițchi, Iu. Costin, R. Ciobanu, O. Ciobanu, N. Trifan, V. Gladîș, S. Gherțescu, S. Gangan, S. Grițcov, V. Pocotilenco, S. Tincovan și alții, de asemenea studenții I. Zarea, R. Nicu, V. Popa, A. Nicoară, I. Marta, L. Rotaru, V. Ungurean, în total peste 75 de studenți, masteranzi și doctoranzi.

8. Concluzii

Deși programul este într-un stadiu incipient, au fost obținute o serie de rezultate promițătoare pentru punerea în aplicare cu succes a acestui program. Pe lângă importanța socio-economică, prezentul program contribuie la atragerea tinerilor studenți, masteranzi și doctoranzi în cercetare-inovare în domeniul tehnologiilor ultramoderne. Sperăm că acest program instructiv-educativ va contribui la dezvoltarea competențelor profesionale ale tinerilor cercetători; va asigura dezvoltarea cooperării între știință și sfera industrială, va spori interesul de creativitate a tineretului studios și va constitui o platformă pentru noi domenii științifico-tehnice interdisciplinare.

Realizarea cu succes a Programului de cercetare – proiectare – fabricare – testare – lansare a MS RM va contribui la sporirea imaginii Republicii Moldova la scara internațională.

Bibliografie

1. *Opyt razrabotki, sozdaniya i ekspluatatsii magnitnyh sistem orientatsii malyh sputnikov.*



Nicolae Coțofan. *Farfurie decorativă. Șamotă pictată*,
Ø - 510 mm, 1984
(din fondurile Muzeului Național de Artă)

M.Yu. Ovchinnikov, V.I. Pen'kov, I.I. Kiryushkin, R.B. Nemuchinskij, A.A. Il'in, E.E. Noxrina. Preprint IPM im. M.V. Keldysha RAN, Moskva, 32 p.

2. Bostan Ion, Vladov M., Dulgheru V., Mardare I., Blaja V., Bodean Gh., Secieru N., Sidorencu V., Andronic S., Ghincul O. „*Moldavian Microsatellite*” – *aerospatial project launched at the Technical University of Moldova*. – In: *Wissenschaftliches Kommunikations und Sicherheitskolloquium*, Aachen 2009, pp. 161-177.

3. Vincent E. Pisacane and Robert C Moore, *Fundamentals of Space Science*, Oxford University Press, 1994, 761 p.

4. Angelo Miele, Aldo Frediani, *Advanced Design Problems in Aerospace Engineering*, Vol.1. - N.Y.: Kluwer Academic Publishers, 2004, 191 p.

5. Guțuleac E., Secieru N. *Modele Petri ale calculatorului multiprocessor de bord al microsatelitelui*. Proceedings of the 3rd International Conference on Telecommunications, Electronics, and Informatics, May 2010, Vol. 1, pp. 425-432. ISBN 978-9975-45-135-2.

6. Nicolae Secieru, Emilian Guțuleac, Roman Nicu. *Verificarea funcțională a Sistemului multiprocessor de bord al Satelitelui*. – In: 6th International Conference on Microelectronics and Computer Science, Chișinău, Republic of Moldova, October 1-3, 2009, pp. 376-379.

7. Șestacov T., Sorokin Gh., Costin Iu., Bodean, G. *Proiectarea sistemului de captare a imaginilor al microsatelitelui universitar SATUM*. Proceedings of the 3rd International Conference on Telecommunications, Electronics, and Informatics, May 2010, Vol. 1, pp. 399-404. ISBN 978-9975-45-135-2.

8. *Elaborarea sistemului operațional și cercetarea atitudinii și dinamicii satelitelui în condiții de vid*. Raport anual, AȘM, coordonator Program de Stat acad. Ion Bostan.

9. Secieru N., Guțuleac E. *Strategii de emulare pentru dezvoltarea concomitentă a hardului și softului pentru microsatelit*. Proceedings of the 3rd International Conference on Telecommunications, Electronics, and Informatics, May 2010, Vol. 1, pp. 433-438. ISBN 978-9975-45-135-2.

10. V. Bostan, I. Zarea, A. Nicoară, R. Melnic, *A modular approach to designing satellite simulations*, 7th International Conference on Microelectronics and Computer Science, Chișinău, Republic of Moldova, September 22-24, 2011.

11. *Sistem informațional pentru simularea controlului atitudinii MS Republica Moldova*. Teză de licență I. Zarea, conducător științific PhD V. Bostan, 2012, UTM.