

**UNIVERSITATEA NAȚIONALĂ DE ȘTIINȚĂ ȘI TEHNOLOGIE
POLITEHNICA BUCUREȘTI
ȘCOALA DOCTORALĂ DE INGINERIE AEROSPAȚIALĂ**

TEZĂ DE DOCTORAT

**DINAMICA ȘI CONTROLUL DGCMG, CU APLICAȚII LA
STABILIZAREA ATITUDINII SATELIȚILOR**

**DGCMG DYNAMICS AND CONTROL WITH APPLICATIONS TO
SATELLITE ATTITUDE STABILIZATION**

REZUMAT

**CONDUCĂTOR ȘTIINȚIFIC:
Prof.Univ.Dr.Ing.Romulus LUNGU**

**DOCTORAND:
Ing.Nicoleta Claudia EFRIM**

2023

Cuvinte-cheie:

- Giroscop
- Satelit
- Dinamica
- CMG
- Actuator
- Senzor
- Rotor
- Clustere
- Atitudine

CUPRINS

INTRODUCERE.....	5
1. DINAMICA ȘI CONTROLUL DGMSCMG.....	9
1.1. Ecuațiile de mișcare ale rotorului giroscopic liber cu lagăre magnetice (AMB-ROTOR)..	9
1.2. Modelul dinamic neliniar al CMG cu două cadre și rotor giroscopic în suspensie magnetică (DGMSCMG).....	12
1.2.1. Modelul dinamic al rotației giroscopului în suspensie magnetică(AMB-ROTOR).	12
1.2.2. Modelul dinamic al cadrului interior.....	16
1.2.3. Modelul dinamic al cadrului exterior.....	18
1.3. Modelul dinamic neliniar al DGMSCMG exprimat sub forma ecuațiilor de stare.....	19
1.4. Determinarea gradului relativ al modelului dinamic neliniar al DGMSCMG pentru fiecare componentă a vectorului de ieșire.....	23
1.5. Controlul dinamicii DGMSCMG folosind conceptul inversării dinamice.....	28
1.5.1. Controlul modelului neliniar al mișcărilor de translație și de rotație cuplate ale DGMSCMG.....	28
1.5.2. Controlul modelelor neliniare decuplate ale mișcărilor de translație și de rotație ale DGMSCMG.....	29
1.5.3. Controlul adaptiv al dinamicii rotorului giroscopic.....	37
1.5.4. Controlul adaptiv al dinamicii rotorului giroscopic și al vitezelor unghiulare ale cadrelor giroscopice.....	45
2. CONTROLUL ATITUDINII SATELIȚILOR FOLOSIND ACTUATOARE CU DGMSCMG-URI.....	57
2.1. Modelarea dinamicii DGMSCMG și a dinamicii satelitului.....	57
2.1.1. Structura și ecuațiile unui sistem de control al rotorului giroscopic cu lagăre magnetice.....	57
2.1.2. Modelul dinamic al rotorului giroscopic.....	60
2.1.3. Modelul dinamic al cadrului interior.....	63
2.1.4. Modelul dinamic al cadrului exterior.....	65
2.1.5. Modelul dinamic al bazei (satelitului).....	66
2.1.6. Proiectarea servosistemelor liniare pentru acționarea cadrelor giroscopice.....	70
2.2. Controlul atitudinii sateliților.....	73
2.2.1. Determinarea atitudinii sateliților.....	73
2.2.2. Controlul atitudinii sateliților folosind actuator cu $N=1$ DGMSCMG.....	79
2.2.3. Proiectarea controllerului de atitudine.....	85

3. CONTROLUL ATITUDINII SATELIȚILOR FOLOSIND ACTUATOARE CU N-DGMSCMG-URI.....	109
3.1. Dinamica actuatorului cu $N=2$ DGMSCMG-uri în configurație paralelă.....	109
3.2. Dinamica actuatorului cu $N=2$ DGMSCMG-uri în configurație ortogonală.....	119
3.3. Dinamica actuatorului cu $N=3$ DGMSCMG-uri în configurație ortogonală.....	122
3.4. Controlul atitudinii satelitului folosind un controller de tip P.D. și actuator cu N DGMSCMG-uri.....	134
4. CONTROLUL ATITUDINII SATELIȚILOR FOLOSIND ACTUATOARE CU DGVSCMG-URI.....	161
4.1. Dinamica satelitului folosind un DGVSCMG.....	161
4.2. Dinamica satelitului folosind actuatore formate din $N=2$ DGVSCMG-uri.....	165
4.2.1. Actuator format din două DGVSCMG-uri în configurație paralelă.....	165
4.2.2. Actuator format din două DGVSCMG-uri în configurație ortogonală.....	166
4.3. Dinamica satelitului folosind actuatore formate din $N=3$ DGVSCMG-uri în configurație ortogonală.....	168
4.4. Controlul automat al atitudinii folosind N DGVSCMG-uri, cu model de referință și controller de tip P.D.....	171
5. CONCLUZII ȘI CONTRIBUȚII.....	207
ANEXE.....	213
BIBLIOGRAFIE.....	253

INTRODUCERE

Pentru efectuarea diferitelor misiuni ale sateliților, o problemă esențială o constituie controlul atitudinii sateliților, care a fost abordată în multe lucrări de specialitate, dintre care menționăm următoarele: [2], [5], [10], [24], [26], [28], [29], [35], [36], [38], [49], [59], [62], [64], [68], [69], [71], [74], [77], [79], [80], [81], [90], [92], [98], [100], [101], [102], [103], [104], [105], [106], [107].

Ca subsisteme indispensabile ale sistemelor de control al atitudinii sateliților, CMG-urile au un rol esențial ca actuatori. Acestea pot fi clasificate în două categorii: cu giroscopie cu lagăre mecanice clasice și cu giroscopie în suspensie magnetică (MSCMG). MSCMG-urile, comparativ cu CMG-urile cu lagăre mecanice, au avantajul că momentele de frecare sunt nule, fiind eliminată astfel lubrifiția, zgomotele și vibrațiile [40], [89], [70].

Din punct de vedere al numărului gradelor de libertate, CMG-urile sunt single-gimbal (SGCMG) sau double-gimbal (DGCMG). Comparativ cu SGCMG-urile, DGCMG-urile generează două cupluri giroscopice reducând astfel volumul ocupat pe satelit.

Actuatorii cu SGCMG-uri au diferite structuri, dintre care amintim clusterelor piramidale [26], [36], [39], [40], [49], [59], [64], [67], [73], [100], [102], [103].

DGMSCMG încorporează avantajele lagărelor magnetice cu cele de a avea două cadre. Dintre lucrările care abordează subiecte legate de DGMSCMG-uri și de utilizarea lor ca actuatori giroscopice menționăm: [1], [3], [7], [10], [14], [15], [17], [23], [28], [34], [42], [44], [45], [47], [48], [53], [57], [58], [61], [62], [69], [70], [74], [75], [76], [78], [79], [80], [81], [84], [86], [88], [89], [90], [91], [94], [99], [105], [106], [107].

Construcția AMB-Rotorului (rotorul cu lagăre magnetice, active magnetizing bearing) permite decuplarea dinamică de translație a rotorului de dinamicile rotațiilor rotorului și cadrelor giroscopice [14], [34], [99], pentru acestea fiind necesare observare neliniare [10], [72], [86], [89].

O problemă importantă în literatura de specialitate este aceea a controlului vibrațiilor [1], [3], [34], [84].

O altă problemă abordată în literatură este aceea a proiectării servosistemelor pentru acționarea cadrelor giroscopice [22], [23].

Pentru evitarea singularităților folosind conceptul de ”mişcare nulă”, fără controlul energiei stocate, s-au propus și studiat structuri de actuatori cu $N=2$ DGMSCMG-uri în configurație paralelă [78], [94] sau cu $N=3$ DGMSCMG-uri în configurație ortogonală [107]. De asemenea, pentru evitarea singularităților folosind ”mişcarea nulă”, cu controlul energiei stocate, după modelul clusterelor piramidale cu SGCMG-uri [49], [59], s-au propus și studiat structuri de control automat al

atitudinii sateliților prin modificarea vitezelor unghiulare ale cadrelor girsocopice ale DGMSCMG, cât și a vitezelor de rotație proprie ale giroscopelor [75], [81].

Legile folosite pentru controlul componentelor dinamice al DGMSCMG sunt de tip P.I., P.D., P.I.D., optimale (bazate pe criteriile H_2 , H_∞ , H_2/H_∞) sau adaptive [70], [84], [89], [99].

În [106], folosind un controller de atitudine de tip P.D., controlul dinamicii rotorului giroscopic al actuatorului și senzorului de tip DGMSCMG este de tip P.; modelele dinamice ale rotoarelor giroscopice suspendate magnetic nu iau în considerație interacțiunile cu cadrele giroscopice și, de aceea, controlul atitudinii satelitului nu este suficient de precis.

În primul capitol se prezintă deducerea modelelor neliniare ale dinamicilor de translație și de rotație ale AMB-Rotorului, fără a lua în considerație interacțiunile cu cadrele giroscopice, apoi deducerea modelelor neliniare ale rotațiilor AMB-Rotorului și ale cadrelor giroscopice luând în considerație interacțiunile rotor-cadre giroscopice. În final se obțin modele dinamice exprimate sub forma ecuațiilor de stare, în care vectorii de intrare au drept componente curenții aplicați bobinelor de corecție ale lagărelor magnetice și curenții aplicați motoarelor servosistemelor pentru acționarea cadrelor giroscopice. Se determină gradele relative ale componentelor vectorului de ieșire al modelului neliniar al DGMSCMG, în final rezultând ecuația diferențială matriceal-vectorială de ordinul doi a vectorului de ieșire, având drept componente unghiurile de rotație ale AMB-Rotorului și ale cadrelor giroscopice. S-a folosit teoria geometriei diferențiale pentru calculul matricelor modelului neliniar. Apoi, prin inversare dinamică, se obține vectorul de comandă al modelului DGMSCMG ca funcție de vectorul de stare și vectorul de pseudocomandă.

Se decuplează modelul dinamicii translației rotorului de dinamica rotației sale și de dinamica rotației cadrelor giroscopice.

Se prezintă proiectarea unui sistem de control al DGMSCMG constituit din două subsisteme: unul pentru controlul deplasărilor liniare ale AMB-Rotorului și unul pentru controlul deviațiilor sale unghiulare și a unghiurilor de rotație ale cadrelor giroscopice. Folosind modelul Simulink construit în lucrare, se reprezintă grafic evoluția în timp a respectivelor variabile liniare și unghiulare.

Se proiectează structurile de control adaptiv, bazat pe conceptul inversării dinamice și a rețelelor neuronale, pentru: dinamica translației AMB-Rotorului, dinamica rotațiilor (deviațiilor unghiulare) ale AMB-Rotorului și dinamica rotațiilor cadrelor giroscopice. Pentru toate cele trei structuri de control adaptiv, se concep modele Simulink și se reprezintă grafic evoluția variabilelor sistemului de control al atitudinii satelitului (SCAS). Aceste caracteristici dinamice sunt rapide, au suprareglaje și erori staționare mici, ceea ce evidențiază faptul că structurile de control adaptiv bazate pe conceptul inversării dinamice și a rețelelor neuronale oferă indicatori de calitate superiori structurilor de control cu legi de conducere convenționale.

În capitolul 2 se prezintă structura și ecuațiile unui sistem de control automat al AMB-Rotorului, precum și modele dinamice ale rotorului, cadrului interior și al cadrului exterior al actuatorului de tip DGMSCMG amplasat pe o bază mobilă (satelit). De asemenea, se prezintă proiectarea servosistemelor liniare pentru controlul vitezelor unghiulare ale cadrelor giroscopice. În continuare sunt prezentate elemente de calcul cu privire la atitudinea sateliților folosind teoria quaternionilor.

Atitudinea satelitului este controlată cu un controller P.D. proiectat pe baza funcțiilor Lyapunov, actuator DGMSCMG1 și senzor DGMSCMG2. Se folosește mai întâi o lege de tip P. pentru controlul dinamicii AMB-Rotorului și servosisteme liniare pentru controlul vitezelor unghiulare ale cadrelor giroscopice, apoi modele neliniare pentru servosisteme și pentru dinamica AMB-Rotorului, atât pentru actuator cât și pentru senzor. Pentru ambele variante se elaborează modele Simulink și se trasează caracteristicile dinamice ale SCAS. În a doua variantă (cu modele neliniare), caracteristicile dinamice au suprareglaje mai mici, sunt mai lent variabile și cu erori staționare mai mici.

În capitolul 3 se elaborează modele dinamice pentru interacțiunea actuator-satelit și pentru actuator constituit din $N=2$ DGMSCMG-uri dispuse în configurație paralelă și, respectiv, ortogonală, precum și pentru senzorii aferenți. De asemenea, se elaborează modele dinamice pentru interacțiunea actuator-satelit și pentru actuatorul constituit din $N=3$ DGMSCMG-uri dispuse în configurație ortogonală, precum și pentru senzorul aferent. Pentru acestea se construiesc modele Matlab/Simulink.

Se proiectează un SCAS cu actuatore constituite din $N=2$ și $N=3$ DGMSCMG-uri și câte un senzor de tip DGMSCMG și cu modelele Simulink construite, se trasează caracteristicile dinamice.

În capitolul 4 se elaborează probleme legate de dinamica și controlul atitudinii sateliților folosind actuatore constituite din N DGVSCMG-uri. Se deduce modelul dinamic al atitudinii S cu actuator constituit din $N=1$ DGVSCMG amplasat astfel încât planul cadrului său exterior să fie situat în planul orbitei eliptice a satelitului neperturbat. Se deduce ecuația dinamicii interacțiunii actuator-satelit. Apoi, se abordează aceeași problemă pentru actuatore formate din $N=2$ DGVSCMG-uri în dispunere paralelă și, respectiv, rectangulară. Se abordează, de asemenea, controlul atitudinii S cu actuator format din $N=3$ DGVSCMG-uri.

Se proiectează un sistem de control al atitudinii satelitului, cu model de referință și controller de tip P.D. folosind teoria funcțiilor Lyapunov fără controlul energiei stocate a rotorului giroscopic, cu controlul energiei stocate, precum și cu egalizarea vitezelor unghiulare ale rotoarelor giroscopice, folosind actuatore cu $N=1$, $N=2$ și $N=3$ DGVSCMG. Și în acest caz, cu modelele Simulink construite se trasează caracteristicile de timp.

Fundamentarea științifică și elaborarea tezei de doctorat ar fi fost imposibilă fără sprijinul, ajutorul și îndrumarea unor oameni deosebiți, care, prin dăruire și înalt grad de profesionalism, au contribuit la formarea mea ca și cercetător, însuflându-mi curajul de a ajunge cât mai departe.

În primul rând, doresc să îi mulțumesc coordonatorului meu științific, Domnului Prof. Univ. Dr. Ing. Romulus LUNGU, pentru răbdarea și înțelegerea deplină, profesionalismul și sprijinul permanent, sfaturile și ideile oferite cu generozitate pe întreaga perioadă de cercetare științifică în decursul realizării stagiului doctoral, contribuind astfel la formarea mea profesională și personală și, nu în ultimul rând, pentru nemărginita noblețe sufletească care îl caracterizează.

Cu deosebită considerație aduc mulțumiri Domnului Prof. Univ. Dr. Ing. Mihai LUNGU pentru sprijinul acordat, ajutorul permanent, înțelegerea de care a dat dovadă, încrederea totală, îndrumările și sfaturile primite pe tot parcursul elaborării tezei de doctorat.

Îmi exprim întreaga recunoștință și profundul respect pentru toate cadrele didactice din Colectivul de Inginerie Aerospațială de la Universitatea din Craiova, pentru sprijinul profesional și moral, pentru colaborarea deschisă și sinceră.

În mod deosebit vreau să mulțumesc familiei mele pentru dragostea infinită și încurajările oferite permanent. În primul rând, doresc să îi mulțumesc în mod special mamei mele pentru implicarea și sprijinul acordat și care întotdeauna a subliniat importanța unei bune educații. De asemenea, vreau să îi mulțumesc soțului meu care m-a sprijinit pe toată perioada studiilor doctorale, pentru suportul moral și pentru înțelegerea oferită permanent pe tot parcursul acestor ani.

Ing. Nicoleta Claudia EFRIM

CAPITOLUL 1

DINAMICA ȘI CONTROLUL AUTOMAT AL DGMSCMG

1.1. ECUAȚIILE DE MIȘCARE ALE ROTORULUI GIROSCOPIC LIBER CU LAGĂRE MAGNETICE (AMB-ROTOR)

Comparativ cu lagărele clasice, lagărele magnetice pentru rotoarele de mare turație au avantajul că au frecări mici, fără a necesita lubrificație.

Modelul mecanic al unui CMG cu un cadru cu giroscop în suspensie magnetică (cu lagăre magnetice), Active Magnetic Bearing (AMB-rotor) este prezentat în fig.1.1[70]. Pe fiecare semiax al statorului giroscopic (neprezentat în figură) sunt dispuse patru bobine, câte două înseriate.

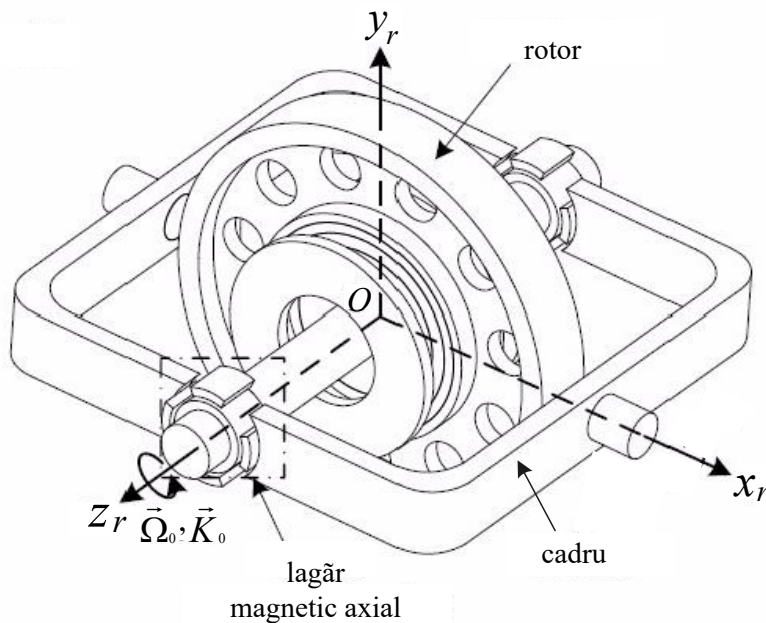


Fig.1.1. CMG cu un cadru, cu giroscop cu lagăr magnetic

În fig.1.2 sunt prezentate forțele și momentele aplicate rotorului giroscopic, iar cu a și b s-au notat respectiv semiaxul din stânga și cel din dreapta ale rotorului giroscopic;

Ecuțiile de echilibru al forțelor după axele ox_r și oy_r sunt

$$m\ddot{x}_r = F_{cx_r}, m\ddot{y}_r = F_{cy_r}, \quad (1.2)$$

cu F_{cx_r} și F_{cy_r} de formele (1.1) și m – masa rotorului giroscopic.

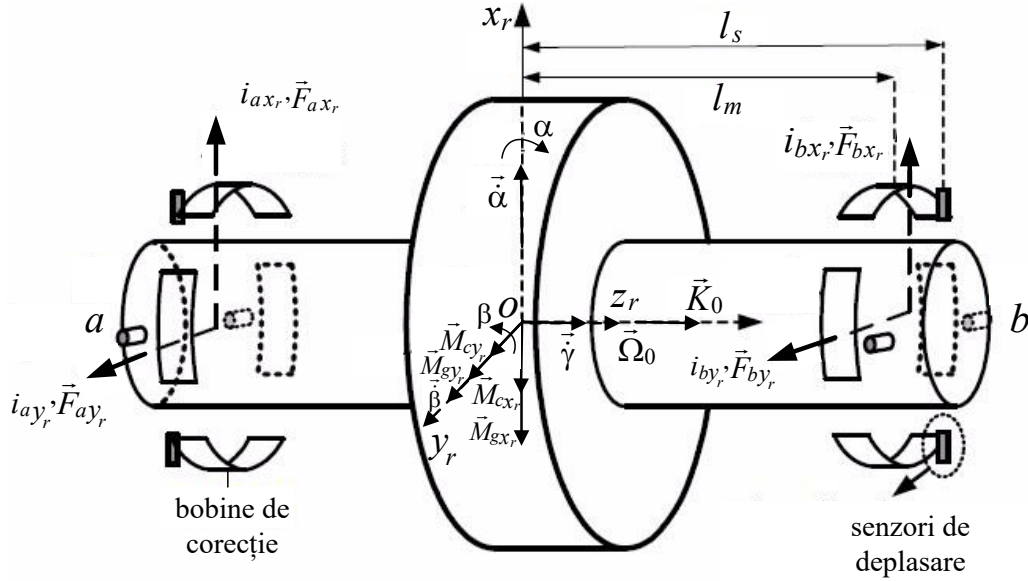


Fig.1.2. Forțele și momentele aplicate rotorului giroscopic

Deplasările liniare totale $h_\lambda^{s\delta}$ (deplasările liniare totale ale senzorilor) au expresiile

$$\begin{aligned}
 h_{xr}^{sa} &= x_r - l_s \beta, \\
 h_{xr}^{sb} &= x_r + l_s \beta, \\
 h_{yr}^{sa} &= y_r + l_s \alpha, \\
 h_{yr}^{sb} &= y_r - l_s \alpha,
 \end{aligned} \tag{1.4}$$

Modelul dinamic al deplasărilor liniare ale rotorului giroscopic în suspensie magnetică de-a lungul axelor ox_r și oy_r , în absența forțelor perturbatoare exterioare, are următoare formă

$$\begin{aligned}
 m\ddot{x}_r &= 2k_{i_{ax}} i_x^{ma} + 2k_{h_{ax}} x_r, \\
 m\ddot{y}_r &= 2k_{i_{ay}} i_y^{ma} + 2k_{h_{ay}} y_r.
 \end{aligned} \tag{1.9}$$

Se obține modelul dinamic al deplasărilor unghiulare ale rotorului giroscopic în suspensie magnetică, în absența momentelor perturbatoare exterioare

$$\begin{aligned}
 J_r \ddot{\alpha} + K_0 \dot{\beta} &= 2l_m k_{i_{ay}} i_\alpha + 2l_m^2 k_{h_{ay}} \alpha, \\
 J_r \ddot{\beta} - K_0 \dot{\alpha} &= 2l_m k_{i_{ax}} i_\beta + 2l_m^2 k_{h_{ax}} \beta.
 \end{aligned} \tag{1.16}$$

Unghiurile α și β se obțin din relațiile (1.4);

$$\alpha = \frac{h_{yr}^{ma} - h_{yr}^{mb}}{2l_m} = \frac{h_{yr}^{sa} - h_{yr}^{sb}}{2l_s}, \quad \beta = \frac{h_{xr}^{mb} - h_{xr}^{ma}}{2l_m} = \frac{h_{xr}^{sb} - h_{xr}^{sa}}{2l_s}; \tag{1.17}$$

deci, α și β sunt funcții de deplasările unghiulare ale rotorului giroscopic după cele două axe, măsurate de senzorii de deplasare liniară dispuși pe cele două axe (ox_r și oy_r).

1.2. MODELUL DINAMIC NELINIAR AL CMG CU DOUĂ CADRE ȘI ROTOR GIROSCOPIC ÎN SUSPENSIE MAGNETICĂ (DGMSCMG)

1.2.1. MODELUL DINAMIC AL ROTORULUI GIROSCOPIC ÎN SUSPENSIE MAGNETICĂ (AMB-ROTOR)

În fig.1.3[89] sunt evidențiate triedrele legate de elementele dinamice componente ale unui DGMSCMG

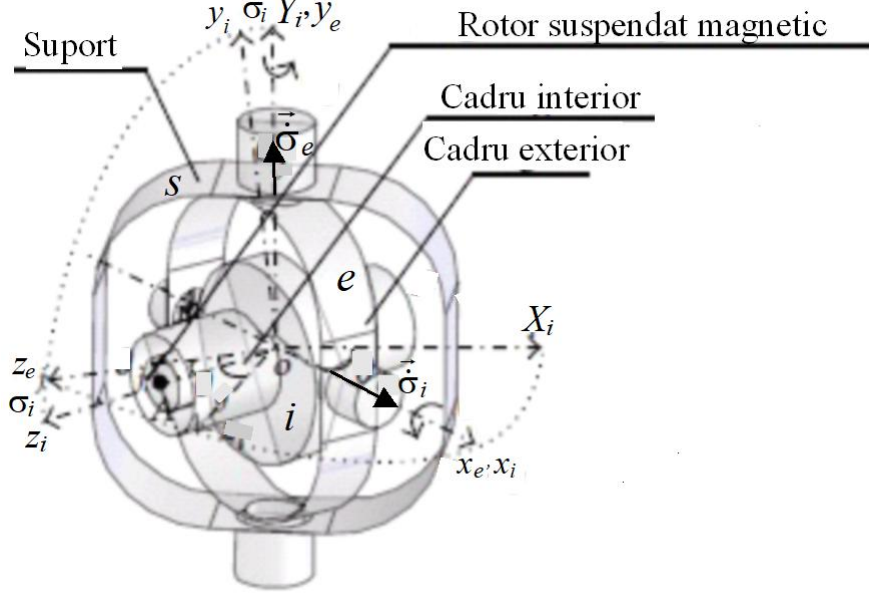


Fig.1.3. Triedrele legate de componentele dinamice ale DGMSCMG

1.3. MODELUL DINAMIC NELINIAR AL DGMSCMG EXPRIMAT SUB FORMA ECUAȚILOR DE STARE

Modelul dinamic neliniar al DGMSCMG este constituit din ecuațiile (1.2),(1.37),(1.49) și (1.60); Se va studia dinamica DGMSCMG considerând baza fixă (vitezele și accelerațiile unghiulare ale bazei se consideră nule). Modelul dinamic al DGMSCMG devine

$$\ddot{x}_r = \frac{1}{m} F_{cx_r},$$

$$\ddot{y}_r = \frac{1}{m} F_{cy_r},$$

$$\ddot{\alpha} = \frac{J_{rz}}{J_{rx}} \dot{\sigma}_e \dot{\beta} \sin \sigma_i - \frac{J_{iz} - J_{iy} - J_{rz}}{J_{rx}} \dot{\sigma}_e^2 \sin \sigma_i \cos \sigma_i - \frac{K_0}{J_{rx}} (\dot{\beta} + \dot{\sigma}_e \cos \sigma_i) - \frac{2}{J_{rx}} M_{cx_r} - \frac{1}{J_{rx}} M_{x_i},$$

$$\begin{aligned} \ddot{\beta} = & -2a_1(J_{iy} - J_{iz})\dot{\sigma}_i\dot{\sigma}_e \sin \sigma_i \cos^2 \sigma_i + \dot{\sigma}_i\dot{\sigma}_e \sin \sigma_i + \frac{J_{rz}}{J_{rx}} (\dot{\alpha} + \dot{\sigma}_i)\dot{\sigma}_e \sin \sigma_i + \frac{K_0}{J_{rx}} (\dot{\alpha} + \dot{\sigma}_i) + \\ & + \frac{1 + a_1 J_{rx} \cos^2 \sigma_i}{J_{rx}} M_{cy_r} - a_1 \cos \sigma_i M_{y_e}, \end{aligned} \quad (1.64)$$

$$\ddot{\sigma}_i = \frac{J_{iz} - J_{iy}}{J_{ix}} \dot{\sigma}_e^2 \sin \sigma_i \cos \sigma_i + \frac{1}{J_{ix}} M_{x_i} + \frac{1}{J_{ix}} (M_{cxr} + M_{gxr}),$$

$$\ddot{\sigma}_e = 2a_1(J_{iy} - J_{iz})\dot{\sigma}_i\dot{\sigma}_e \sin \sigma_i \cos \sigma_i + a_1 M_{y_e} - a_1 \cos \sigma_i (M_{cyr} + M_{gyr}),$$

1.5. CONTROLUL DINAMICII DGMSCMG FOLOSIND CONCEPTUL INVERSĂRII DINAMICE

1.5.2. CONTROLUL MODELELOR NELINIARE DECUPLATE ALE MIȘCĂRILOR DE TRANSLAȚIE ȘI DE ROTAȚIE ALE DGMSCMG

Pentru simplificarea controlului rotorului, se poate separa (decupla) modelul dinamic al mișcării de translație de cel al mișcării de rotație. Astfel, primele două ecuații (1.64), cu (1.66), (1.4) și (1.5) (în care $\alpha = \beta = 0$, $i_\alpha = i_\beta = 0$ și implicit $h_{xr}^a = h_{xr}^b = x_r$, $h_{yr}^a = h_{yr}^b = y_r$, $i_{xr}^a = i_{xr}^b = i_x$, $i_{yr}^a = i_{yr}^b = i_y$) ținând seama și de perturbațiile generate de forța gravitațională, devin

$$\begin{aligned} \ddot{x}_r &= \frac{2k_{hx}}{m} x_r + \frac{2k_{xr}}{m} i_x + g_{xr}, \\ \ddot{y}_r &= \frac{2k_{hy}}{m} y_r + \frac{2k_{yr}}{m} i_y + g_{yr}, \end{aligned} \quad (1.96)$$

Din (1.96) se obțin ecuațiile

$$\mathbf{u}_1 = \begin{bmatrix} u_{11} \\ u_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} i_x \\ i_y \end{bmatrix} = \underbrace{\mathbf{h}_{r1}^{-1}(\mathbf{y}_1, \mathbf{v}_1)}_{\mathbf{B}_1^{-1}(x_1)} = \left\{ \mathbf{v}_1 - \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{2k_{hx}}{m} & 0 \\ 0 & \frac{2k_{hy}}{m} \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}_1(x_1)} \mathbf{y}_1 - \begin{bmatrix} g_{xr} \\ g_{yr} \end{bmatrix} \right\}, \quad (1.99)$$

din ecuația

$$\dot{\mathbf{y}}_2 = \mathbf{A}_2(\mathbf{x}_2) + \mathbf{B}_2(\mathbf{x}_2)\mathbf{u}_2; \quad (1.109)$$

prin inversare dinamică rezultă

$$\mathbf{u}_2 = \begin{bmatrix} u_{21} \\ u_{22} \\ u_{23} \\ u_{24} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} i_\alpha \\ i_\beta \\ i_{xi} \\ i_{ye} \end{bmatrix} = \mathbf{h}_{r2}^{-1}(\mathbf{y}_2, \mathbf{v}_2) = \mathbf{B}_2^{-1}(\mathbf{x}_2)[\mathbf{v}_2 - \mathbf{A}_2(\mathbf{x}_2)], \quad (1.110)$$

cu $\mathbf{v}_2 = [v_{21} \ v_{22} \ v_{23} \ v_{24}]^T = \dot{\mathbf{y}}_2$ – vectorul de pseudocomandă al mișcării unghiulare a rotorului giroscopic.

În fig.1.7. este prezentată structura unui sistem de control automat al DGMSCMG.

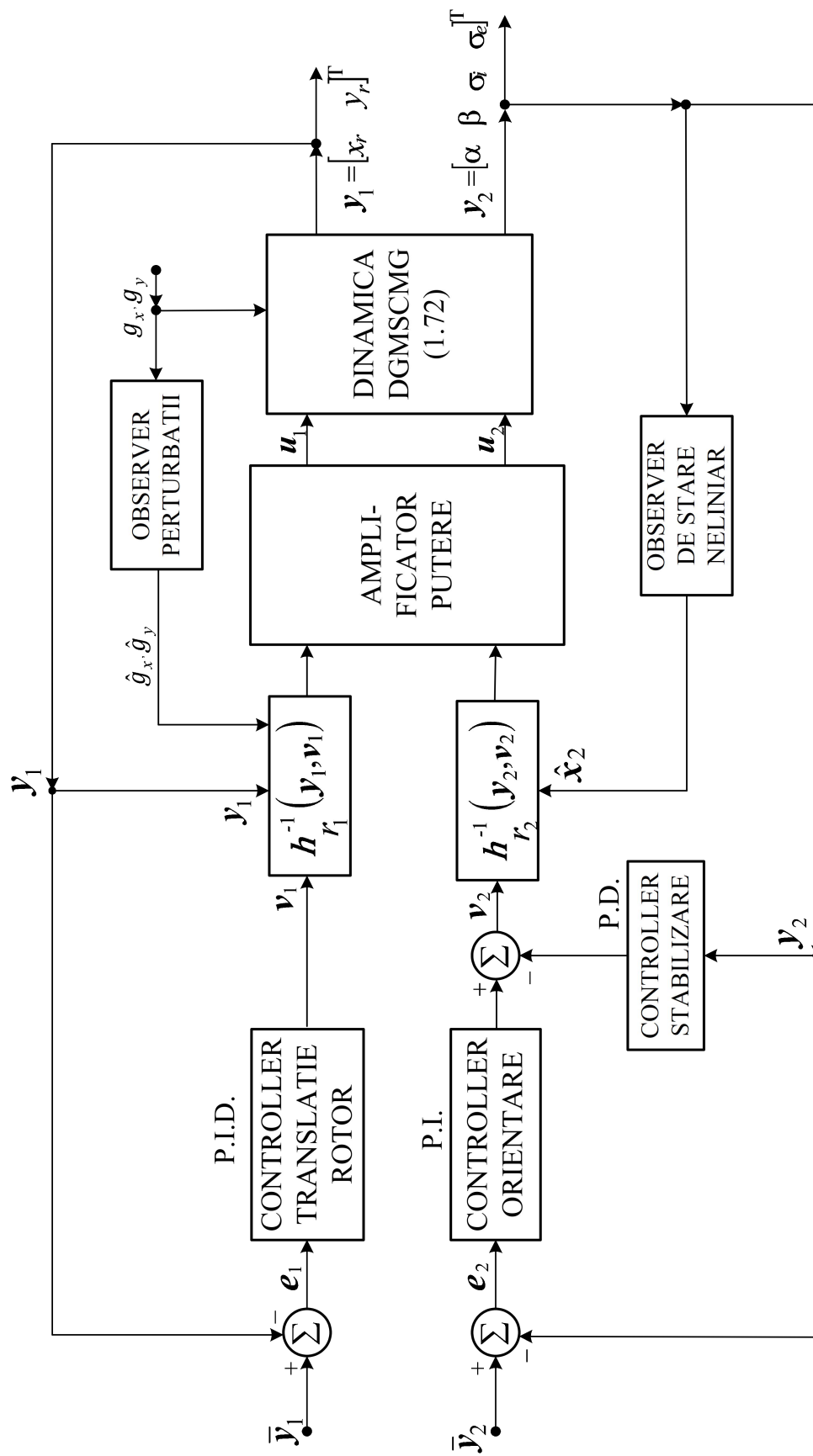
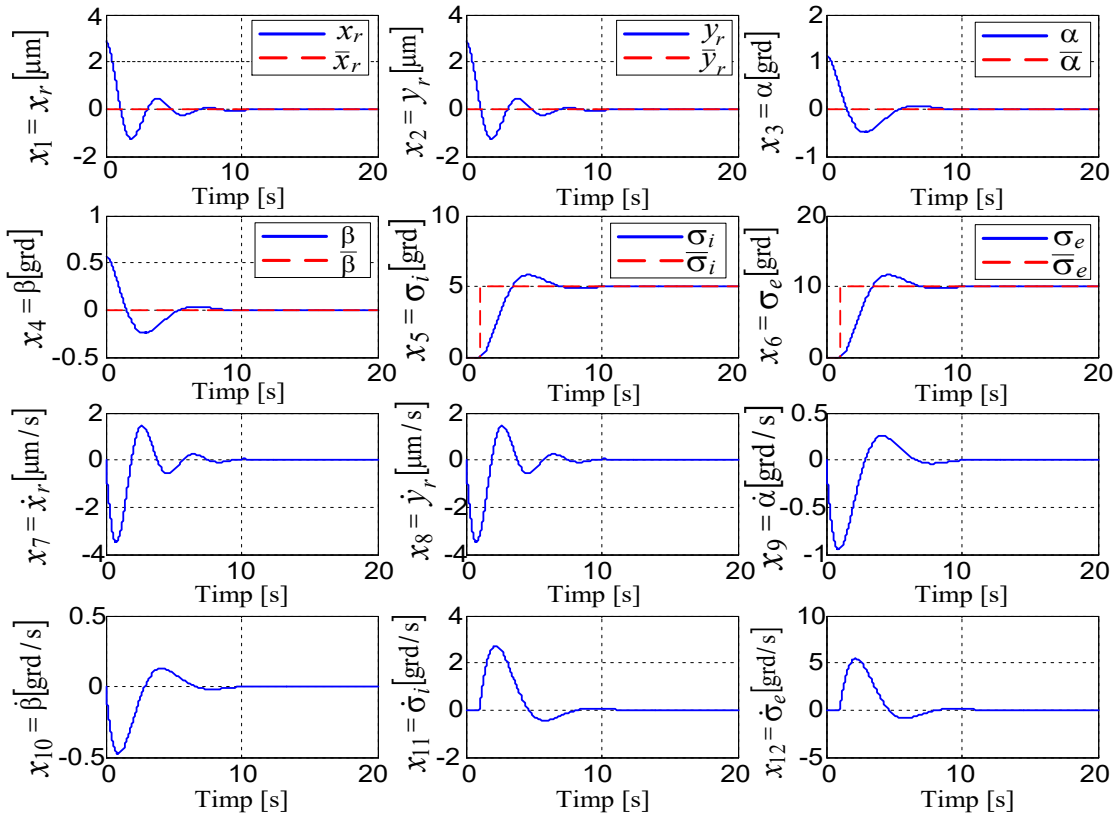
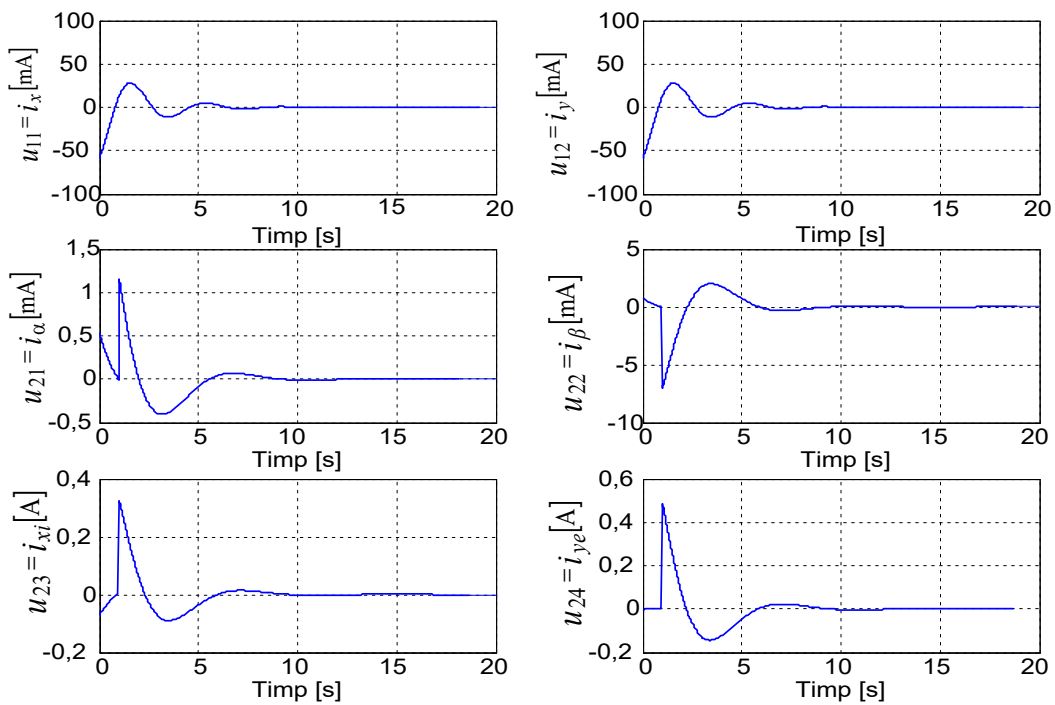


Fig.1.7. Structura sistemului de control automat al DGMSCMG

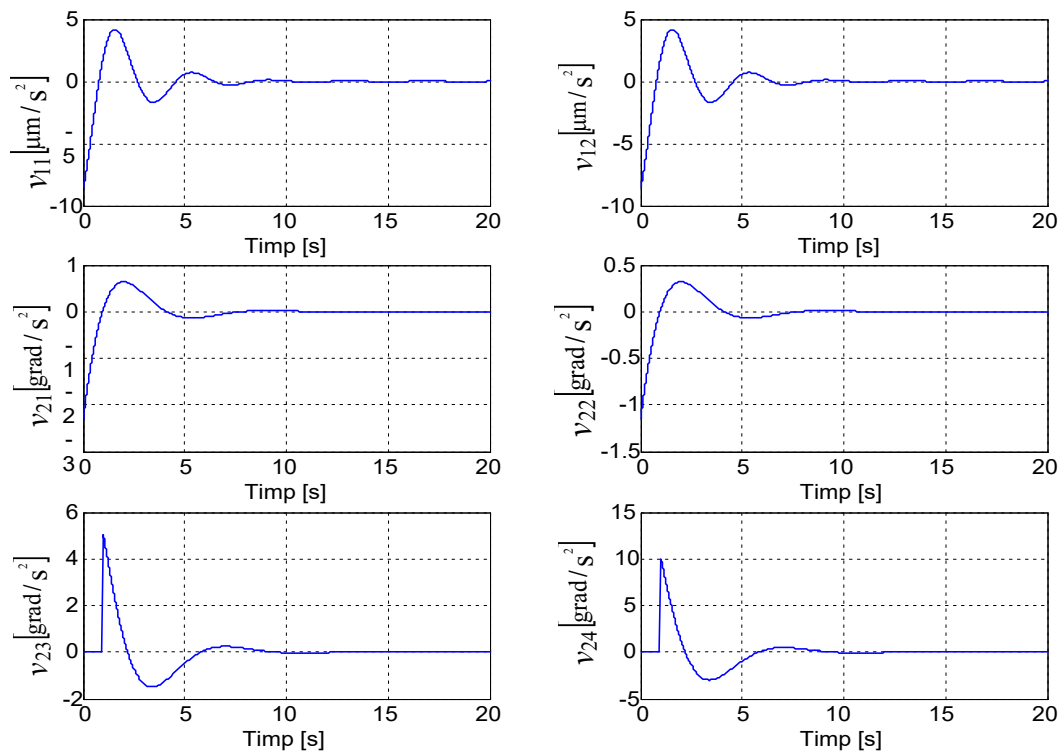
Se construiește modelul Matlab/Simulink (din fig. 1.8.a) pentru sistemul cu structura din fig.1.7., cu subsistemele sale din fig.1.8.b și 1.8.c. Pentru obținerea caracteristicilor dinamice din fig.1.9 s-a conceput și utilizat programul Matlab din Anexa A1.1.



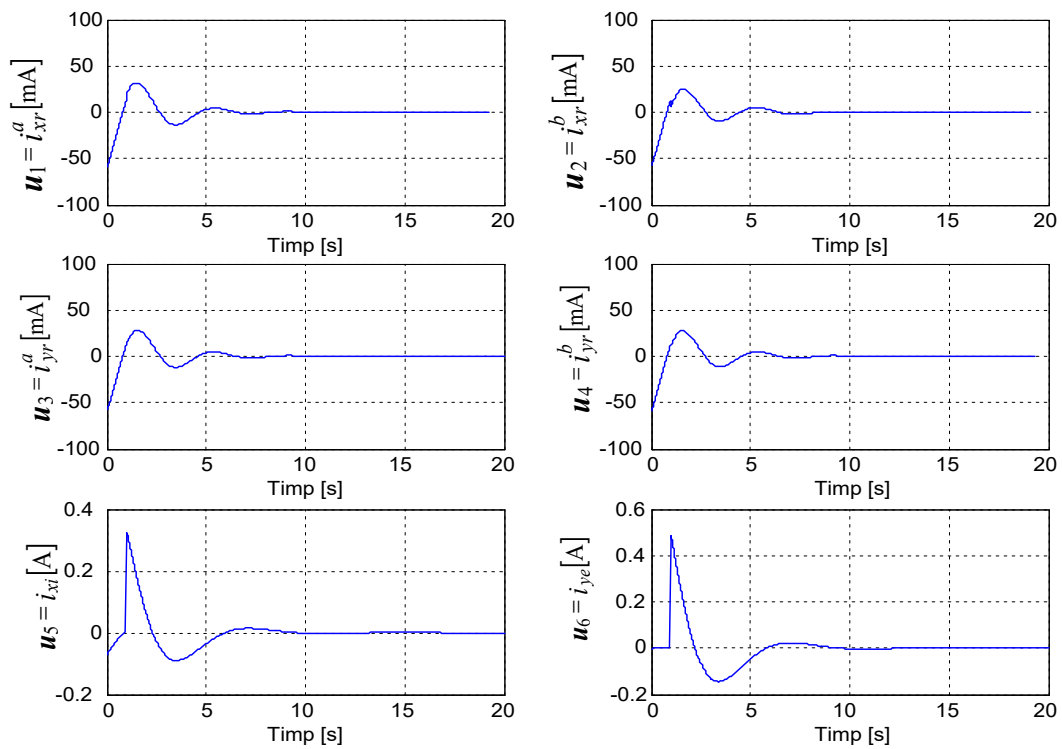
a.



b.



c.



d.

Fig. 1.9. Caracteristici dinamice pentru sistemul de control automat al DGMSCMG din fig.1.7

1.5.4. CONTROLUL ADAPTIV AL DINAMICII ROTORULUI GIROSCOPIC ȘI AL VITEZELOR UNGHIULARE ALE CADRELOR GIROSCOPICE

Pentru controlul atitudinii sateliților prin intermediul DGMSCMG-urilor, se impune controlul vitezelor unghiulare $\dot{\sigma}_i$ și $\dot{\sigma}_e$ ale cadrelor giroscopice, lucru care se poate realiza cu structura din fig.1.11.b, în care ieșirea este vectorul $y_3 = \dot{\sigma} = [\dot{\sigma}_i \ \dot{\sigma}_e]^T$. Sistemul este constituit din două servosisteme (câte unul pentru fiecare cadru giroscopic).

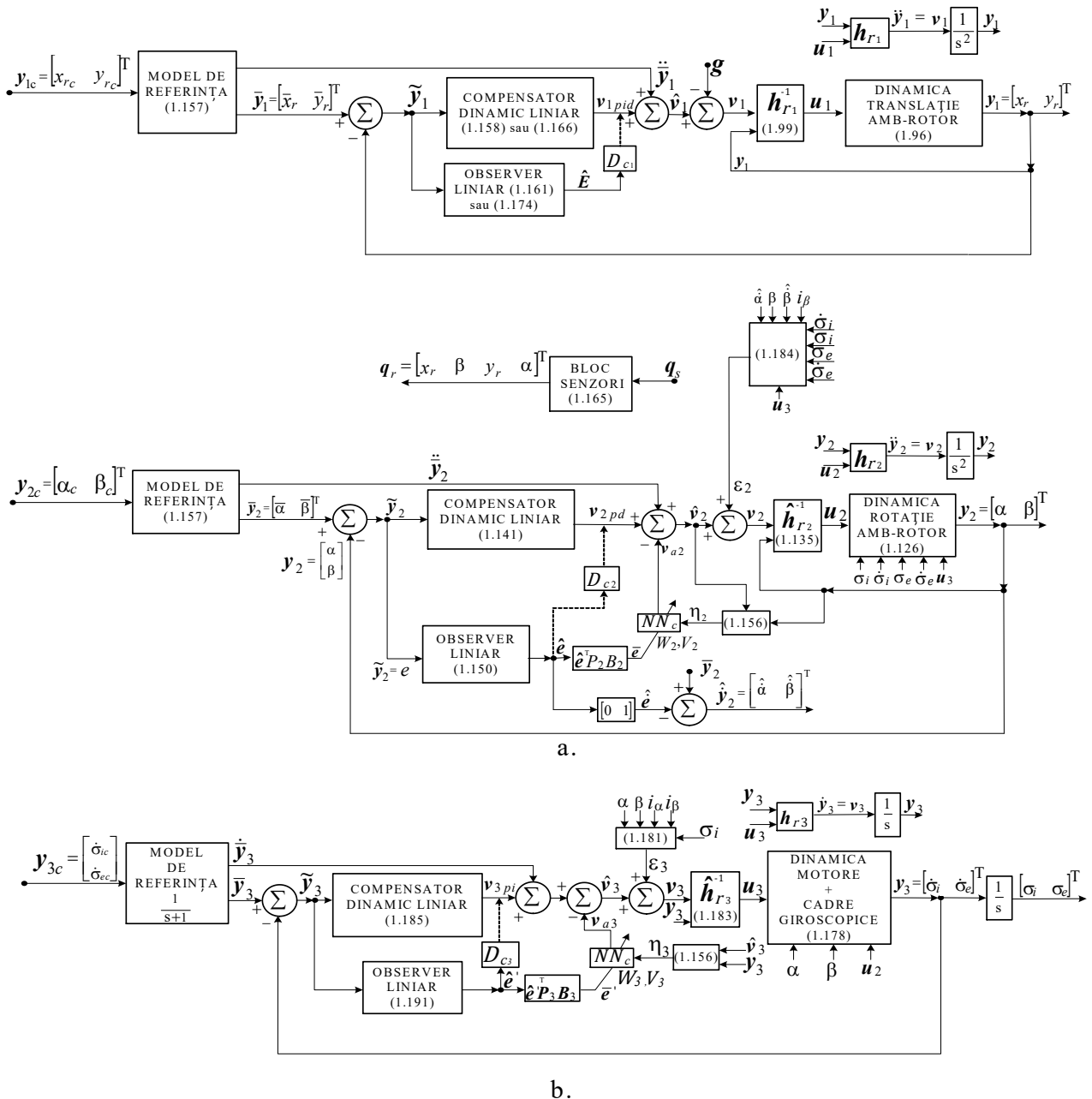
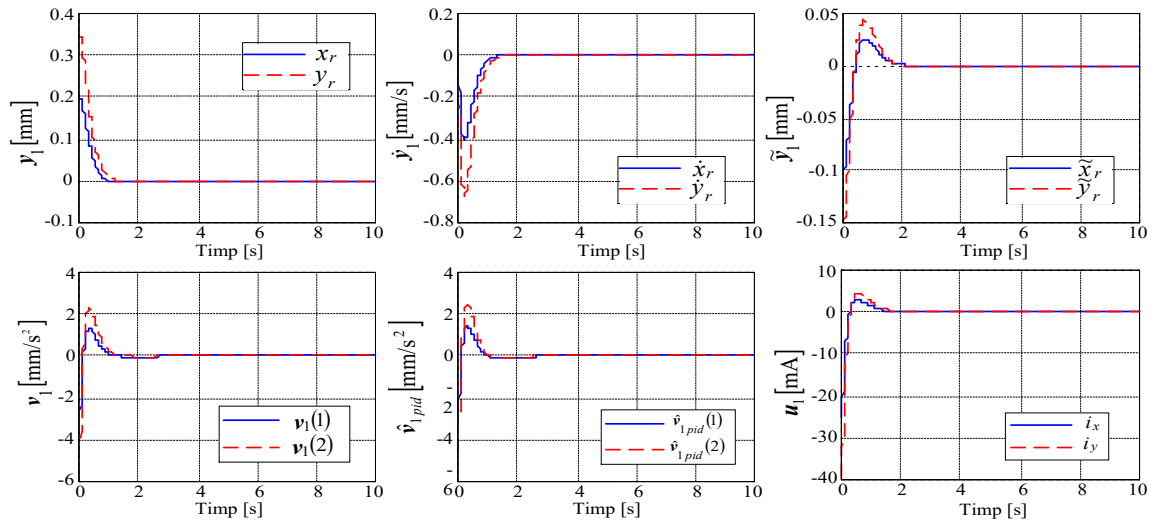
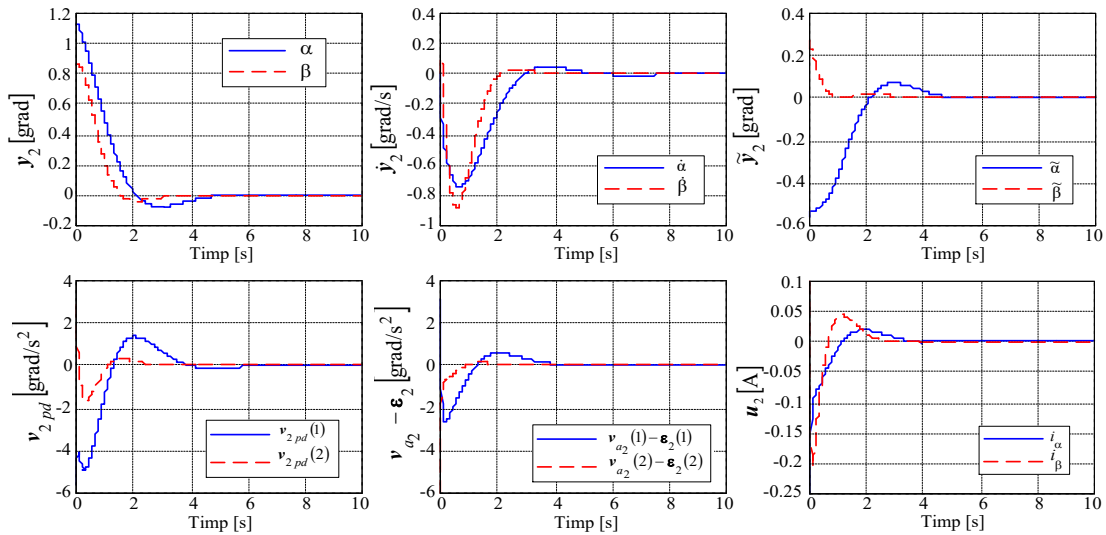


Fig.1.11. Sistem de control adaptiv al dinamicii DGMSCMG: a) subsistemele de control adaptiv al dinamicii rotorului giroscopic; b) subsistemul de control adaptiv al dinamicii cadrelor giroscopice

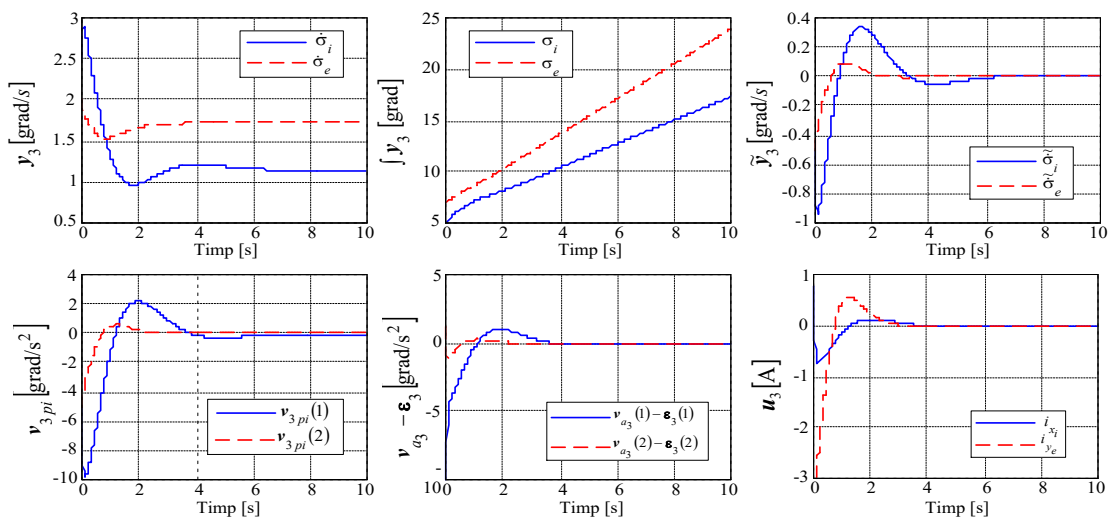
În fig.1.13 sunt prezentate caracteristicile de timp ale sistemului din fig.1.11, construite cu modelele Matlab/Simulink și programul din Anexa A1.2



a.



b.



c.

Fig.1.13. Evoluția variabilelor sistemului din fig.1.11

CAPITOLUL 2

CONTROLUL ATITUDINII SATELIȚILOR FOLOSIND ACTUATOARE CU DGMSCMG-URI

2.1. MODELAREA DINAMICII DGMSCMG ȘI A DINAMICII SATELITULUI

2.1.5. MODELUL DINAMIC AL BAZEI (SATELITULUI)

Dinamica bazei (satelitului) este descrisă de ecuația

$$J_b \dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \boldsymbol{\omega}_b^\times J_b \boldsymbol{\omega}_b = -\mathbf{M}_k + \mathbf{M}_p, \quad (2.58)$$

în care: J_b este matricea momentelor de inerție ale bazei (fără DGCMG) față de axele triedrului său, \mathbf{M}_k – vectorul cuplu algebric de comandă total aplicat bazei prin intermediul CMG – ului de tip DGCMG, iar \mathbf{M}_p – vectorul cuplu algebric exterior perturbator; $-\mathbf{M}_k = \mathbf{M}_g$ – vectorul algebric cuplu giroscopic. Vectorul \mathbf{M}_g se exprimă ca sumă a cuplurilor aplicate bazei, produse prin cuplu giroscopic de către vitezele unghiulare $\boldsymbol{\omega}_b$, $\boldsymbol{\omega}_i$ și $\boldsymbol{\omega}_e$ aplicate DGCMG. Asupra bazei acționează proiecțiile cuplurilor de comandă, componente ale vectorului \mathbf{M}_k .

Luând în considerare și momentul cinetic absolut \mathbf{K}_{gb} produs de DGCMG, ecuația satelitului devine

$$J_b \dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \frac{d\mathbf{K}_{gb}}{dt} + \boldsymbol{\omega}_b^\times J_b \boldsymbol{\omega}_b = \mathbf{M}_p; \quad (2.67)$$

\mathbf{K}_{gb} este rezultanta proiecțiilor momentelor cinetice absolute ale cadrului exterior, cadrului interior și rotorului giroscopic pe triedrul legat de bază (S),

$$\mathbf{K}_{gb} = \mathbf{K}_{eb} + \mathbf{K}_{ib} + \mathbf{K}_{rb}, \quad (2.68)$$

Matricea momentelor de inerție totale este

$$I_b = J_b + (A_b^e)^T J_e A_b^e + (A_b^i)^T I_i A_b^i. \quad (2.83)$$

Având în vedere faptul că în componența sistemelor din fig.2.16, fig. 2.17 și fig.2.22 intră și DGCMG2 (având rolul de senzor pentru viteza unghiulară $\hat{\boldsymbol{\omega}}_b$), relația (2.83) devine

$$I_b = J_b + \sum_{j=1}^2 \left[(A_b^{e_j})^T J_{e_j} A_b^{e_j} + (A_b^{i_j})^T I_{i_j} A_b^{i_j} \right]; \quad (2.84)$$

În final, ecuația satelitului devine

$$I_b \dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \boldsymbol{\omega}_b^\times I_b \boldsymbol{\omega}_b = -\mathbf{M}_k + \mathbf{M}_p, \quad (2.86)$$

cu

$$\mathbf{M}_k = -\mathbf{M}_g = \boldsymbol{\omega}_b^\times A_i^b \mathbf{K}_0 + A_i^b \boldsymbol{\omega}_i^\times \mathbf{K}_0 + A_e^b \boldsymbol{\omega}_e^\times A_i^e \mathbf{K}_0, \quad (2.87)$$

care este chiar relația (2.65) sau

$$\mathbf{M}_k = -\mathbf{M}_g = \boldsymbol{\omega}_b^\times A_i^b \mathbf{K}_0 - A_i^b \mathbf{K}_0^\times \boldsymbol{\omega}_i - A_e^b (A_i^e \mathbf{K}_0)^\times \boldsymbol{\omega}_e. \quad (2.88)$$

Se obține modelul servosistemului pentru controlul vitezei unghiulare $\dot{\sigma}_i$ prezentat în fig.2.7.

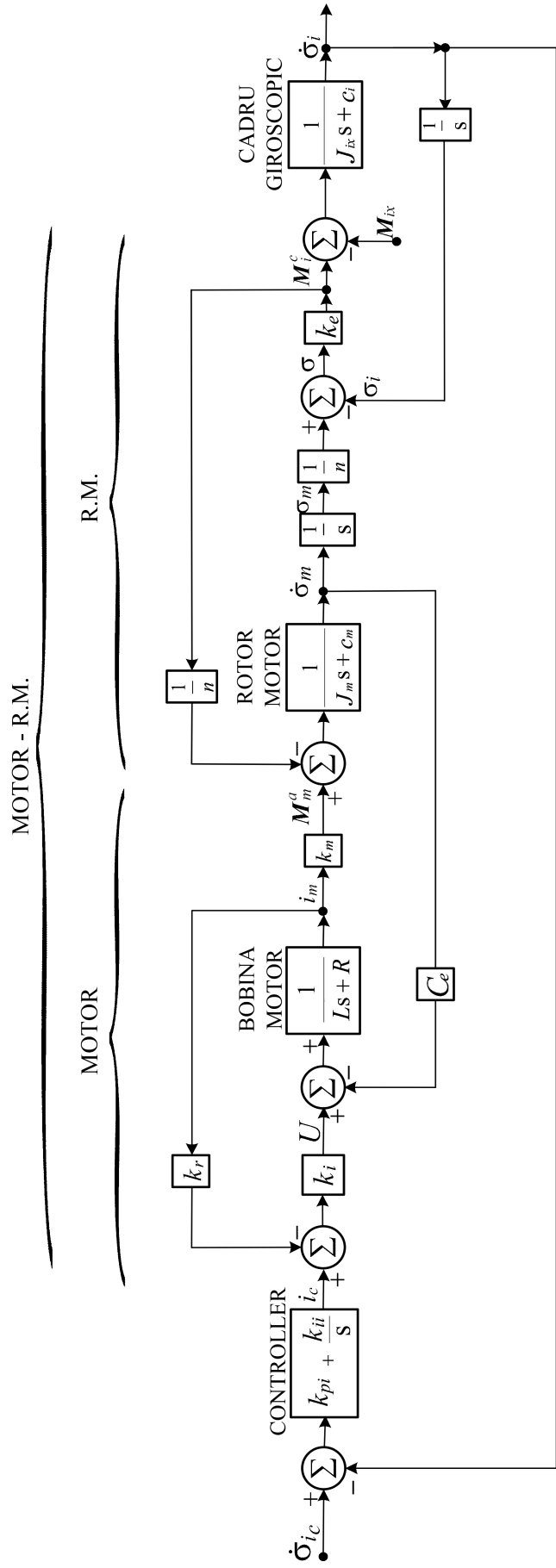


Fig.2.7. Modelul servosistemului linear pentru controlul vitezei unghiulare $\dot{\sigma}_i$

2.2. CONTROLUL ATITUDINII SATELIȚILOR

2.2.1. DETERMINAREA ATITUDINII SATELIȚILOR

Orbita satelitului este eliptică; Pământul este situat în unul dintre focarele elipsei. Triedrul inerțial $O_i X_i Y_i Z_i$ are axa $O_i X_i$ orientată în direcția equinoxului Vernal, axa $O_i Z_i$ către polul nord geografic al Pământului și axa $O_i Y_i$ perpendiculară pe celelalte două cu care formează triedrul ortogonal drept $O_i X_i Y_i Z_i$. Triedrul orbital local $o x_o y_o z_o$ are axele orientate astfel: $o y_o$ pe direcția ce unește satelitul S (cu originea în o) cu centrul Pământului O_i , $o z_o$ este orientată în sensul antinormalei și $o x_o$ este orientată astfel încât să completeze triedrul ortogonal drept $o x_o y_o z_o$. În fig.2.8 sunt reprezentate triedrele inerțial $O_i X_i Y_i Z_i$, orbital local $o x_o y_o z_o$ și „Satelit” ($o x_b y_b z_b$).

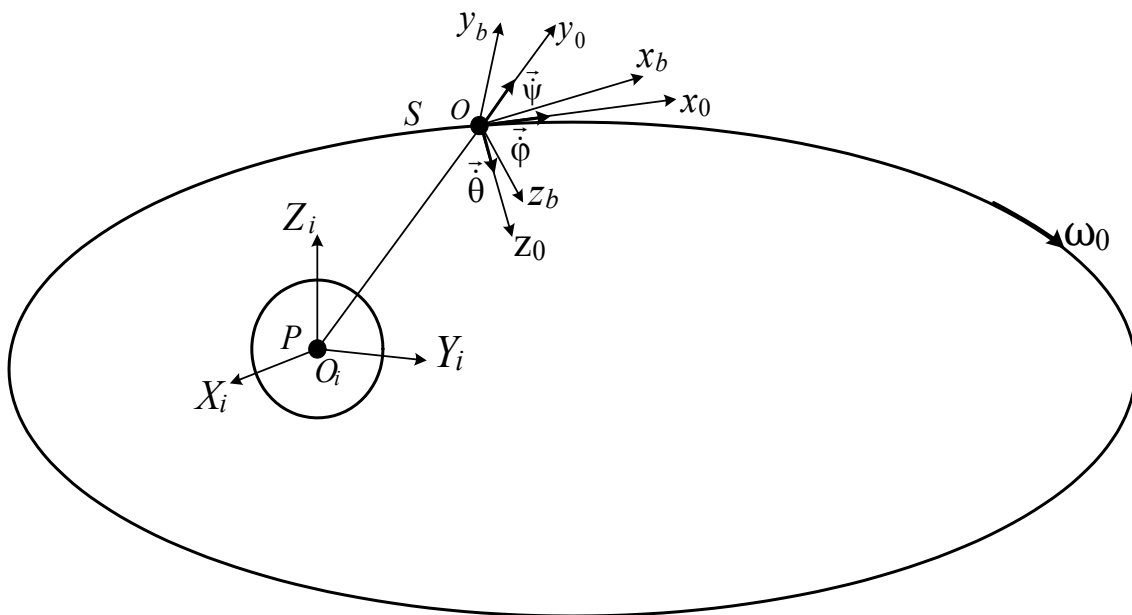


Fig.2.8. Triedrele inerțial, orbital local și „Satelit”

În fig.2.10 sunt reprezentate: sistemele de coordonate (triedrele) inerțial \mathcal{I} ($O_i X_i Y_i Z_i$), \mathcal{S} (baza, satelit, $o x_b y_b z_b$) și cel de referință \mathcal{R} ($o_R x_R y_R z_R$) (în particular triedrul orbital local $o x_o y_o z_o$); vitezele unghiulară absolută $\vec{\omega}_b$ și relativă $\vec{\omega}_s$ ale satelitului, precum și viteza sa unghiulară de transport $\vec{\omega}_0$;

Relația între vitezele unghiulare absolută ω_b , relativă ω_s și de transport ω_0 este

$$\omega_b = \omega_s + A(q, q_4) \omega_0. \quad (2.127)$$

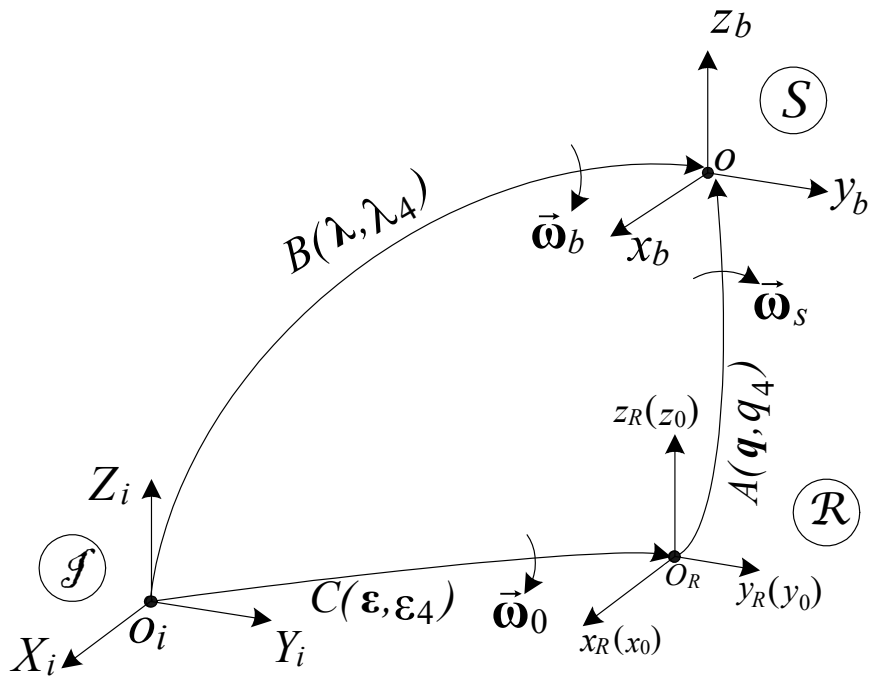


Fig.2.10. Sisteme de coordonate, matrice de rotație și quaternioni
 n fig.2.12 este dată schema bloc a sistemului de calcul al atitudinii satelitului.

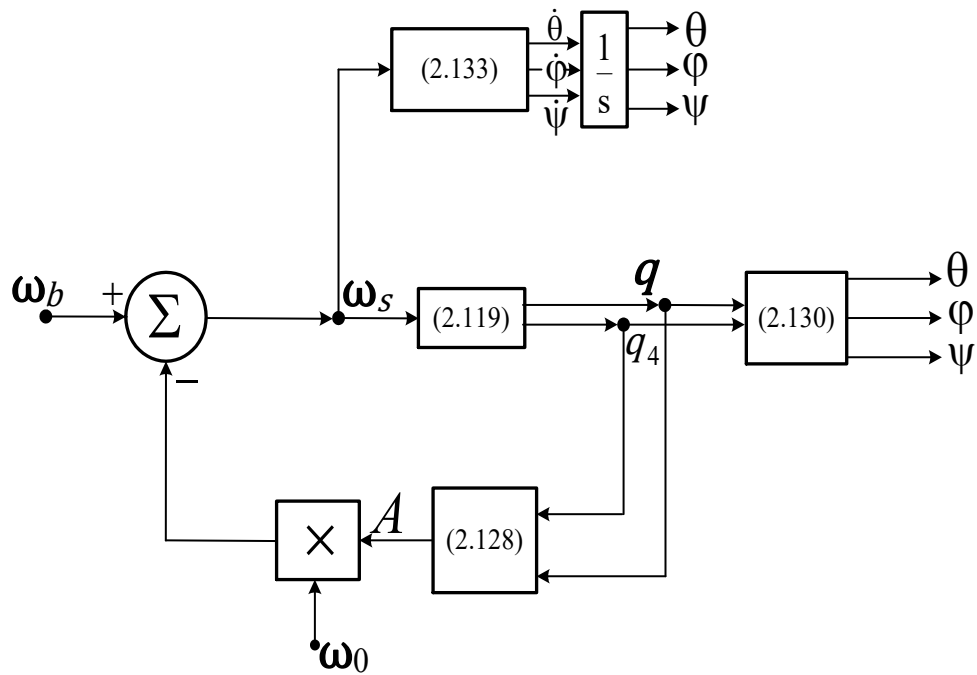


Fig.2.12. Schema bloc a sistemului de calcul al atitudinii S

2.2.2. CONTROLUL ATITUDINII SATELIȚILOR FOLOSIND ACTUATOR CU

$N=1$ DGMSCMG

În fig.2.13 sunt evidențiate triedrele legate de rotorul giroscopic, cadrul interior, cadrul exterior și cel legat de bază (satelit $ox_b y_b z_b$); această figură este în concordanță cu fig.2.2 și fig.2.4. Planul cadrului exterior $e(ox_e y_e)$ se află în planul orbital local ($ox_o y_o$), dacă $\sigma_i = \sigma_e = 0$ și satelitul (S), adică triedrul $S(ox_b y_b z_b)$ este suprapus peste triedrul $ox_o y_o z_o$ (v.fig.2.8).

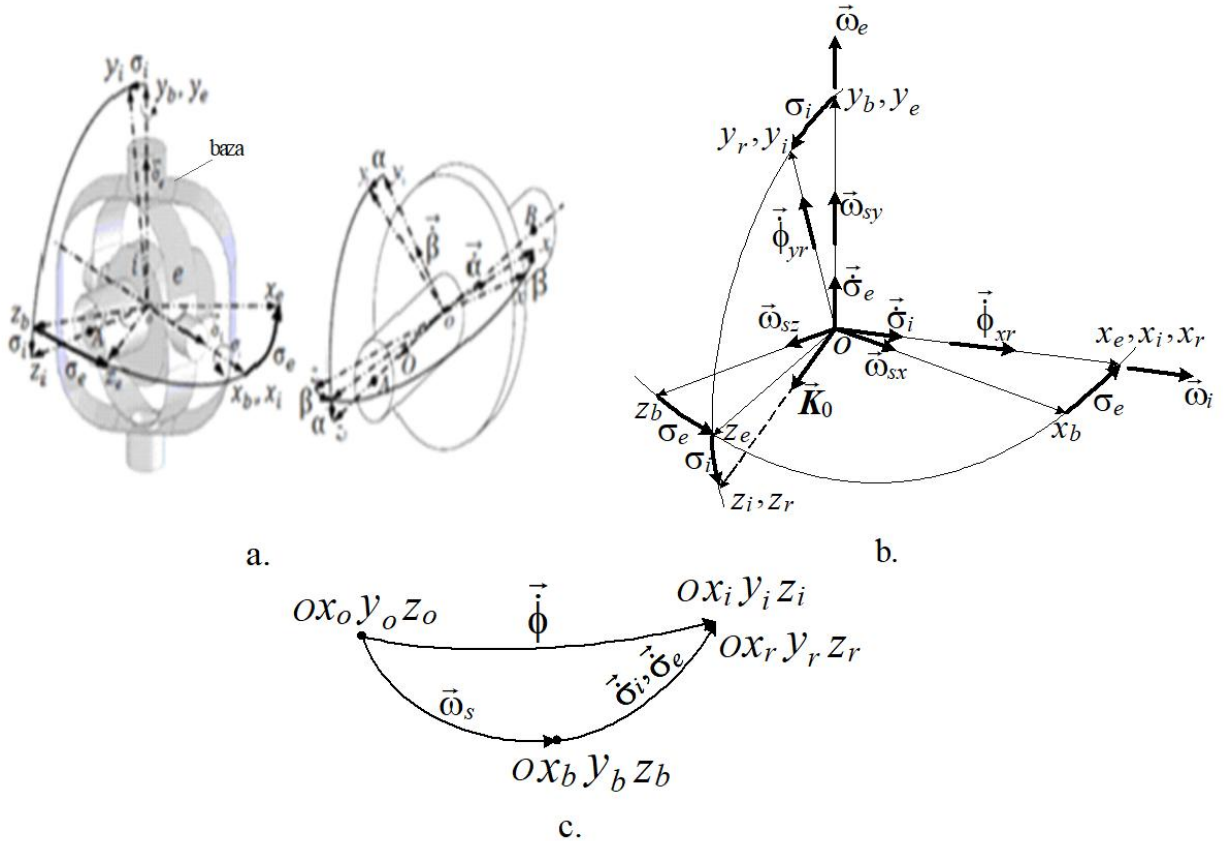


Fig.2.13. Triedrele legate de rotor, de cele două cadre giroscopice și de bază (S)

Vitezele unghiulare absolute ale rotorului și cadrului giroscopic interior față de triedrul orbital local $ox_o y_o z_o$ sunt rezultantele vitezelor unghiulare relative $\dot{\sigma}_i$ și $\dot{\sigma}_e$ (față de baza triedrului $ox_b y_b z_b$) și a celor de transport (ale bazei, S , față de triedrul orbital local; componentele vectorului $\vec{\omega}_s$); conform fig.2.13.b și 2.13.c,

$$\begin{aligned} \dot{\phi}_{x_r} &\approx \dot{\phi}_{x_i} = \dot{\sigma}_i + \omega_{sx} \cos \sigma_e - \omega_{sz} \sin \sigma_e, \\ \dot{\phi}_{y_r} &\approx \dot{\phi}_{y_i} = (\dot{\sigma}_e + \omega_{sy}) \cos \sigma_i + (\omega_{sx} \sin \sigma_e + \omega_{sz} \cos \sigma_e) \sin \sigma_i, \end{aligned} \quad (2.135)$$

Conform fig.2.13.b, vitezele unghiulare calculate de către controllerul de atitudine a S sunt $\omega_i = \dot{\phi}_{x_r} \approx \dot{\phi}_{x_i}$ și $\omega_e = \frac{\dot{\phi}_{y_r}}{\cos \sigma_i} \approx \frac{\dot{\phi}_{y_i}}{\cos \sigma_i}$. Înlocuind în acestea (2.135), se obțin vitezele unghiulare relative aplicate servosistemelor de acționare a cadrelor giroscopice

$$\begin{aligned}\dot{\sigma}_{i1c} &= \omega_i - (\omega_{sx} \cos \sigma_{e1} - \omega_{sz} \sin \sigma_{e1}), \\ \dot{\sigma}_{e1c} &= \omega_e - \omega_{sy} - (\omega_{sx} \sin \sigma_{e1} + \omega_{sz} \cos \sigma_{e1}) \tan \sigma_{i1}.\end{aligned}\quad (2.144)$$

În fig.2.14 sunt prezentate subsistemele pentru modelarea dinamicii interacțiunii actuator-satelit, a controlului automat al dinamicii rotorului giroscopic și a servosistemelor pentru acționarea cadrelor giroscopice ale MSDGCMG1. În fig.2.15 sunt prezentate subsistemele pentru modelarea dinamicii interacțiunii senzor DGMSCMG2-satelit și a dinamicii senzorului, iar în fig.2.16 – structura sistemului de control automat al atitudinii satelitului, cu actuator DGMSCMG1 și senzor DGMSCMG2 pentru măsurarea vitezei unghiulare absolute a satelitului.

Deoarece $\boldsymbol{\omega}_b = [\omega_{bx} \ \omega_{by} \ \omega_{bz}]^T$, $\boldsymbol{\omega}_i = [\omega_i \ 0 \ 0]^T$ și $\boldsymbol{\omega}_e = [0 \ \omega_e \ 0]^T$, rezultă matricele

$$\boldsymbol{\omega}_b^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{bz} & \omega_{by} \\ \omega_{bz} & 0 & -\omega_{bx} \\ -\omega_{by} & \omega_{bx} & 0 \end{bmatrix}, \boldsymbol{\omega}_i^\times = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_i \\ 0 & \omega_i & 0 \end{bmatrix}, \boldsymbol{\omega}_e^\times = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega_e \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega_e & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2.145)$$

Satelitul perturbat, rotindu-se cu viteza unghiulară relativă $\boldsymbol{\omega}_s$, respectiv cu viteza unghiulară absolută $\boldsymbol{\omega}_b$ (v. fig.2.10), trebuie readus în poziția inițială cu viteza unghiulară $-\boldsymbol{\omega}_s$; pentru aceasta, actuatorul (DGMSCMG 1) trebuie să-i aplice satelitului un cuplu $\boldsymbol{M}_k = -\boldsymbol{M}_g$, care să fie funcție doar de viteza unghiulară $\boldsymbol{\omega}_b$, pentru a aduce satelitul printr-o evoluție de tip aperiodic la viteza unghiulară $\boldsymbol{\omega}_0$ (conform ecuației (2.86) și relației (2.127)). Dar, conform (2.88), cu $\boldsymbol{K}_0 = [0 \ 0 \ K_0]^T$, $\boldsymbol{M}_k = \boldsymbol{M}_k(\boldsymbol{\omega}_b, \boldsymbol{\omega}_i, \boldsymbol{\omega}_e)$ și, drept urmare, satelitul se va roti cu o viteza unghiulară $\hat{\boldsymbol{\omega}}_b \neq \boldsymbol{\omega}_b$. De aceea, se folosește un al doilea DGMSCMG (DGMSCMG2) cu rol de senzor de viteză unghiulară $\hat{\boldsymbol{\omega}}_b$.

DGMSCMG 2 fiind amplasat pe bază (satelit), reacționează la viteza unghiulară $\hat{\boldsymbol{\omega}}_b$ prin cuplul giroscopic \boldsymbol{M}_{ks} (acționează ca senzor pentru viteza unghiulară $\hat{\boldsymbol{\omega}}_b$). Într-adevăr, dacă nu se aplică viteze unghiulare cadrelor sale giroscopice, adică $\omega_i = \omega_e = 0$, atunci, conform (2.88),

$$\boldsymbol{M}_{ks} = -\boldsymbol{M}_{gs} = \hat{\boldsymbol{\omega}}_b^\times A_{is}^b \boldsymbol{K}_{0s} = - (A_{is}^b \boldsymbol{K}_{0s})^\times \hat{\boldsymbol{\omega}}_b, \quad (2.146)$$

Relațiile de forma (2.144), pentru senzor, devin

$$\begin{aligned}\dot{\sigma}_{i2c} &= -(\omega_{sx} \cos \sigma_{e2} - \omega_{sz} \sin \sigma_{e2}), \\ \dot{\sigma}_{e2c} &= -\omega_{sy} - (\omega_{sx} \sin \sigma_{e2} + \omega_{sz} \cos \sigma_{e2}) \tan \sigma_{i2}.\end{aligned}\quad (2.149)$$

Legea de control după atitudinea relativă a satelitului (exprimată prin vectorul quaternion \boldsymbol{q}) se alege, de exemplu, de tip P.D. după \boldsymbol{q} ; ținând seama de ecuațiile cinematicii quaternionilor (2.119), se poate realiza controlul după \boldsymbol{q} și $\boldsymbol{\omega}_s$; dacă se alege atitudinea dorită, atunci sistemul din fig.2.16 trebuie să realizeze în regim stabilizat $\boldsymbol{q} = \boldsymbol{q}_d$, $\boldsymbol{\omega}_s = \boldsymbol{\omega}_{sd} = \mathbf{0}_{3 \times 1}$ și, implicit, din (2.127), conform fig.2.10, $\boldsymbol{\omega}_b = \boldsymbol{\omega}_s + A(\boldsymbol{q}_d, \boldsymbol{q}_{4d})\boldsymbol{\omega}_0$, $\dot{\sigma}_{i1c} = \dot{\sigma}_{e1c} = \dot{\sigma}_{i1} = \dot{\sigma}_{e1} = \omega_i = \omega_e = 0$ și, implicit, \boldsymbol{M}_k se reduce doar la componenta (2.146); conform ecuației dinamicii satelitului (2.86), $\hat{\boldsymbol{\omega}}_b \rightarrow \boldsymbol{\omega}_b$ și $\boldsymbol{M}_k \rightarrow \boldsymbol{M}_{ks}$.

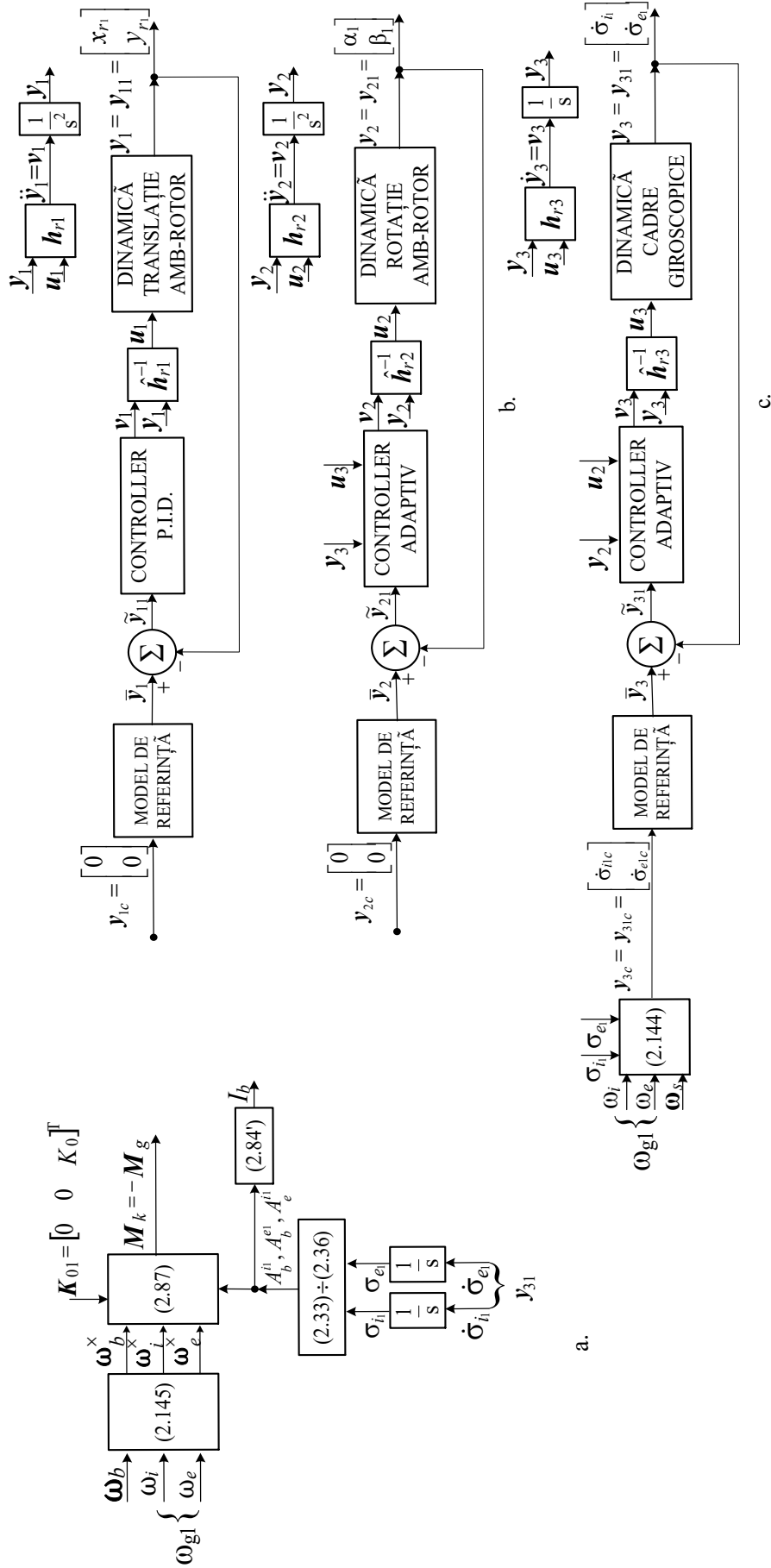


Fig.2.14. Sub sisteme pentru modelarea dinamicii interacțiunii actuator (DGMSCMG1)-satelit (a), a controlului automat al dinamicii translatației și rotației AMB-Rotor (b) și a servosistemelor pentru acționarea cadrelor giroscopice (c)

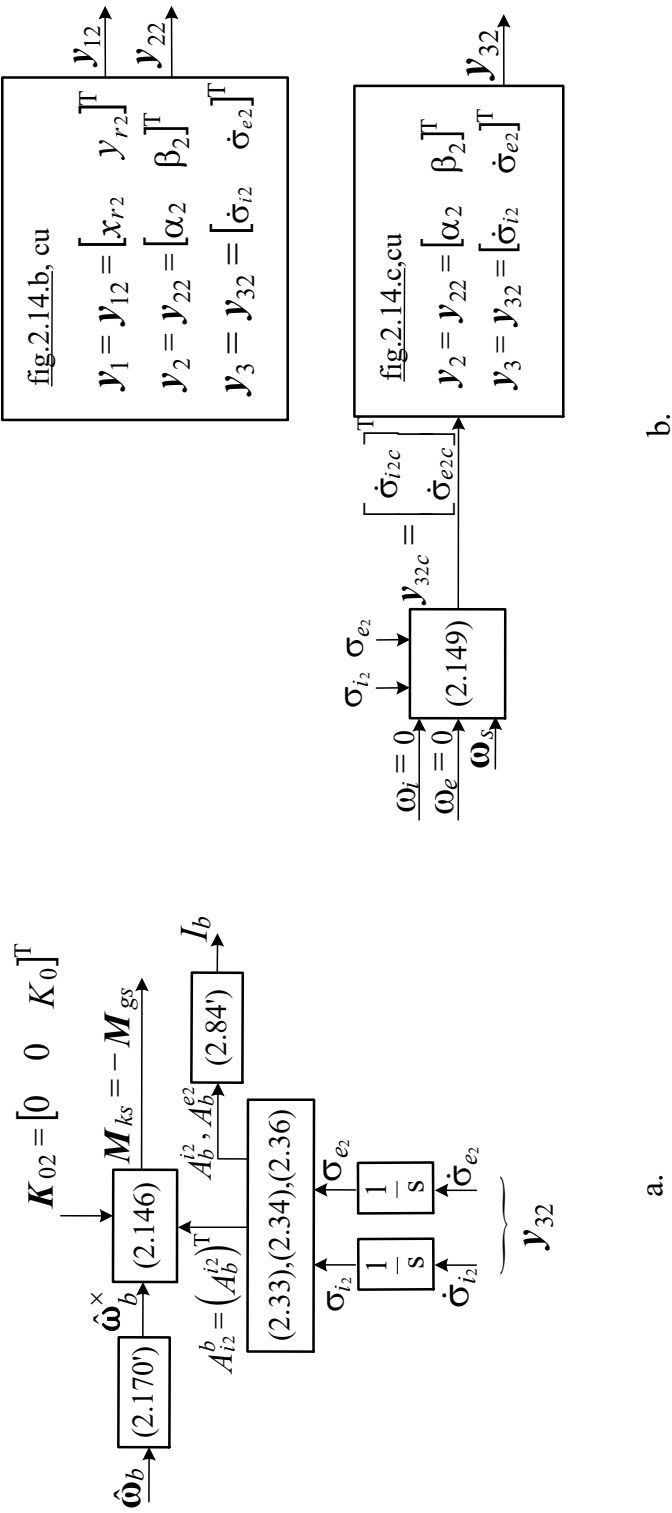


Fig.2.15. Subsiseme pentru modelarea interactiunii satelit-senzor (DGMSCMG2) (a) și a dinamicii senzorului (b)

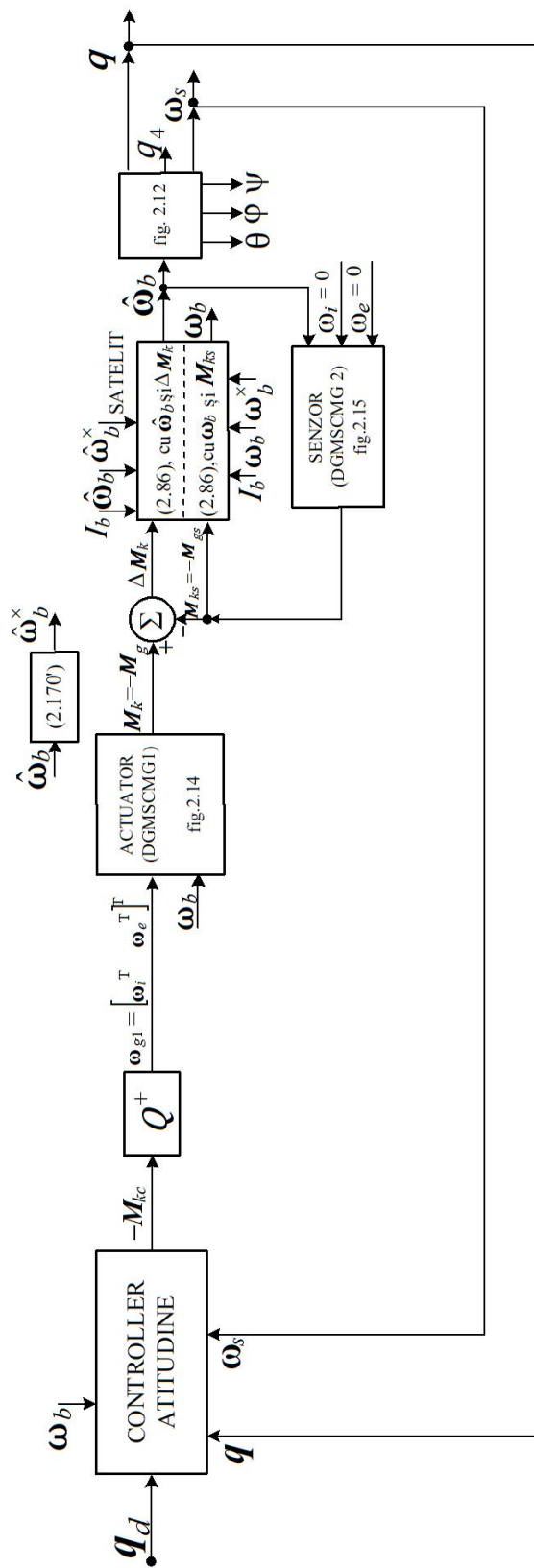


Fig.2.16. Sistem de control al atitudinii satelitului cu DGMSCMG 1 și DGMSCMG 2

2.2.3. PROIECTAREA CONTROLLERULUI DE ATITUDINE

Cu funcție Lyapunov [101]

$$V = \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_{se}^T I_b \boldsymbol{\omega}_{se} + 2k_p \ln(1 + \mathbf{q}_e^T \mathbf{q}_e), \quad k_p > 0; \quad (2.150)$$

legea de control asigură realizarea convergențelor $\boldsymbol{\omega}_{se} = \boldsymbol{\omega}_{sd} - \boldsymbol{\omega}_s \rightarrow [0 \ 0 \ 0]^T$ și $[\mathbf{q}_e \ q_{e4}]^T = M(\mathbf{q}_d, q_{4d})[\mathbf{q} \ q_4]^T \rightarrow [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$ când $t \rightarrow \infty$, cu $\boldsymbol{\omega}_{sd}$ – viteza unghiulară dorită a satelitelui relativ la triedrul orbital local, \mathbf{q}_d – quaternionul dorit, iar \mathbf{q}_e – quaternionul abaterii de atitudine, $\mathbf{q}_e = [q_{e1} \ q_{e2} \ q_{e3}]^T$, soluție a ecuației

$$\dot{\mathbf{q}}_e = F(\mathbf{q}_e) \boldsymbol{\omega}_{se}, \quad (2.151)$$

cu $F(\mathbf{q}_e)$ de forma [92]

$$F(\mathbf{q}_e) = \frac{1}{2} \left[\frac{1}{2} (1 + \mathbf{q}_e^T \mathbf{q}_e) I_{3 \times 3} + \mathbf{q}_e^\times \right], \quad (2.152)$$

$$\mathbf{q}_e^\times = \begin{bmatrix} 0 & -q_{e3} & q_{e2} \\ q_{e3} & 0 & -q_{e1} \\ -q_{e2} & q_{e1} & 0 \end{bmatrix}; \quad M(\mathbf{q}_d, q_{4d}) = \begin{bmatrix} q_{4d} & q_{3d} & -q_{2d} & -q_{1d} \\ -q_{3d} & q_{4d} & q_{1d} & -q_{2d} \\ q_{2d} & -q_{1d} & q_{4d} & -q_{3d} \\ q_{1d} & q_{2d} & q_{3d} & q_{4d} \end{bmatrix} \quad (2.153)$$

$\dot{V} < 0$ exprimă condiția ca sistemul în circuit închis să fie asimptotic stabil.

$$I_b \dot{\boldsymbol{\omega}}_{sd} + k_d \boldsymbol{\omega}_{se} + k_p \mathbf{q}_e + \boldsymbol{\omega}_b^\times (I_b \boldsymbol{\omega}_b + A_{i1}^b \mathbf{K}_0) + \omega_0 I_b \boldsymbol{\omega}_s^\times (\text{col } 3)_A - \mathbf{M}_p = -\mathbf{M}_{kc}. \quad (2.166)$$

Folosind \mathbf{M}_{kc} , calculat cu (2.166), din (2.164) rezultă

$$[\boldsymbol{\omega}_i^T \ \boldsymbol{\omega}_e^T]^T = -Q^+ \mathbf{M}_{kc}, \quad (2.167)$$

cu $\boldsymbol{\omega}_i = [1 \ 0 \ 0]^T \omega_i$, $\boldsymbol{\omega}_e = [0 \ 1 \ 0]^T \omega_e$ și Q^+ – pseudoinversa matricei Q ;

$$Q^+ = (Q^T Q)^{-1} Q^T. \quad (2.168)$$

Notând cu \mathbf{M}'_{kc} – momentul perturbator total,

$$\mathbf{M}'_{kc} = \boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\omega}_b^\times (I_b \boldsymbol{\omega}_b + A_{i1}^b \mathbf{K}_0) + \omega_0 I_b \boldsymbol{\omega}_s^\times (\text{col } 3)_A - \mathbf{M}_p, \quad (2.169)$$

Structura sistemului de control automat al atitudinii satelitelui, cu controller de tip P.D. este dată în fig.2.17. În absența vitezelor unghiulare $\boldsymbol{\omega}_i$ și $\boldsymbol{\omega}_e$ (pentru $\omega_i = \omega_e = 0$), viteza unghiulară a S este $\boldsymbol{\omega}_b$, adică cea obținută pentru sistemul de control automat al atitudinii S deschis pe calea sa directă (pentru S perturbat și necontrolat); $\hat{\boldsymbol{\omega}}_b$ este viteza unghiulară a sistemului în circuit închis (S controlat). Egalitatea $\boldsymbol{\omega}_b = \hat{\boldsymbol{\omega}}_b$ se realizează atunci când ω_i și ω_e devin nule, relație echivalentă cu $\mathbf{M}_k = \mathbf{M}_{ks}$.

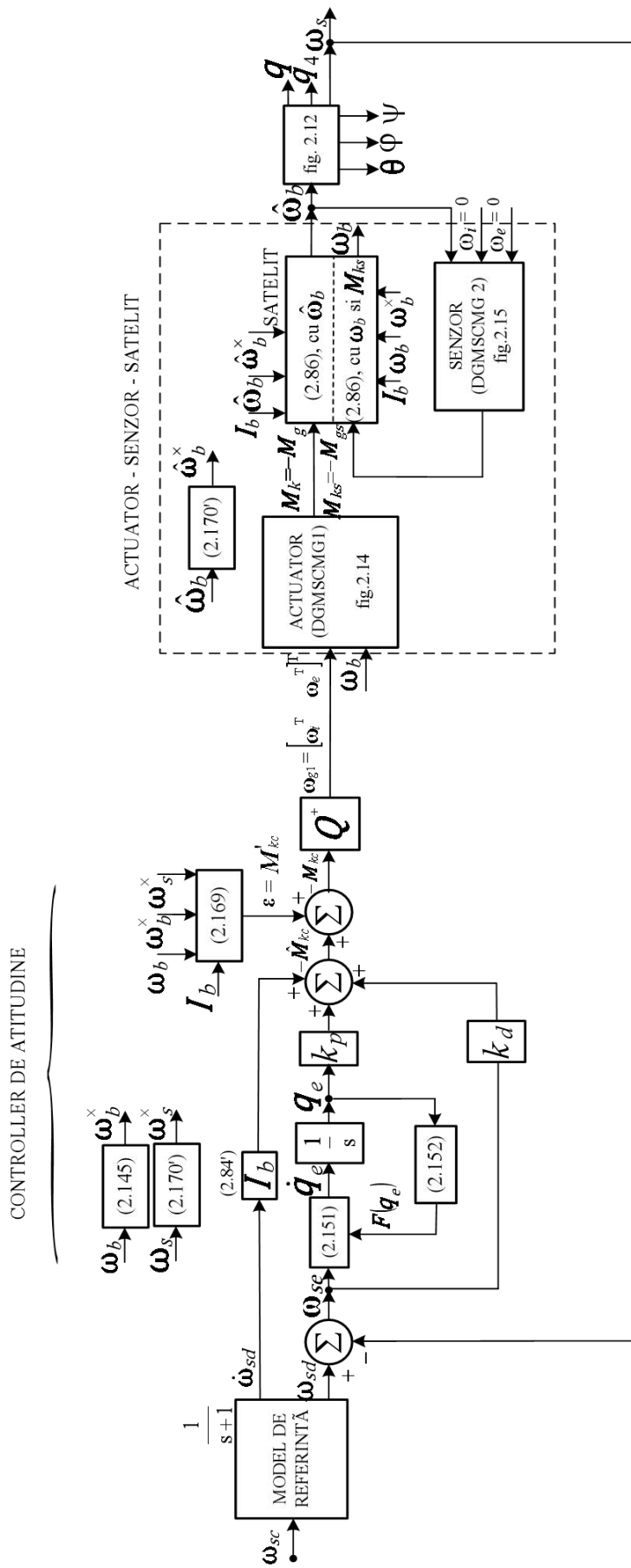
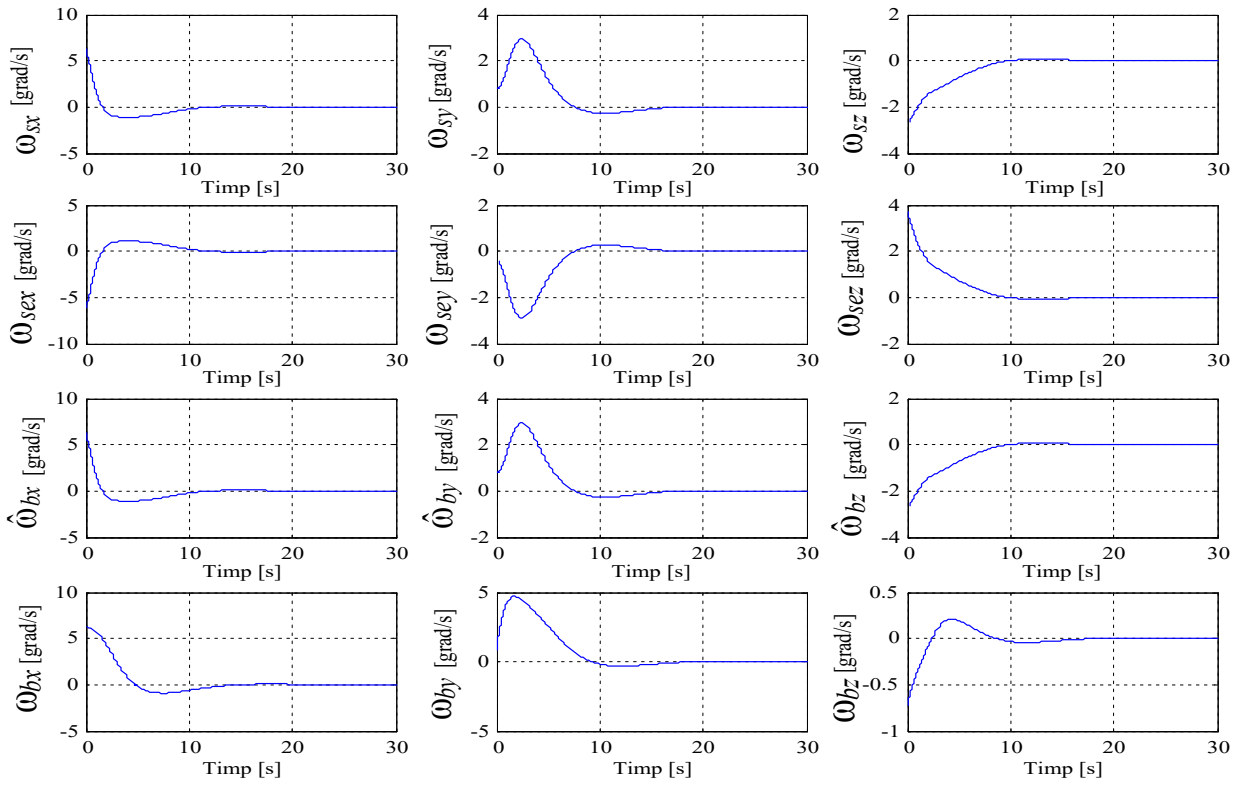
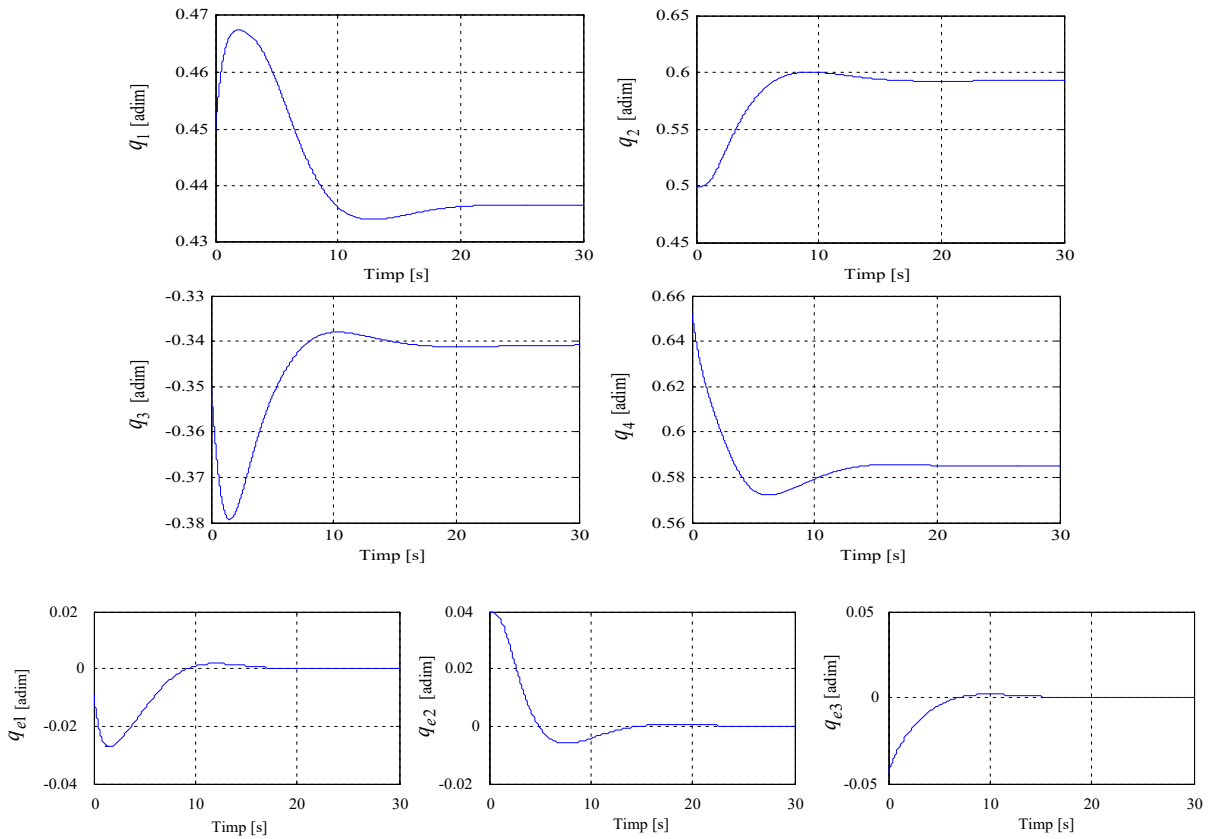


Fig.2.17. Sistem de control automat al atitudinii S_3 cu controller de tip P.D., actuator DGMSCMG 1 si senzor DGMSCMG 2

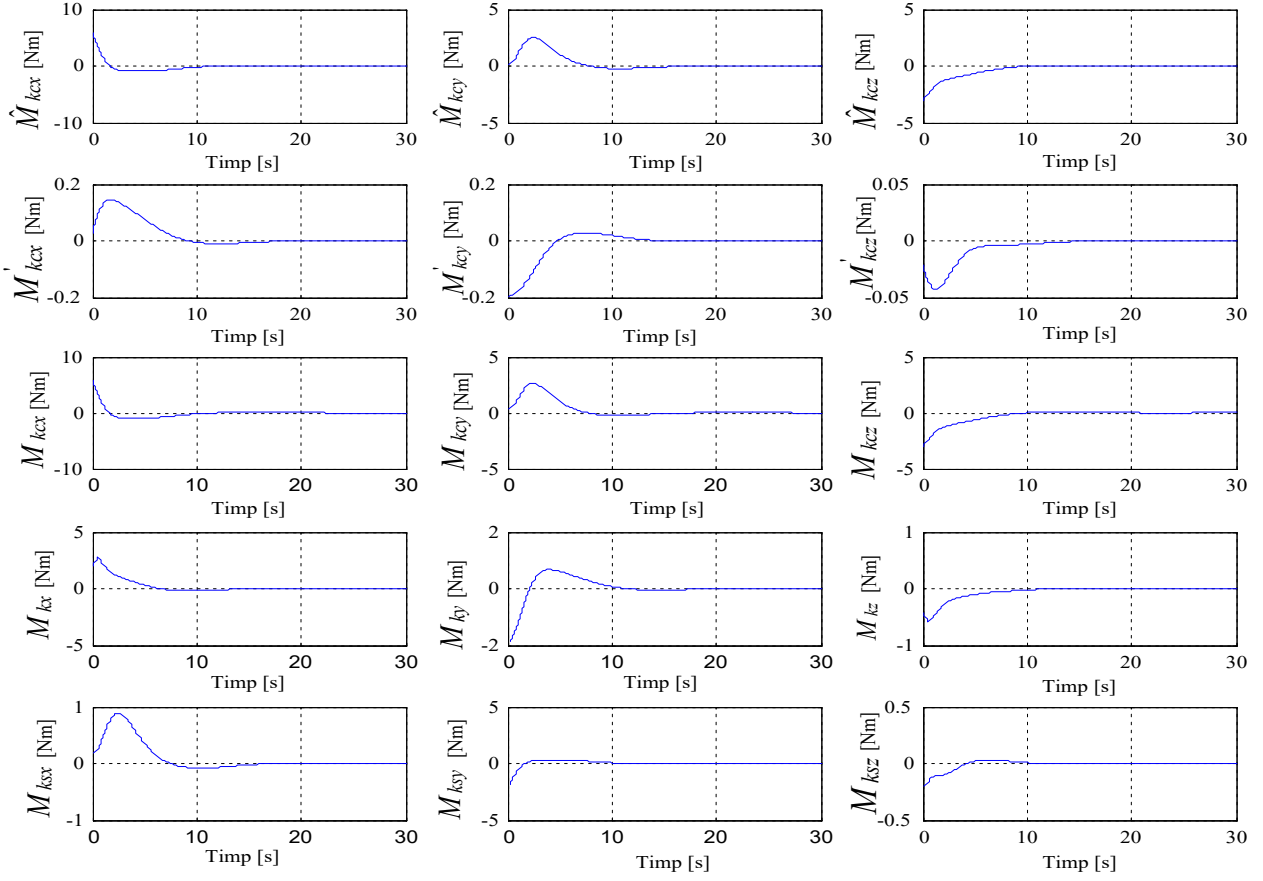
În fig.2.19 sunt prezentate caracteristicile dinamice ale acestui sistem folosind programul de calcul din anexa A2.1.



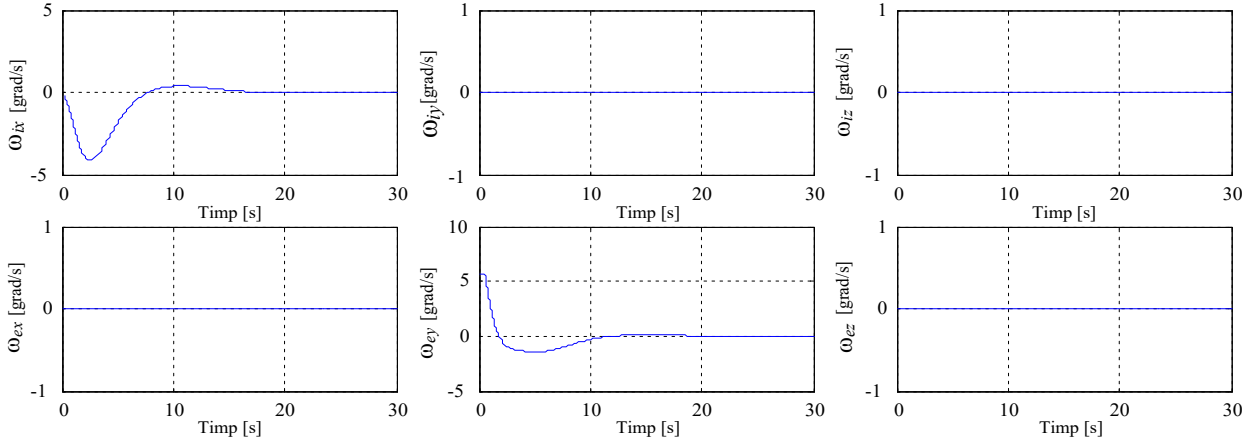
a.



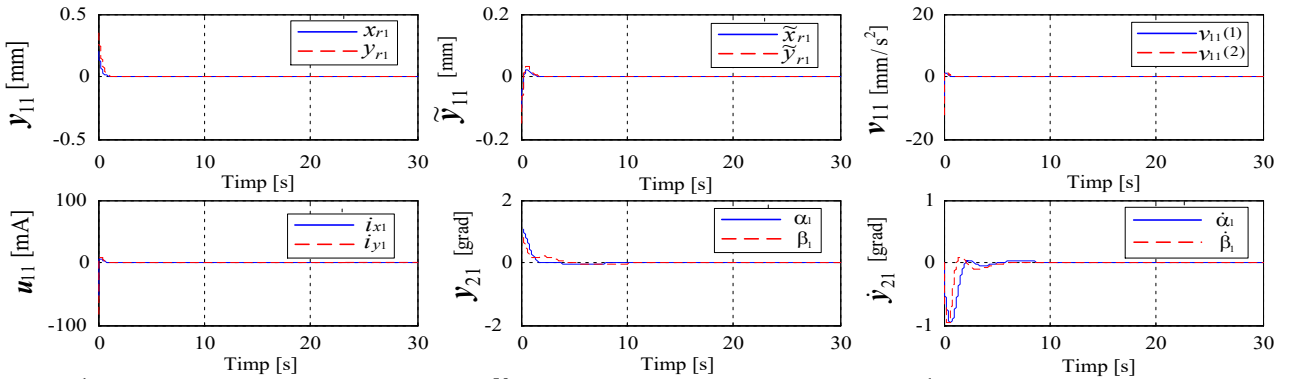
b.

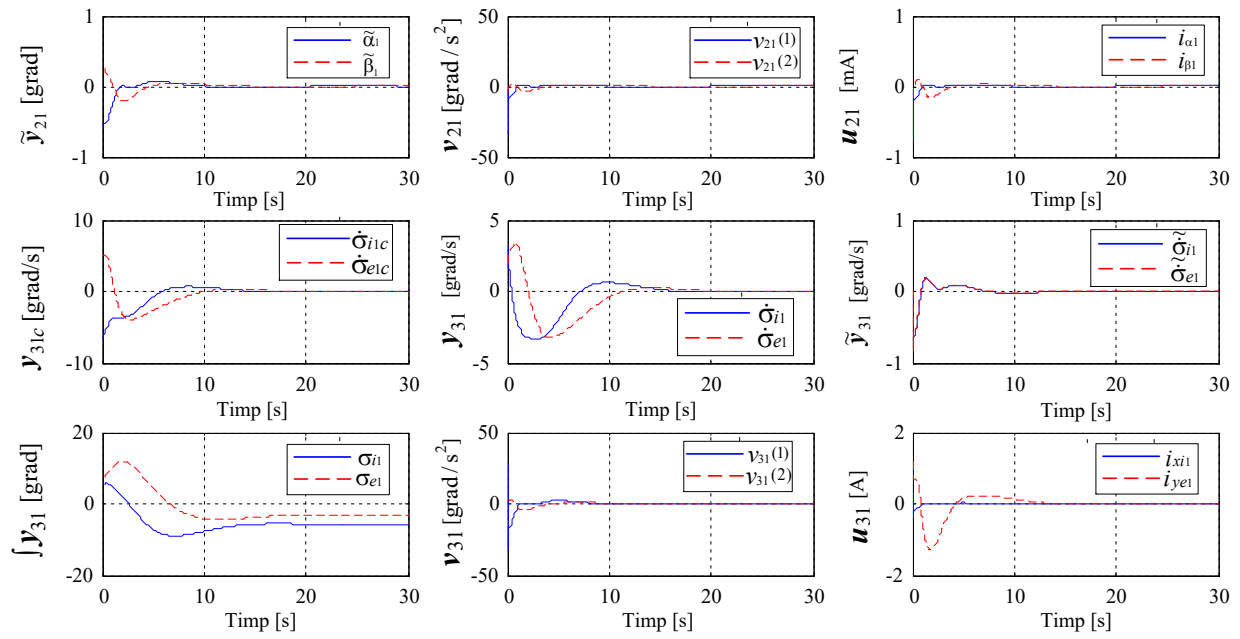


c.

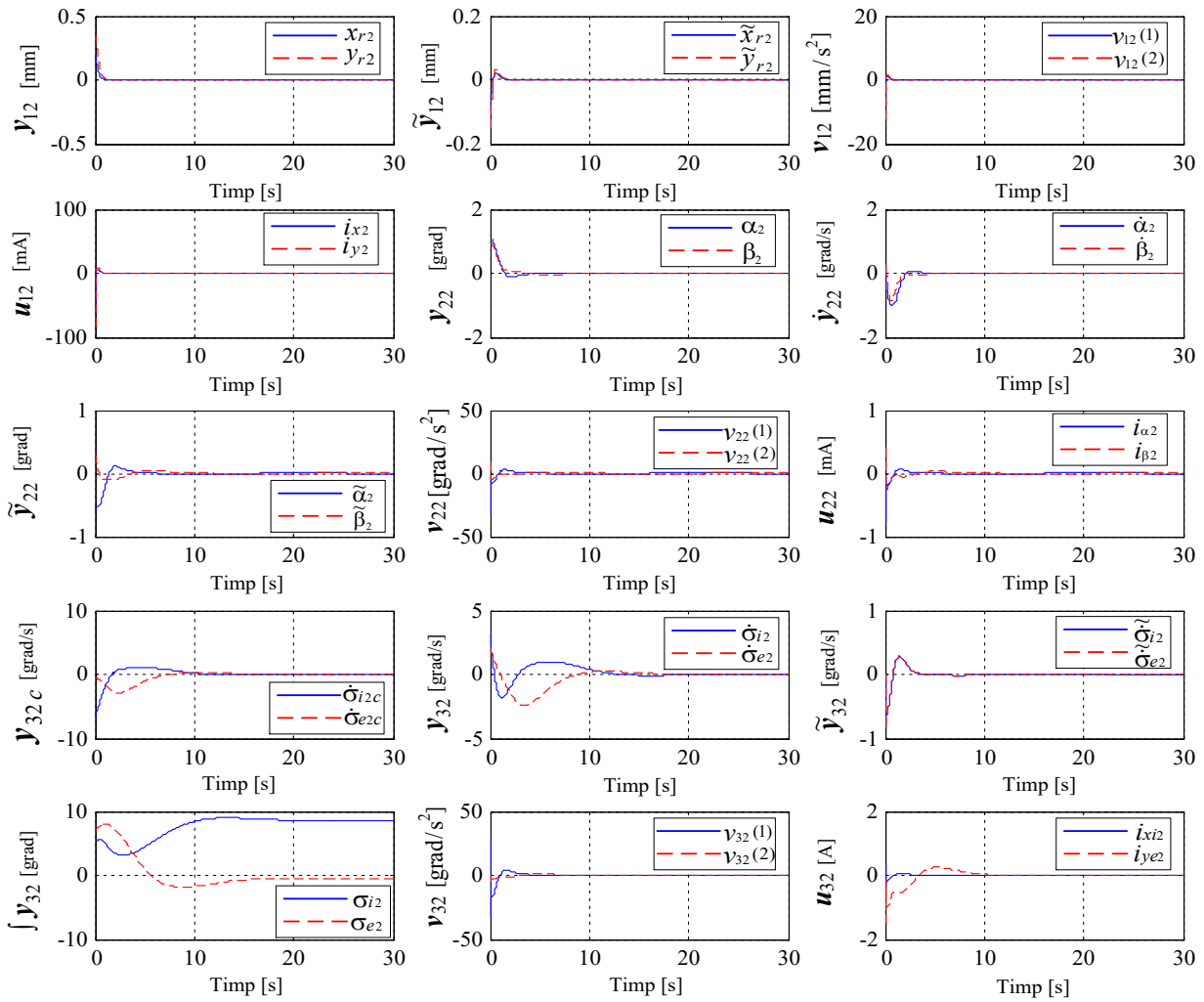


d.





e.



f.

Fig.2.21. Evoluția variabilelor SCAS, cu modelele dinamice ale actuatorului din fig.2.14 și senzorului din fig.2.15

CAPITOLUL 3

CONTROLUL ATITUDINII SATELIȚILOR FOLOSIND ACTUATOARE CU N-DGMSCMG-URI

3.1. DINAMICA ACTUATORULUI CU N=2 DGMSCMG-URI ÎN CONFIGURAȚIE PARALELĂ

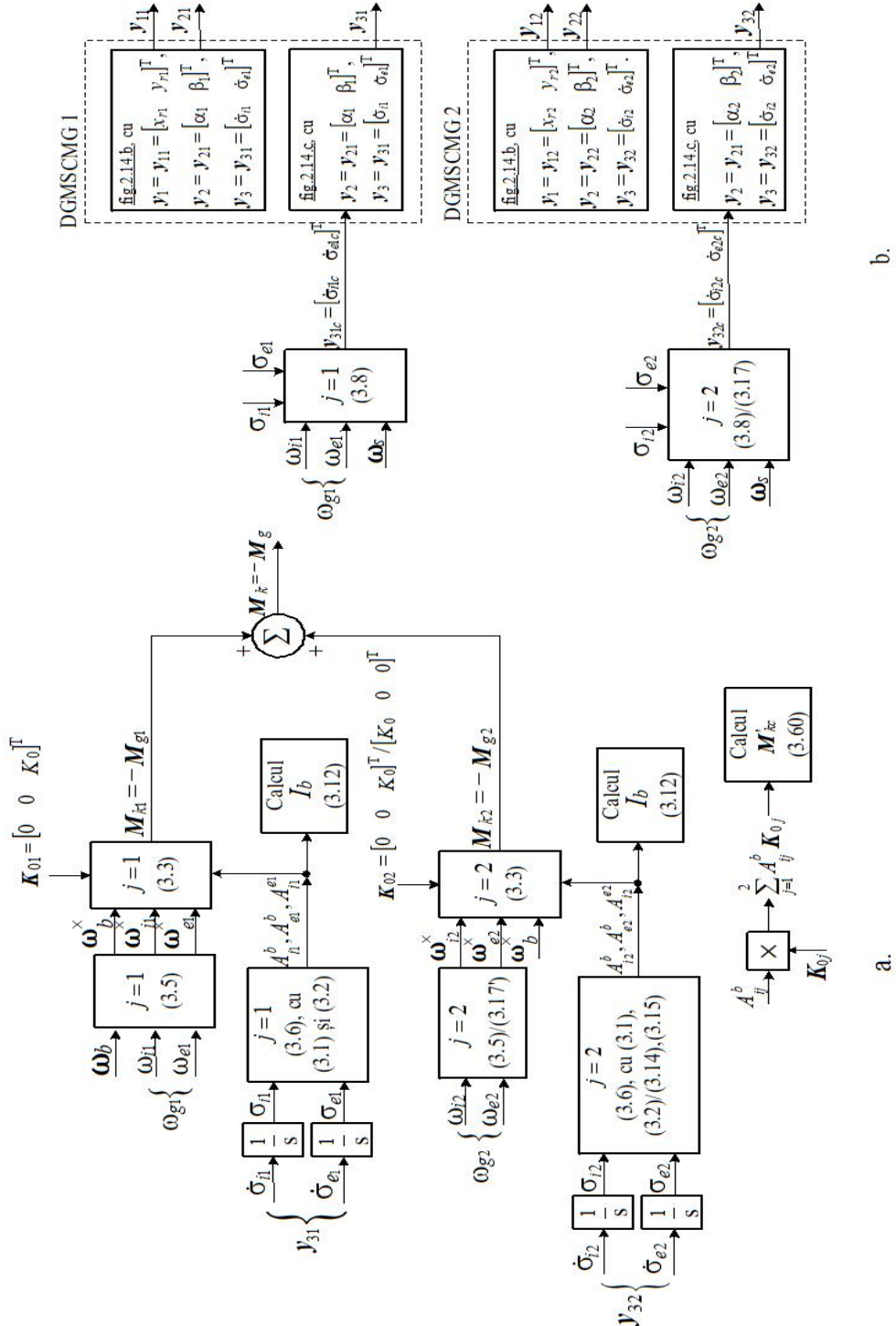


Fig.3.1. Sub sisteme pentru modelarea dinamicii interacțiunii actuator – satelit (a) și a dinamicii actuatorului constituit din N=2 DGMSCMG-uri (b), în configurație paralelă/rectangulară

În fig.3.1 sunt reprezentate subsistemele pentru modelarea dinamicii interacțiunii actuator-satelit (a) și a dinamicii actuatorului constituit din $N=2$ DGMSCMG-uri, în configurație paralelă (b), iar în fig.3.2— subsistemele pentru modelarea interacțiunii satelit-senzor (a) și a dinamicii senzorului în cazul utilizării unui actuator constituit din $N=2$ DGMSCMG-uri, în configurație paralelă sau rectangulară

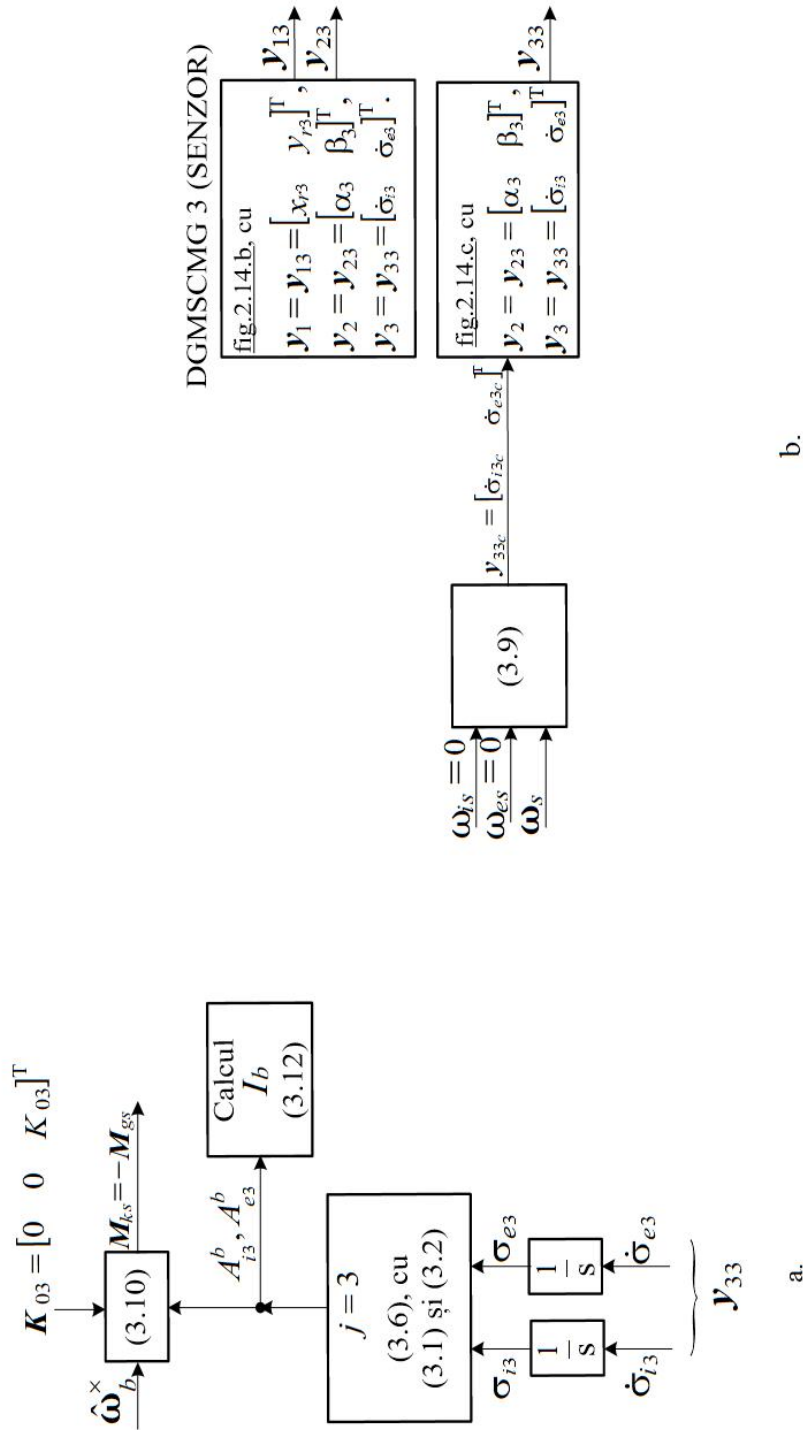


Fig.3.2. Subsisteme pentru modelarea interacțiunii satelit-senzor (a) și a dinamicii senzorului DGMSCMG 3 (b), în cazul utilizării unui actuator constituit din $N=2$ DGMSCMG-uri, în configurație paralelă sau rectangulară

3.3. DINAMICA ACTUATORULUI CU N=3 DGMSCMG-URI ÎN CONFIGURAȚIE ORTOGONALĂ

Momentul de comandă aplicat bazei (S) este

$$\mathbf{M}_{k1} = -\mathbf{M}_{g1} = \boldsymbol{\omega}_b^{\times} A_{r1}^b \mathbf{K}_{01} + A_{i1}^b \boldsymbol{\omega}_{i1}^{\times} A_{r1}^{i1} \mathbf{K}_{01} + A_{e1}^b \boldsymbol{\omega}_{e1}^{\times} A_{r1}^{e1} \mathbf{K}_{01}; \quad (3.20)$$

conform fig.3.6.b,

$$\mathbf{K}_{01} = [K_0 \ 0 \ 0]^T, \boldsymbol{\omega}_{i1} = [0 \ 0 \ \omega_{i1}]^T, \boldsymbol{\omega}_{e1} = [0 \ \omega_{e1} \ 0]^T; \quad (3.21)$$

se pot deduce vitezele unghiulare calculate ale cadrelor giroscopice relativ la bază (S);

$$\begin{aligned} \dot{\sigma}_{i1c} &= \omega_{i1} - (\omega_{sx} \sin \sigma_{e1} + \omega_{sz} \cos \sigma_{e1}), \\ \dot{\sigma}_{e1c} &= \omega_{e1} - \omega_{sy} + (\omega_{sx} \cos \sigma_{e1} - \omega_{sz} \sin \sigma_{e1}) \operatorname{tg} \sigma_{i1}. \end{aligned} \quad (3.25)$$

O structură cu N=3 DGMSCMG-uri în configurație ortogonală este prezentată în fig.3.6.a[107]; în fig.3.6.b, 3.6.c și 3.6.d sunt reprezentate rotațiile cadrelor și ale rotoarelor giroscopice pentru fiecare din cele trei CMG-uri.

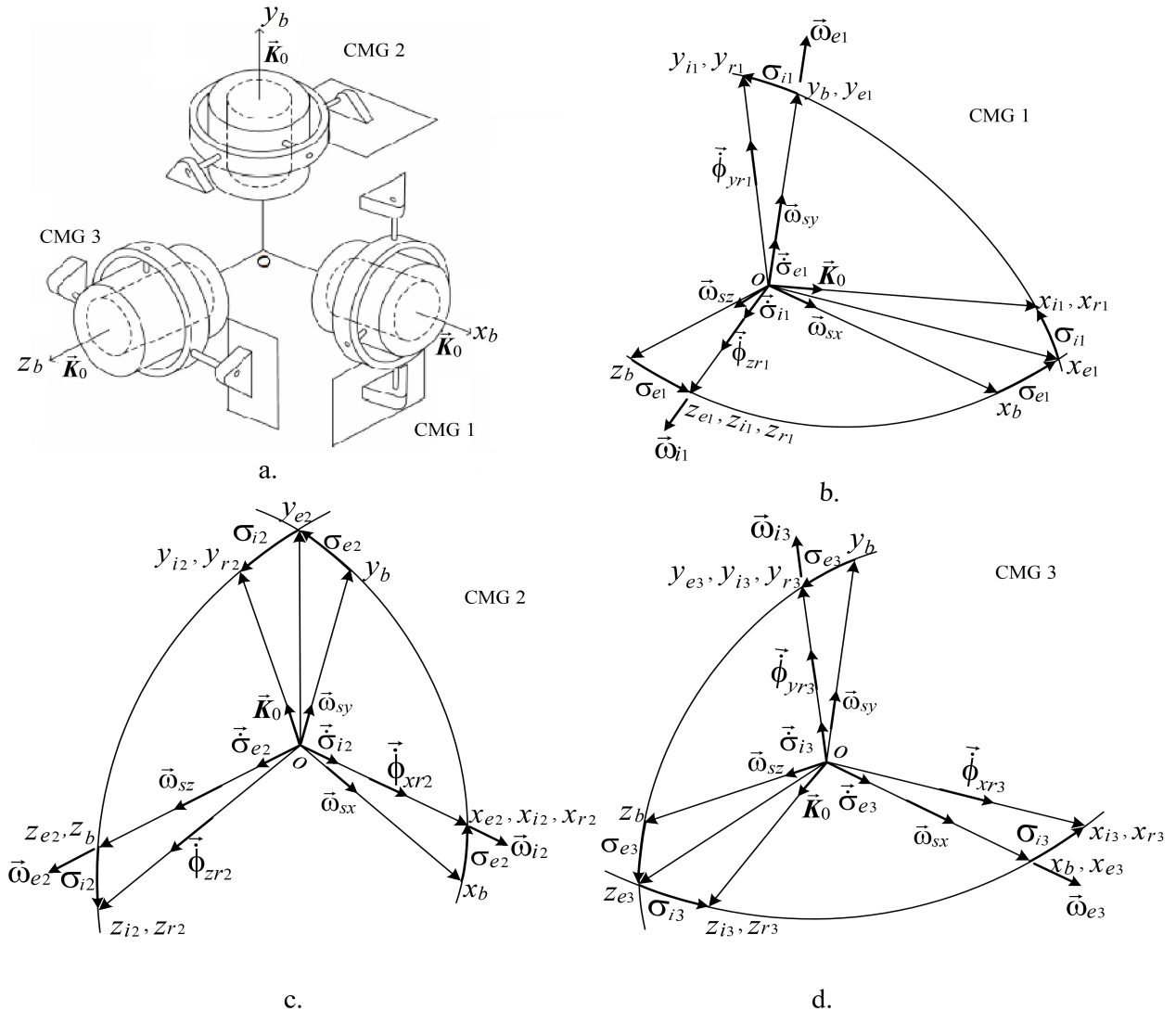


Fig.3.6. Configurație ortogonală cu N=3 DGMSCMG, rotațiile componentelor lor dinamice și mărimile unghiulare

Similar, pentru CMG 2, conform fig.3.6.c,

$$\mathbf{M}_{k2} = -\mathbf{M}_{g2} = \boldsymbol{\omega}_b^\times A_{r2}^b \mathbf{K}_{02} + A_{i2}^b \boldsymbol{\omega}_{i2}^\times A_{r2}^{i2} \mathbf{K}_{02} + A_{e2}^b \boldsymbol{\omega}_{e2}^\times A_{r2}^{e2} \mathbf{K}_{02}; \quad (3.28)$$

conform fig.3.6.c,

$$\mathbf{K}_{02} = [0 \quad K_0 \quad 0]^T, \boldsymbol{\omega}_{i2} = [\omega_{i2} \quad 0 \quad 0]^T, \boldsymbol{\omega}_{e2} = [0 \quad 0 \quad \omega_{e2}]^T; \quad (3.29)$$

se pot deduce vitezele unghiulare calculate ale cadrelor giroscopice relativ la bază (S);

$$\begin{aligned} \dot{\sigma}_{i2c} &= \omega_{i2} - (\omega_{sx} \cos \sigma_{e2} + \omega_{sy} \sin \sigma_{e2}), \\ \dot{\sigma}_{e2c} &= \omega_{e2} - \omega_{sz} + (-\omega_{sx} \sin \sigma_{e2} + \omega_{sy} \cos \sigma_{e2}) \operatorname{tg} \sigma_{i2}. \end{aligned} \quad (3.33)$$

Pentru CMG 3, conform fig.3.6.d,

$$\mathbf{M}_{k3} = -\mathbf{M}_{g3} = \boldsymbol{\omega}_b^\times A_{r3}^b \mathbf{K}_{03} + A_{i3}^b \boldsymbol{\omega}_{i3}^\times A_{r3}^{i3} \mathbf{K}_{03} + A_{e3}^b \boldsymbol{\omega}_{e3}^\times A_{r3}^{e3} \mathbf{K}_{03}; \quad (3.36)$$

$$\mathbf{K}_{03} = [0 \quad 0 \quad K_0]^T, \boldsymbol{\omega}_{i3} = [0 \quad \omega_{i3} \quad 0]^T, \boldsymbol{\omega}_{e3} = [\omega_{e3} \quad 0 \quad 0]^T; \quad (3.37)$$

se pot deduce vitezele unghiulare calculate ale cadrelor giroscopice relativ la bază (S),

$$\begin{aligned} \dot{\sigma}_{i3c} &= \omega_{i3} - (\omega_{sy} \cos \sigma_{e3} + \omega_{sz} \sin \sigma_{e3}), \\ \dot{\sigma}_{e3c} &= \omega_{e3} - \omega_{sx} + (-\omega_{sy} \sin \sigma_{e3} + \omega_{sz} \cos \sigma_{e3}) \operatorname{tg} \sigma_{i3}. \end{aligned} \quad (3.41)$$

În fig.3.7 sunt prezentate subsistemele pentru modelarea interacțiunii actuator-satelit (a) și a dinamicii actuatorului constituit din $N=3$ DGMSCMG-uri, în configurație ortogonală (b).

Pentru senzorul de viteză unghiulară $\boldsymbol{\omega}_b$, cu dispunere de exemplu ca și DGMSCMG 1, schema de modelare este dată în fig.3.8; această schema este constituită din două subsisteme: unul pentru modelarea interacțiunii satelit-senzor (a) și altul pentru modelarea dinamicii senzorului (b). Acest senzor modelează ecuația

$$\mathbf{M}_{ks} = -\mathbf{M}_{gs} = \hat{\boldsymbol{\omega}}_b^\times A_{i4}^b \mathbf{K}_{04}. \quad (3.42)$$

\mathbf{M}_k este rezultanta momentelor generate de cele $N=3$ DGMSCMG-uri dispuse în configurație ortogonală, iar \mathbf{M}_g este cuplul giroscopic rezultat;

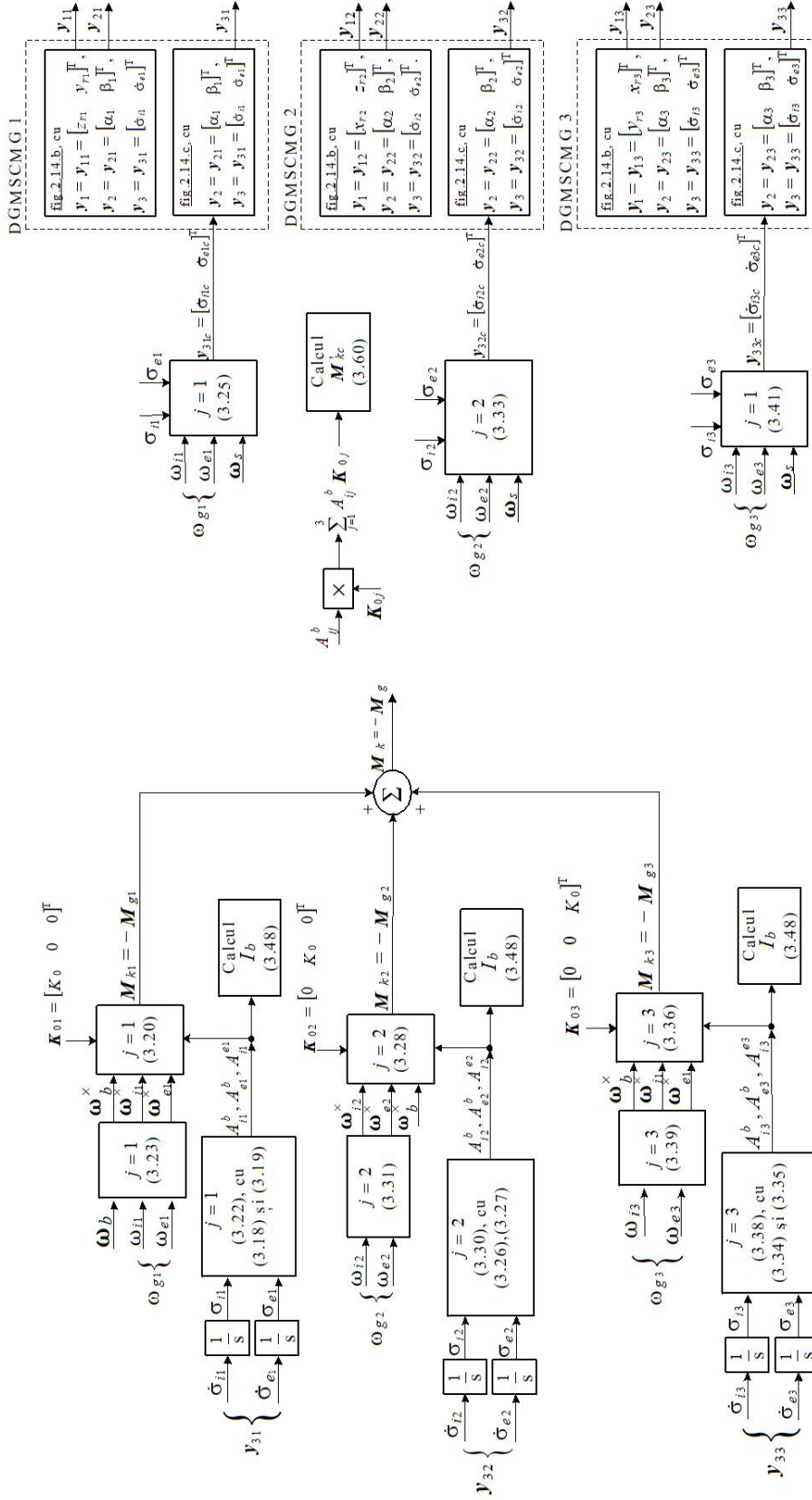
$$\mathbf{M}_k = -\mathbf{M}_g = \boldsymbol{\omega}_b^\times \sum_{j=1}^3 A_{ij}^b \mathbf{K}_{0j} - \sum_{j=1}^3 A_{ij}^b \mathbf{K}_{0j}^\times \boldsymbol{\omega}_{ij} - \sum_{j=1}^3 A_{ej}^b (A_{ij}^{ej} \mathbf{K}_{0j})^\times \boldsymbol{\omega}_{ej}, \quad (3.44)$$

Relațiile de calcul al vitezelor unghiulare $\dot{\sigma}_{i4c}$ și $\dot{\sigma}_{e4c}$ sunt calitativ de formele (3.33), în care σ_{e2} devine σ_{e4} , σ_{i2} devine σ_{i4} și $\omega_{i4} = \omega_{e4} = \omega_{is} = \omega_{es} = 0$;

$$\begin{aligned} \dot{\sigma}_{i4c} &= -(\omega_{sx} \cos \sigma_{e4} + \omega_{sy} \sin \sigma_{e4}), \\ \dot{\sigma}_{e4c} &= -\omega_{sz} + (-\omega_{sx} \sin \sigma_{e4} + \omega_{sy} \cos \sigma_{e4}) \operatorname{tg} \sigma_{i4}. \end{aligned} \quad (3.47)$$

Matricea momentelor de inerție totale ale satelitului echipat cu 3 DGMSCMG-uri se calculează cu formula

$$I_b = J_b + \sum_{j=1}^4 (A_b^{ej})^T J_{ej} A_b^{ej} + \sum_{j=1}^4 (A_b^{ij})^T I_{ij} A_b^{ij}, \quad (3.48)$$



a.

b.

Fig.3.7. Sub sisteme pentru modelarea dinamicii interacțiunii actuator—satelit (a) și a dinamicii actuatorului constituit din $N=3$ DGMSMG-uri, în configurație rectangulară (b)

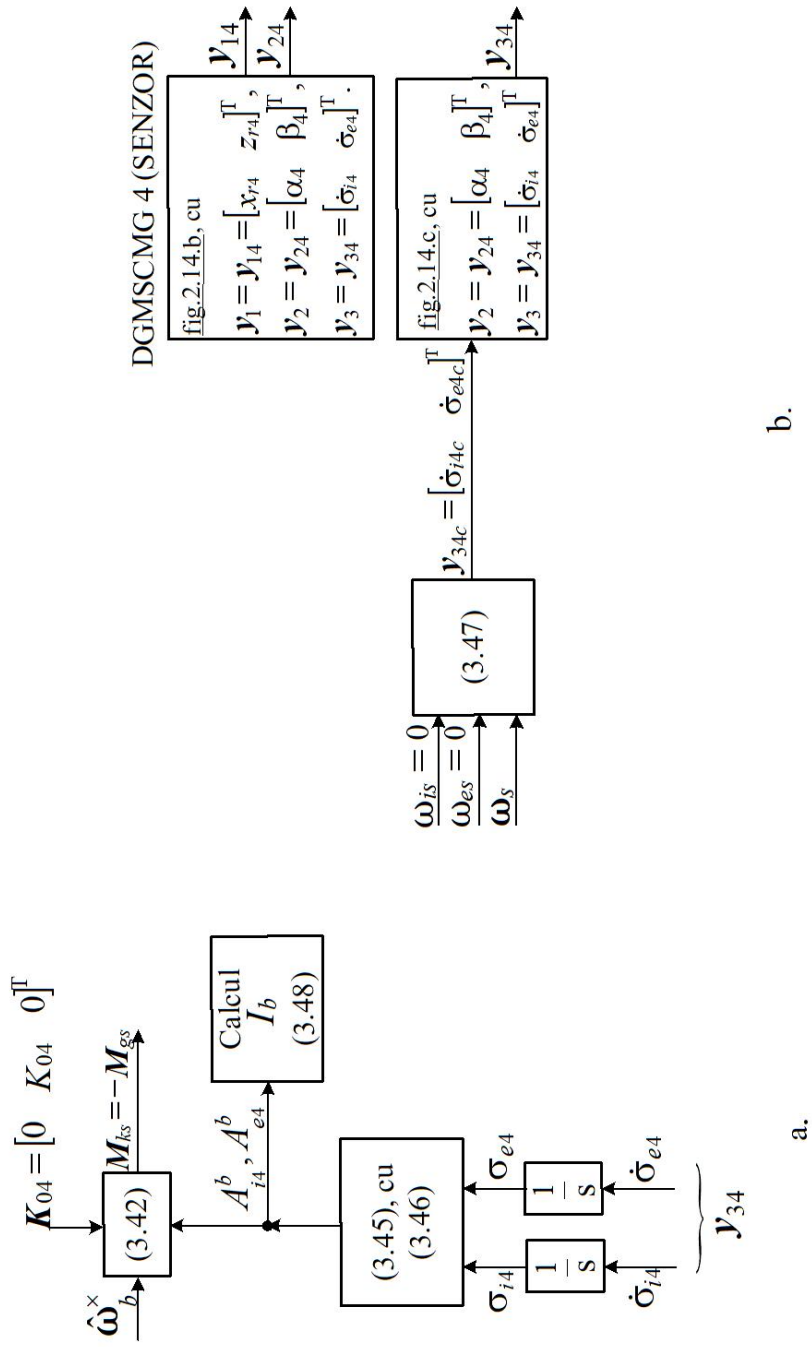


Fig.3.8. Sub sisteme pentru modelarea interacțiunii satelit—senzor (a) și a dinamicii senzorului DGMSCMG 4 (b)

3.4. CONTROLUL ATITUDINII SATELITULUI FOLOSIND UN CONTROLLER DE TIP P.D. ȘI ACTUATOR CU N DGMSCMG-URI

Ca și în cazul utilizării unui actuator cu un singur CMG (de exemplu de tip DGMSCMG), pentru proiectarea controllerului (legii de control) se alege o funcție Lyapunov de forma [101]

$$V = \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_{se}^T I_b \boldsymbol{\omega}_{se} + 2k_p \ln(1 + \mathbf{q}_e^T \mathbf{q}_e), k_p > 0, \quad (3.50)$$

Se impune condiția de stabilitate a sistemului în circuit închis pentru controlul atitudinii satelitului,

$$\dot{V} = \boldsymbol{\omega}_{se}^T I_b \dot{\boldsymbol{\omega}}_{se} + k_p \boldsymbol{\omega}_{se}^T \mathbf{q}_e = -k_d \boldsymbol{\omega}_{se}^T \boldsymbol{\omega}_{se} < 0, \quad (3.55)$$

În fig.3.10 este prezentată schema bloc a subsistemului actuator-senzor-satelit.

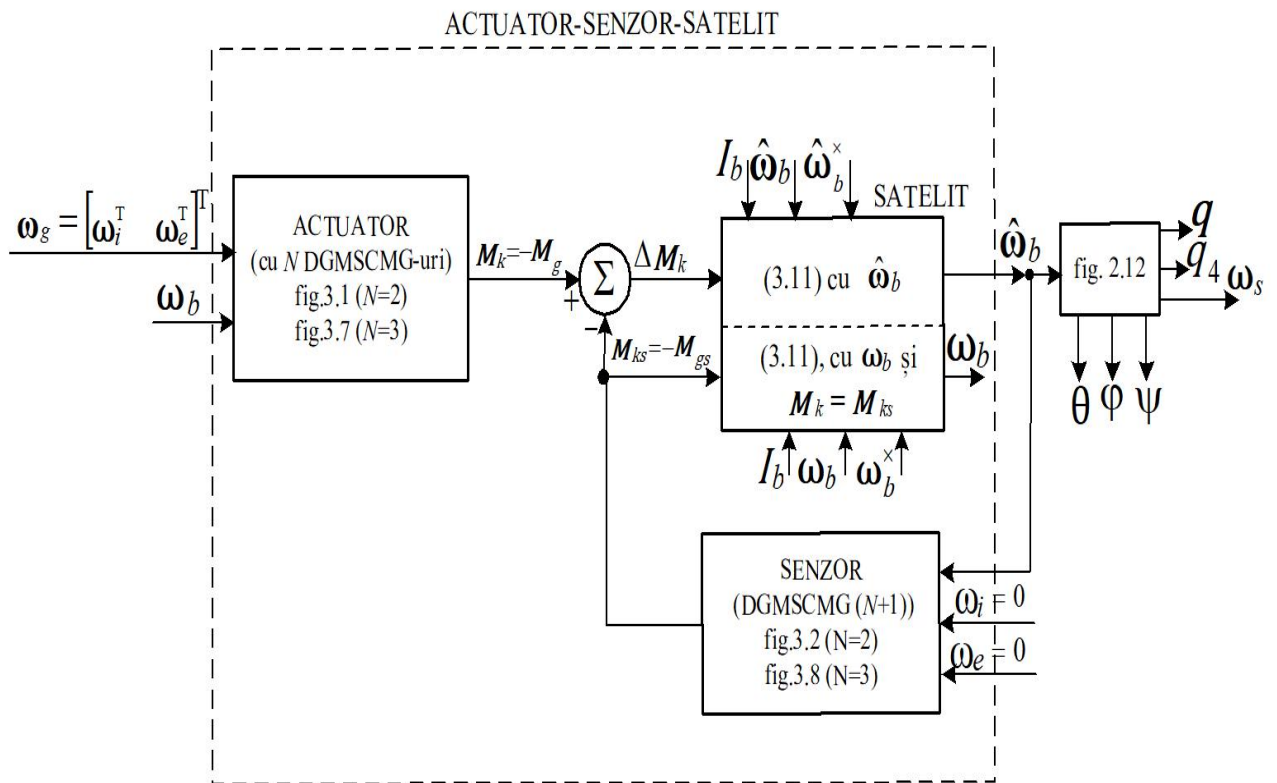


Fig.3.10. Subsistem actuator-senzor-satelit

Structura sistemului de control automat al atitudinii satelitului, cu controller de tip P.D. și model de referință, cu actuator format din N DGMSCMG-uri și senzor (DGMSCMG $(N + 1)$) este dată în fig.3.11.

CONTROLLER DE A TITUDINE

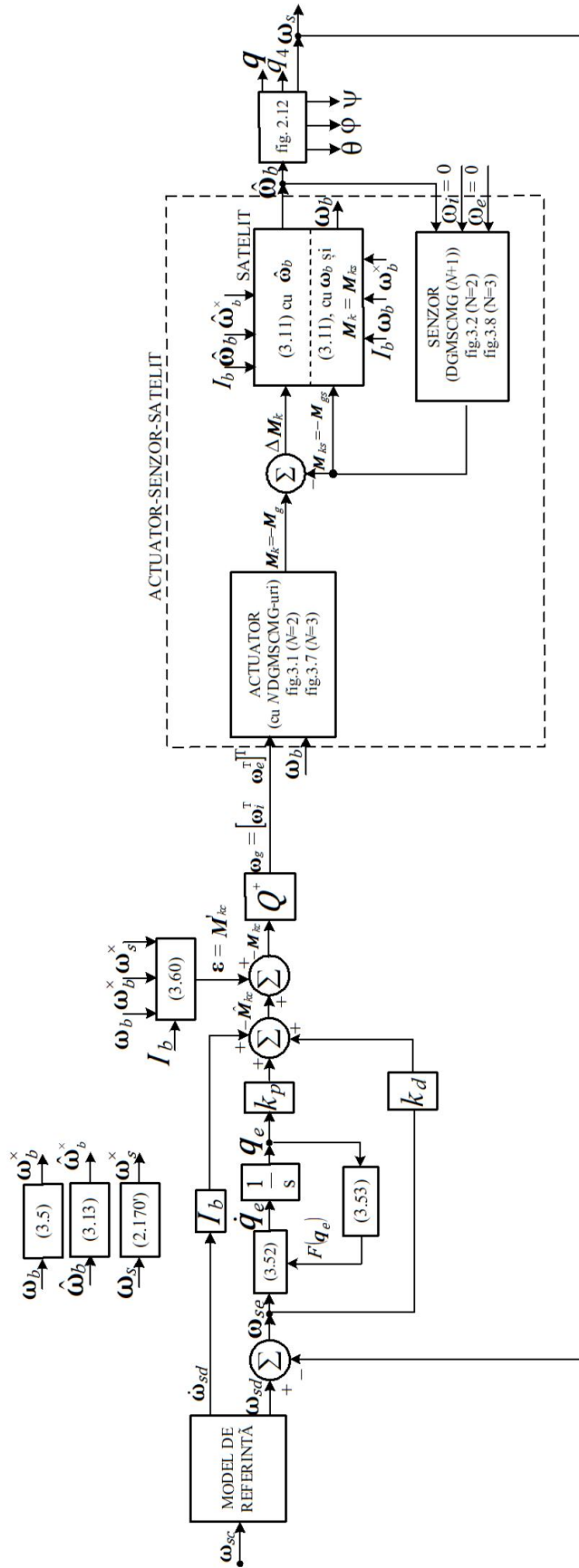
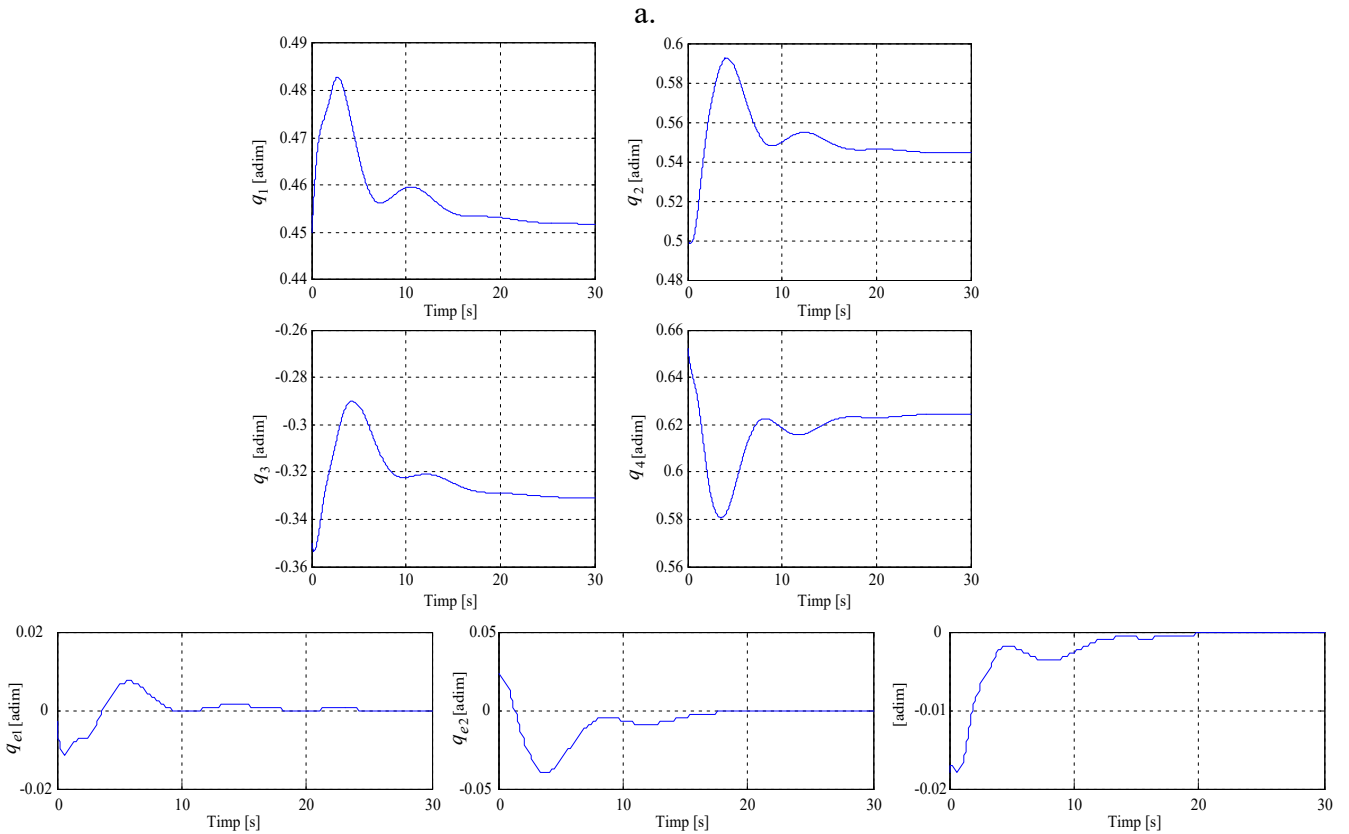
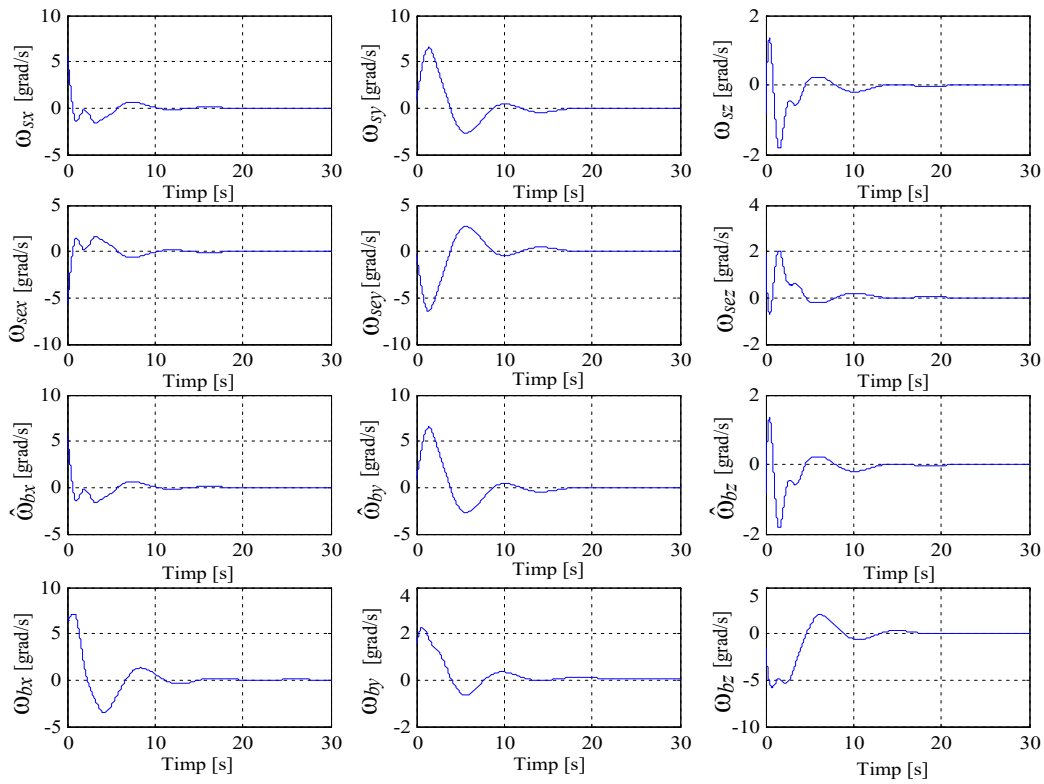
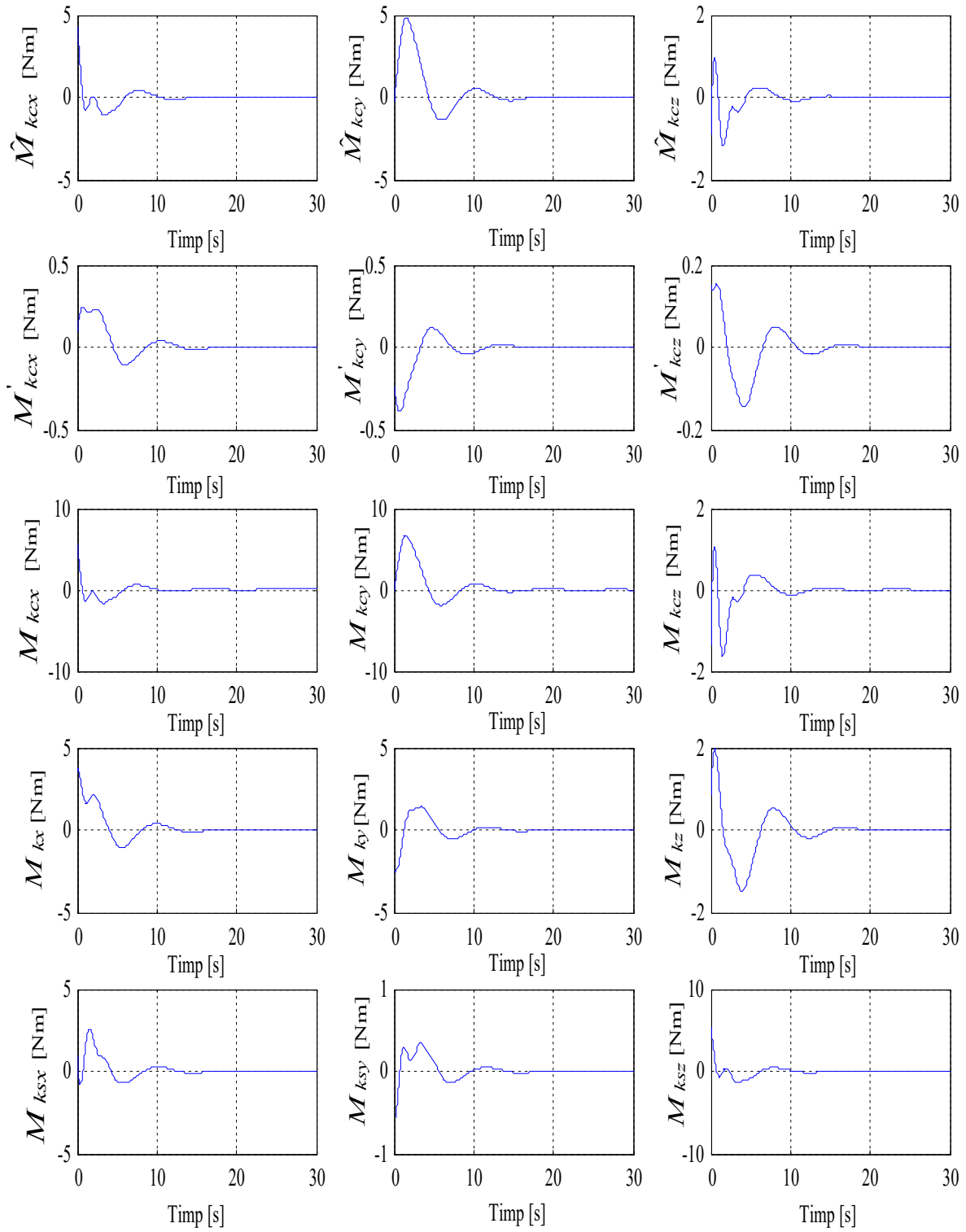


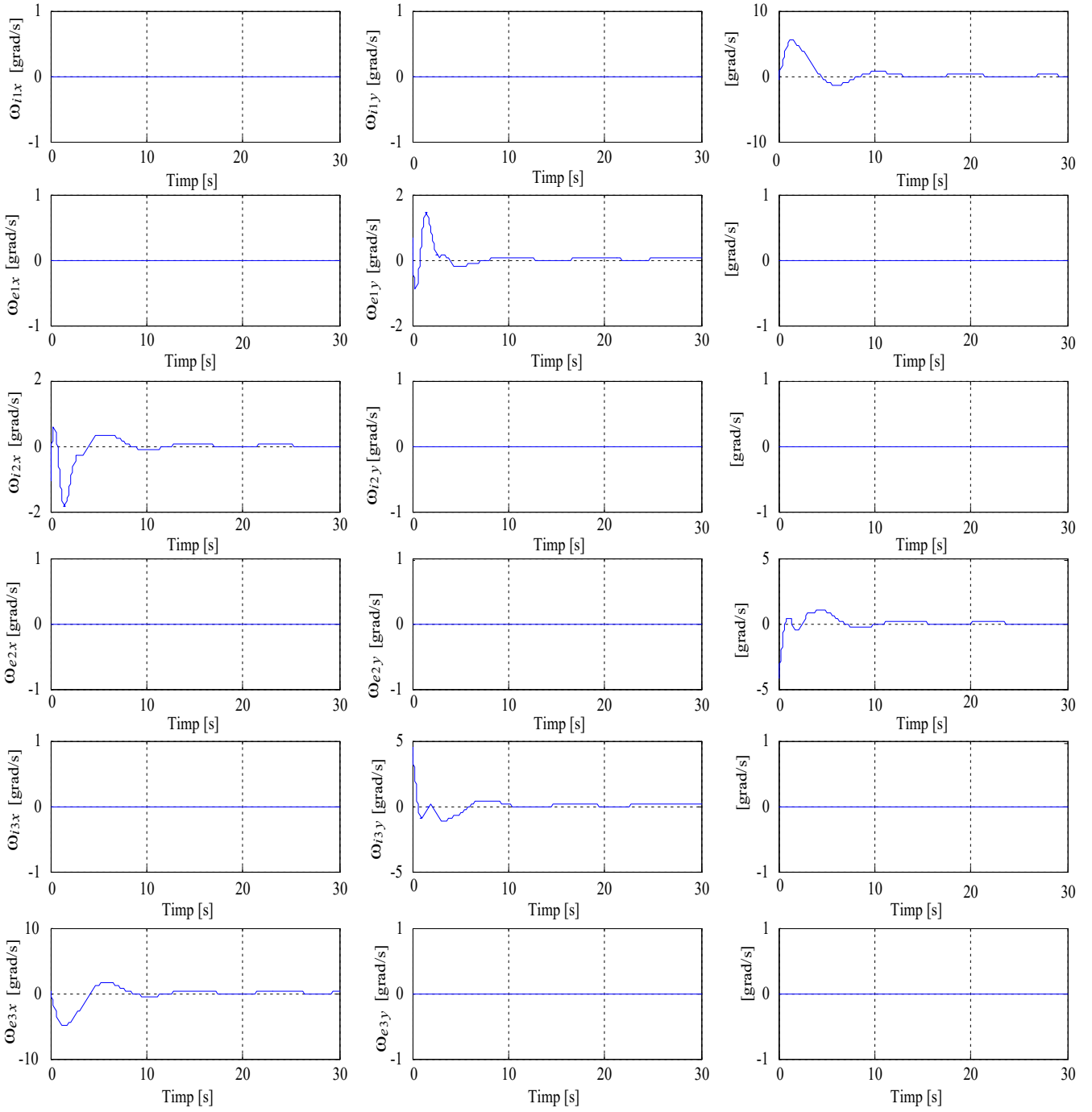
Fig.3.11. Sistem de control automat al atitudinii S , cu controller de tip P.D., actuator cu N DGMSCMG-uri și senzor de tip DGMSCMG ($N+1$)

În fig.3.18 sunt reprezentate caracteristicile dinamice ale sistemului din fig.3.11, cu actuator format din $N=3$ DGMSCMG-uri dispuse în configurație ortogonală. Programul de calcul numeric este dat în anexa A.3.3.

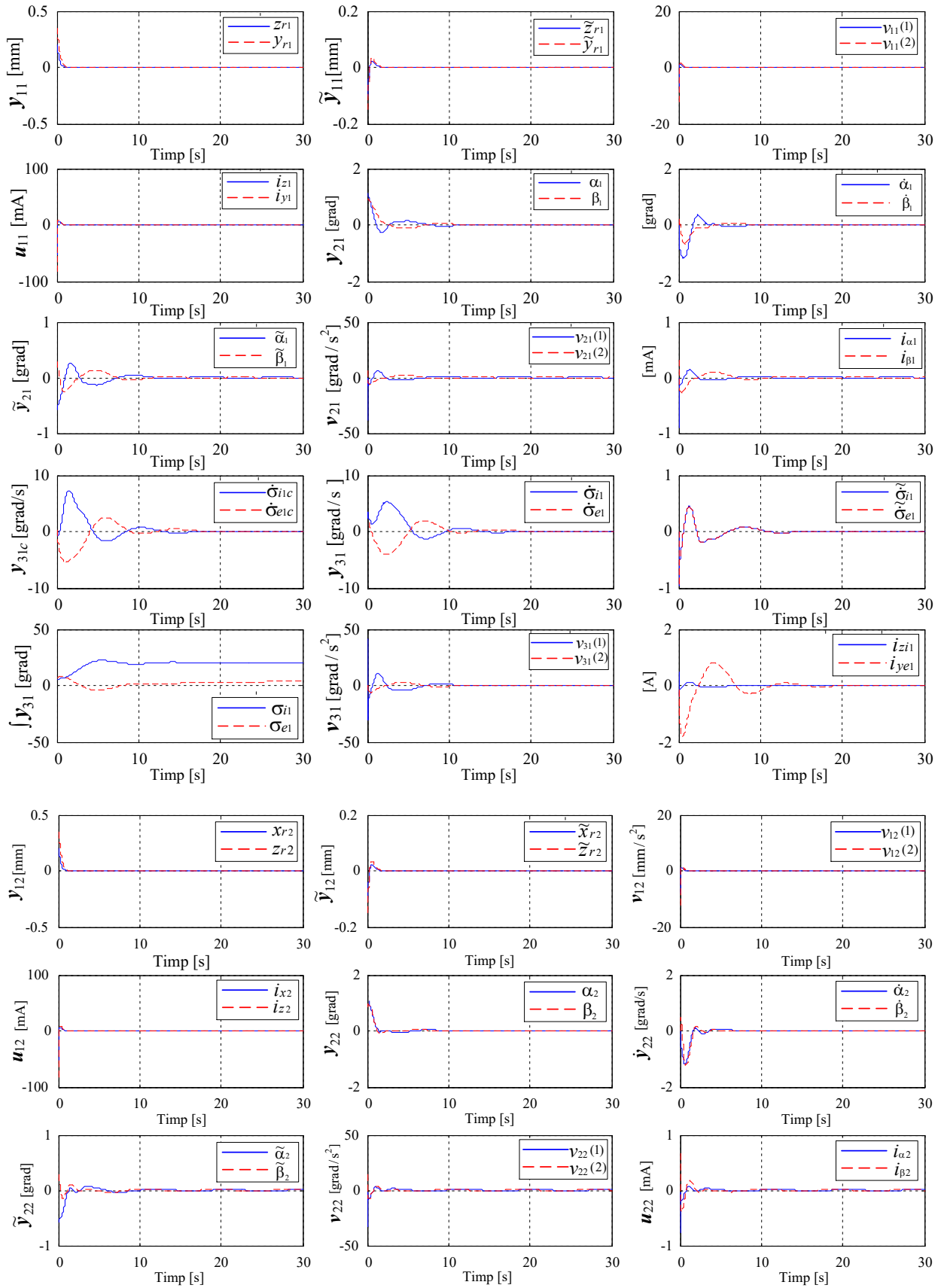


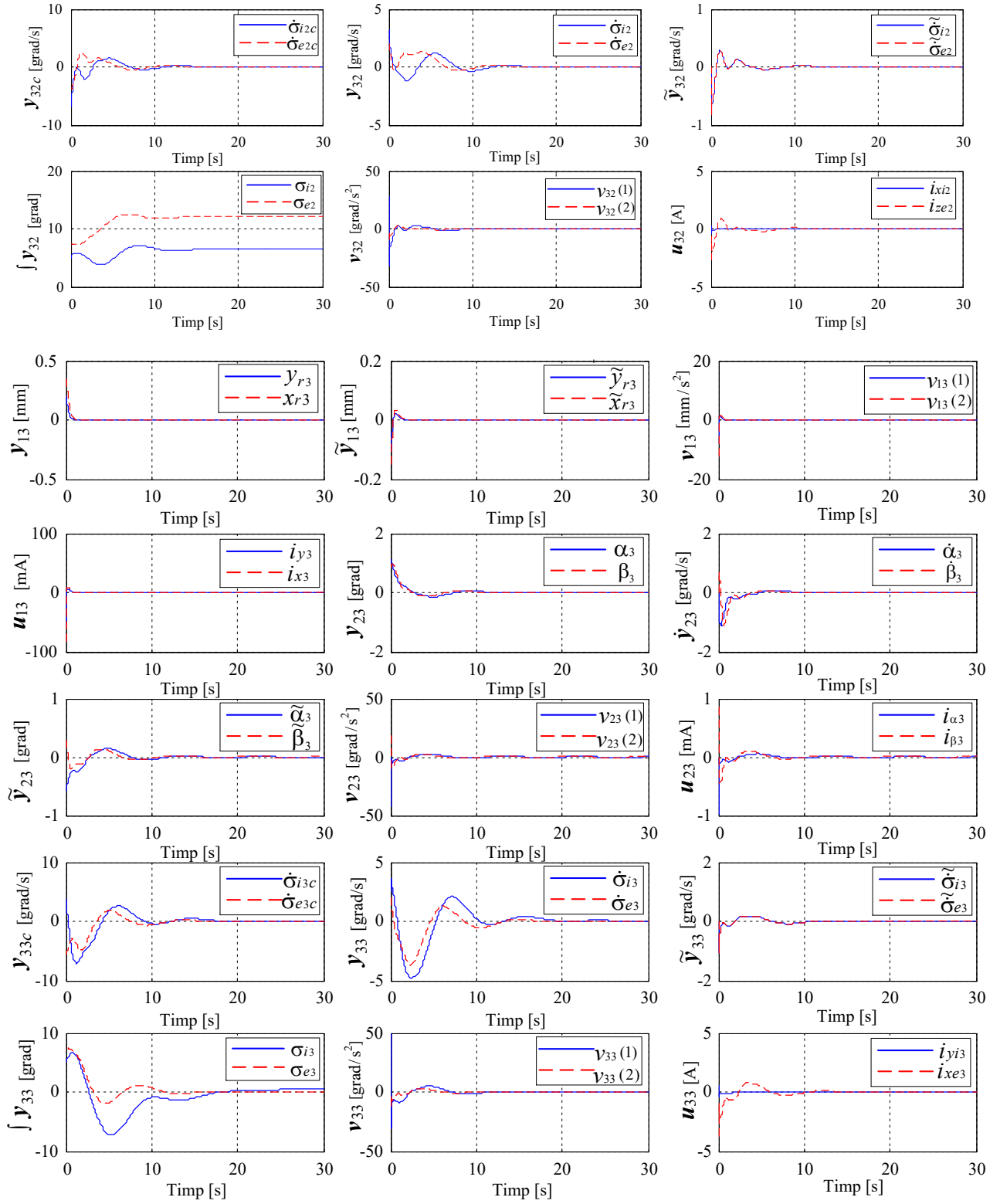


c.

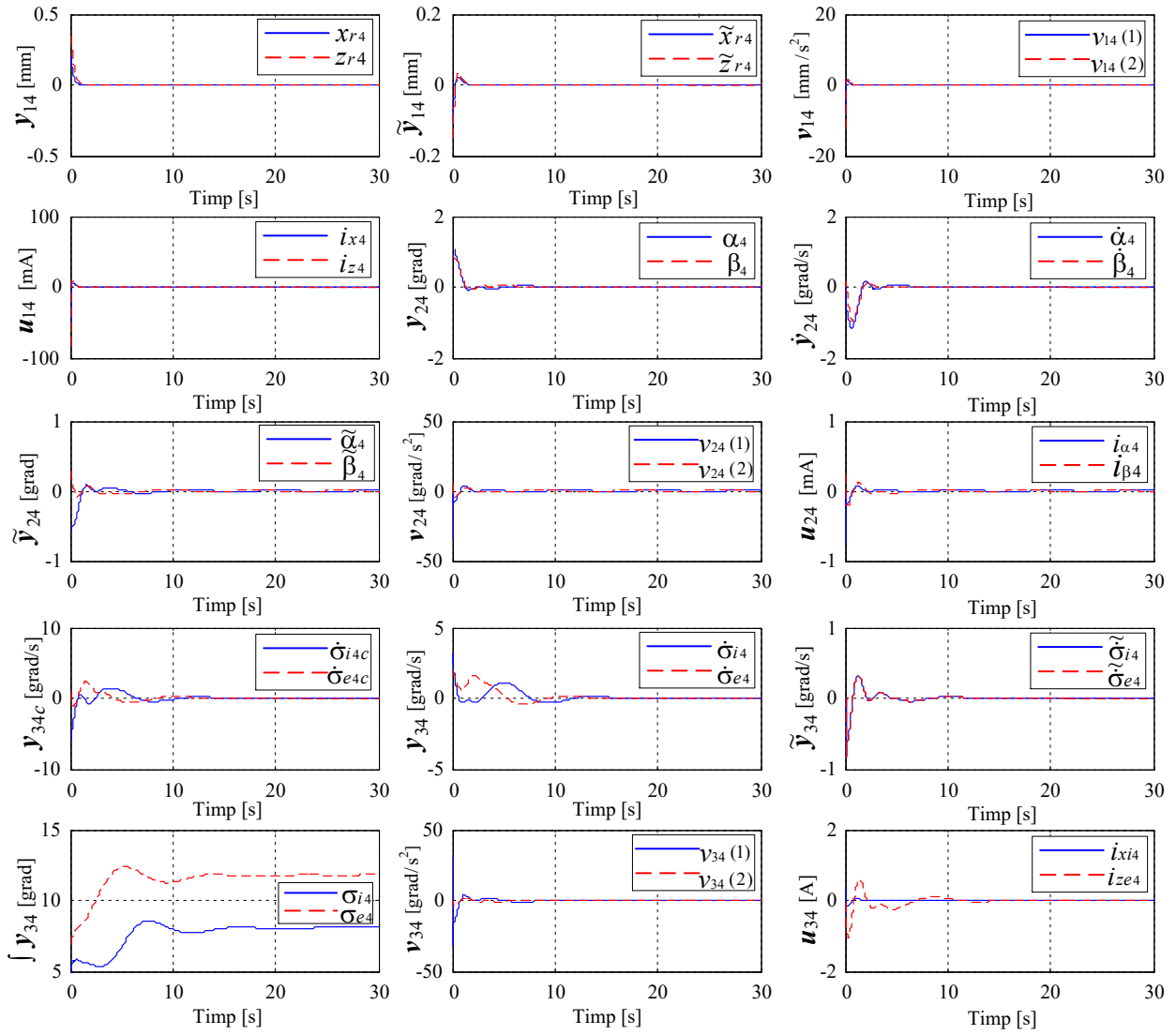


d.





e.



f.

Fig.3.18. Caracteristicile dinamice ale sistemului din fig.3.11, cu actuator constituit din $N=3$ DGMSCMG-uri în configurație ortogonală

CAPITOLUL 4

CONTROLUL ATITUDINII SATELIȚILOR FOLOSIND ACTUATOARE CU DGVSCMG-URI

4.1. DINAMICA SATELITULUI FOLOSIND UN DGVSCMG

Rotorul CMG-ului cu două cadre, cu lagăre mecanice aferente rotorului giroscopic, are viteza unghiulară de rotație proprie variabilă (variabile spin), controlată prin intermediul unui servosistem. De aceea se numește DGVSCMG.

Vitezele unghiulare relative e față de b, i față de e și cea de rotație proprie a rotorului giroscopic sunt respectiv $\dot{\sigma}_e$, $\dot{\sigma}_i$ și Ω , iar vitezele unghiulare absolute (raportate la triedrul de referință, orbital local $ox_oy_oz_0$) ale cadrului exterior (e), cadrului interior (i) și rotorului sunt respectiv Ω_e , Ω_i , Ω_r (fig.4.1.b).

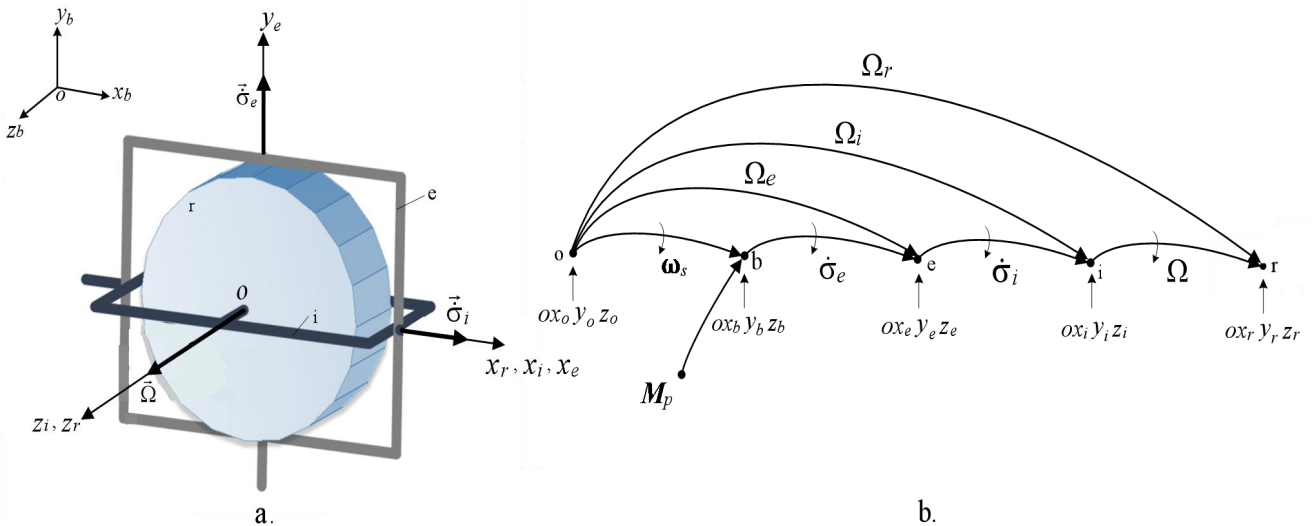


Fig.4.1. DGVSCMG și graful interdependențelor componentelor sale dinamice

Cu (4.8) și (4.10) relațiile (4.3)÷(4.5) devin [81]

$$\Omega_e = \omega_s + \dot{\sigma}_e \hat{g}_e, \quad (4.11)$$

$$\Omega_i = \omega_s + \dot{\sigma}_e \hat{g}_e + \dot{\sigma}_i \hat{g}_i, \quad (4.12)$$

$$\Omega_r = \omega_s + \dot{\sigma}_e \hat{g}_e + \dot{\sigma}_i \hat{g}_i + \Omega \hat{g}_r, \quad (4.13)$$

unde vectorii versorilor triedrelor legate respectiv de cadrul exterior, cadrul interior și de rotorul giroscopic au expresiile

$$\hat{g}_e = [0 \ 1 \ 0]^T, \hat{g}_i = [\cos\sigma_e \ 0 \ -\sin\sigma_e]^T, \hat{g}_r = [\cos\sigma_i \sin\sigma_e \ -\sin\sigma_i \ \cos\sigma_i \cos\sigma_e]^T. \quad (4.14)$$

Drept urmare, ecuația dinamicii sistemului satelit-actuator devine

$$I_b \dot{\omega}_s = -\omega_s^\times I_b \omega_s - \mathbf{M}_c + \mathbf{M}_p, \quad (4.22)$$

în care

$$I_b = J_b + (A_b^e)^\top J_e A_b^e + (A_b^i)^\top I_i A_b^i; \quad (4.23)$$

$$-\mathbf{M}_c = \mathbf{M}_g = J_r \Omega \hat{\mathbf{g}}_r^\times \omega_s + J_r \Omega (\hat{\mathbf{g}}_r^\times \hat{\mathbf{g}}_i) \dot{\sigma}_i + J_r \Omega (\hat{\mathbf{g}}_r^\times \hat{\mathbf{g}}_e) \dot{\sigma}_e - J_r \hat{\mathbf{g}}_r \dot{\Omega}. \quad (4.24)$$

Ultimul termen este generat de cuplul de inerție al rotorului giroscopic.

Ecuția (4.22) este echivalentă cu următoarea

$$I_b \dot{\omega}_s = -\mathbf{M}_{kc}, \mathbf{M}_{kc} = \hat{\mathbf{M}}_{kc} + \mathbf{M}'_{kc}; \quad -\mathbf{M}'_{kc} = \boldsymbol{\varepsilon} = -(\omega_s^\times I_b - J_r \Omega \hat{\mathbf{g}}_r^\times) \omega_s + \mathbf{M}_p; \quad (4.25)$$

$$-\hat{\mathbf{M}}_{kc} = \hat{\mathbf{M}}_{gc} = J_r \Omega (\hat{\mathbf{g}}_r^\times \hat{\mathbf{g}}_i) \hat{\sigma}_{ic} + J_r \Omega (\hat{\mathbf{g}}_r^\times \hat{\mathbf{g}}_e) \hat{\sigma}_{ec} - J_r \hat{\mathbf{g}}_r \hat{\Omega}_c. \quad (4.26)$$

Cu notațiile

$$Q_i = J_r \Omega (\hat{\mathbf{g}}_r^\times \hat{\mathbf{g}}_i), Q_e = J_r \Omega (\hat{\mathbf{g}}_r^\times \hat{\mathbf{g}}_e), Q_r = -J_r \hat{\mathbf{g}}_r, \quad (4.27)$$

Deci, vectorul de comandă aplicat SERVO se calculează cu formula

$$\mathbf{u}_c = [\dot{\sigma}_{ic} \quad \dot{\sigma}_{ec} \quad \dot{\Omega}_c]^\top = -Q^+ \mathbf{M}_{kc} = \hat{\mathbf{h}}_r^{-1}(\mathbf{M}_{kc}, \mathbf{y}). \quad (4.31)$$

Ecuția satelitului este de forma (4.22), cu \mathbf{M}_c de forma (4.24) sau de forma

$$-\mathbf{M}_c = \mathbf{M}_g = J_r \Omega \hat{\mathbf{g}}_r^\times \omega_s + Q \mathbf{u}_k, \mathbf{u}_k = [\dot{\sigma}_i \quad \dot{\sigma}_e \quad \dot{\Omega}]^\top, \quad (4.32)$$

rezultă matricele

$$Q_i = J_r \begin{bmatrix} \Omega \sin \sigma_i \sin \sigma_e \\ \Omega \cos \sigma_i \\ \Omega \sin \sigma_i \cos \sigma_e \end{bmatrix}, Q_e = J_r \begin{bmatrix} -\Omega \cos \sigma_i \cos \sigma_e \\ 0 \\ \Omega \cos \sigma_i \sin \sigma_e \end{bmatrix}, Q_r = J_r \begin{bmatrix} -\cos \sigma_i \sin \sigma_e \\ \sin \sigma_i \\ -\cos \sigma_i \cos \sigma_e \end{bmatrix}. \quad (4.35)$$

4.2. DINAMICA SATELITULUI FOLOSIND ACTUATOARE FORMATE DIN $N=2$

DGVSCMG-URI

4.2.2. ACTUATOR FORMAT DIN $N=2$ DGVSCMG-URI ÎN CONFIGURAȚIE

ORTOGONALĂ

Cele două DGVSCMG-uri din componența actuatorului sunt dispuse pe satelit cu axele cadrelor exterioare perpendiculare;

Pentru acest caz,, matricele Q_i , Q_e și Q_r sunt

$$Q_i = J_r \begin{bmatrix} \Omega_1 \sin \sigma_{i1} \sin \sigma_{e1} & \Omega_2 \sin \sigma_{i2} \cos \sigma_{e2} \\ \Omega_1 \cos \sigma_{i1} & \Omega_2 \sin \sigma_{i1} \sin \sigma_{e1} \\ \Omega_1 \sin \sigma_{i1} \cos \sigma_{e1} & \Omega_2 \cos \sigma_{i2} \end{bmatrix},$$

$$Q_e = J_r \begin{bmatrix} -\Omega_1 \cos \sigma_{i1} \cos \sigma_{e1} & \Omega_2 \cos \sigma_{i2} \sin \sigma_{e2} \\ 0 & -\Omega_2 \cos \sigma_{i2} \cos \sigma_{e2} \\ \Omega_1 \sin \sigma_{i1} \sin \sigma_{e1} & 0 \end{bmatrix}, \quad (4.60)$$

$$Q_r = J_r \begin{bmatrix} -\cos\sigma_{i1}\sin\sigma_{e1} & -\cos\sigma_{i2}\cos\sigma_{e2} \\ \sin\sigma_{i1} & -\cos\sigma_{i2}\sin\sigma_{e2} \\ -\cos\sigma_{i1}\cos\sigma_{e1} & \sin\sigma_{i2} \end{bmatrix}.$$

4.3. DINAMICA SATELITULUI FOLOSIND ACTUATOARE FORMATE DIN $N=3$ DGVSCMG-URI ÎN CONFIGURAȚIE ORTOGONALĂ

DGVSCMG 1 și DGVSCMG 2 sunt amplasate pe satelit ca și în cazul studiat în §4.2.2, iar DGVSCMG 3 este amplasat ca în fig.4.4.a (planul cadrului exterior neperturbat este paralel cu planul ox_bz_b , axa de rotație a acestui cadru ox_{e3} fiind paralelă cu axa ox_b). Deci, pentru primele două DGVSCMG-uri rămân valabile toate rezultatele din §4.2.2, care vor fi completate cu cele similare pentru DGVSCMG 3.

Matricele Q_i , Q_e și Q_r au primele două coloane identice cu cele din (4.60), iar a treia coloană este dată respectiv de produsele $\Omega_3 \hat{g}_{r3}^x \hat{g}_{i3}$, $\Omega_3 \hat{g}_{r3}^x \hat{g}_{e3}$ și \hat{g}_{r3} ; rezultă matricele

$$\begin{aligned} Q_i &= J_r \begin{bmatrix} \Omega_1 \sin\sigma_{i1} \sin\sigma_{e1} & \Omega_2 \sin\sigma_{i2} \cos\sigma_{e2} & \Omega_3 \cos\sigma_{i3} \\ \Omega_1 \cos\sigma_{i1} & \Omega_2 \sin\sigma_{i2} \sin\sigma_{e2} & \Omega_3 \sin\sigma_{i3} \cos\sigma_{e3} \\ \Omega_1 \sin\sigma_{i1} \cos\sigma_{e1} & \Omega_2 \cos\sigma_{i2} & \Omega_3 \sin\sigma_{i3} \sin\sigma_{e3} \end{bmatrix}, \\ Q_e &= J_r \begin{bmatrix} -\Omega_1 \cos\sigma_{i1} \cos\sigma_{e1} & \Omega_2 \cos\sigma_{i2} \sin\sigma_{e2} & 0 \\ 0 & -\Omega_2 \cos\sigma_{i2} \cos\sigma_{e2} & \Omega_3 \cos\sigma_{i3} \sin\sigma_{e3} \\ \Omega_1 \sin\sigma_{i1} \sin\sigma_{e1} & 0 & -\Omega_3 \cos\sigma_{i3} \cos\sigma_{e3} \end{bmatrix}, \\ Q_r &= J_r \begin{bmatrix} -\cos\sigma_{i1} \sin\sigma_{e1} & -\cos\sigma_{i2} \cos\sigma_{e2} & \sin\sigma_{i3} \\ \sin\sigma_{i1} & -\cos\sigma_{i2} \sin\sigma_{e2} & -\cos\sigma_{i3} \cos\sigma_{e3} \\ -\cos\sigma_{i1} \cos\sigma_{e1} & \sin\sigma_{i2} & -\cos\sigma_{i3} \sin\sigma_{e3} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (4.78)$$

4.4. CONTROLUL AUTOMAT AL ATITUDINII S FOLOSIND N DGVSCMG-URI, CU MODEL DE REFERINȚĂ ȘI CONTROLLER DE TIP P.D.

Pentru proiectarea legii de control (controllerului) de tip P.D. se alege funcția Lyapunov [92]

$$V = \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_{se}^T I_b \boldsymbol{\omega}_{se} + 2k_p \ln(1 + \mathbf{q}_e^T \mathbf{q}_e), \quad k_p > 0; \quad (4.79)$$

Controlul automat al atitudinii S fără controlul energiei stocate

Relația de calcul a pseudoinversei matricei Q este

$$Q^+ = (Q^T Q)^{-1} Q^T. \quad (4.87)$$

Pentru evitarea apariției singularităților, se utilizează alte relații de calcul al lui Q^+ . Una dintre acestea este [96]

$$Q^+ = Q^T (Q Q^T + \lambda E)^{-1}; \quad (4.88)$$

În [79] s-a folosit metoda gradientului local, bazată pe “mișcarea nulă”; legea de control este de forma

$$\mathbf{u}_c = -Q^+ \mathbf{M}_{kc} + \mathbf{WZ}, \quad (4.92)$$

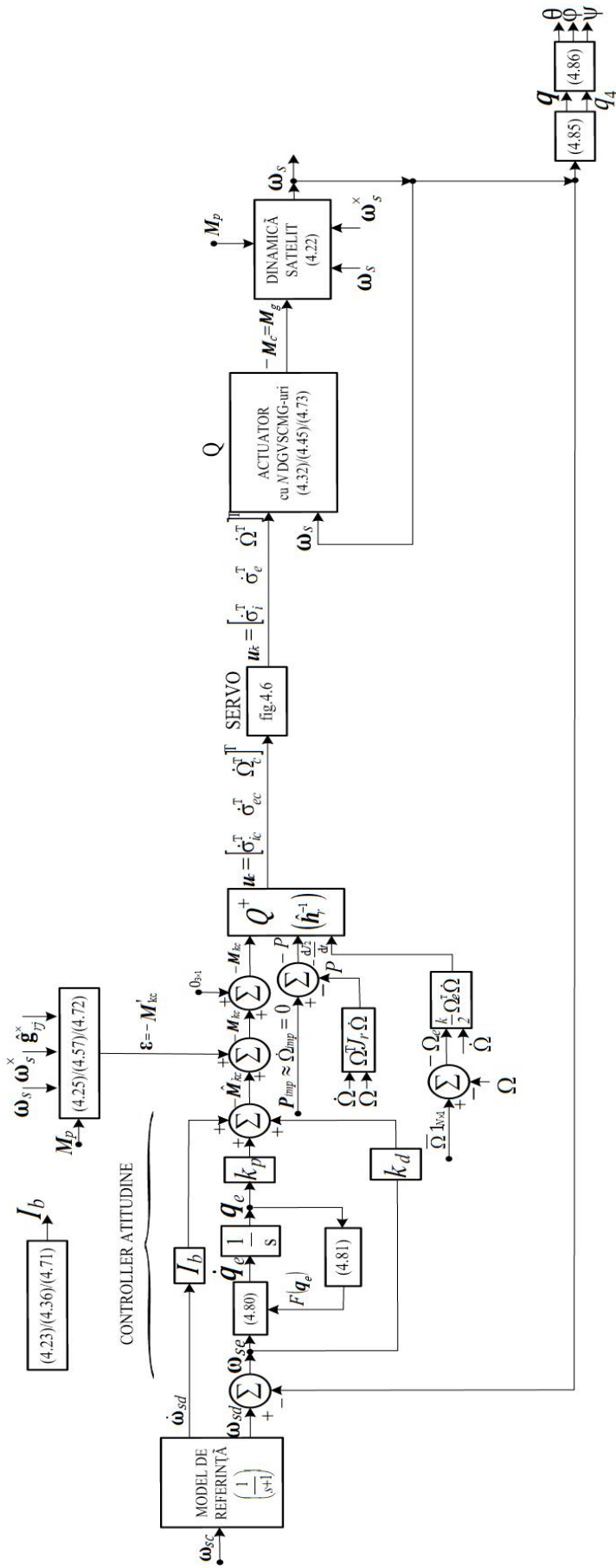
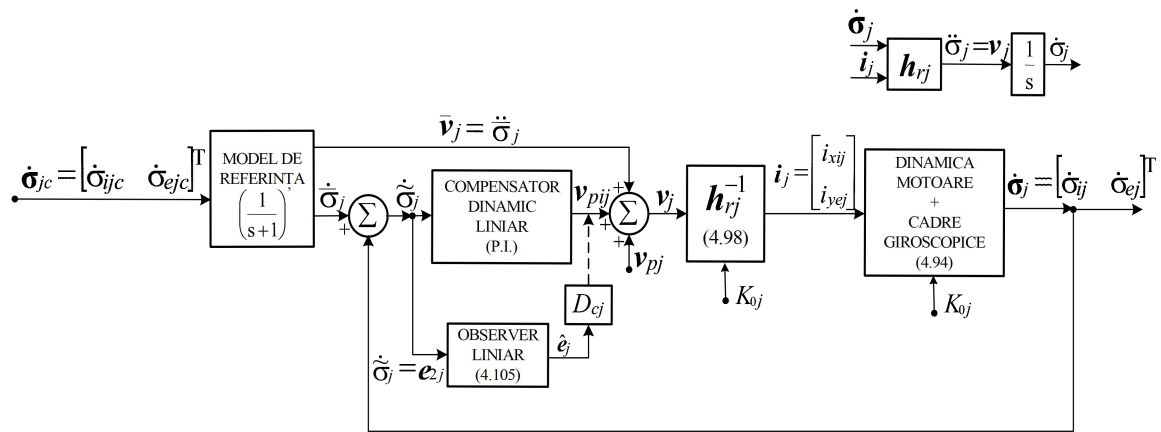
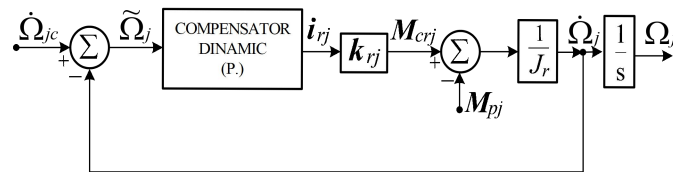


Fig. 4.5. Sistem de control automat al atitudinii S cu N DGVSCMG-uri



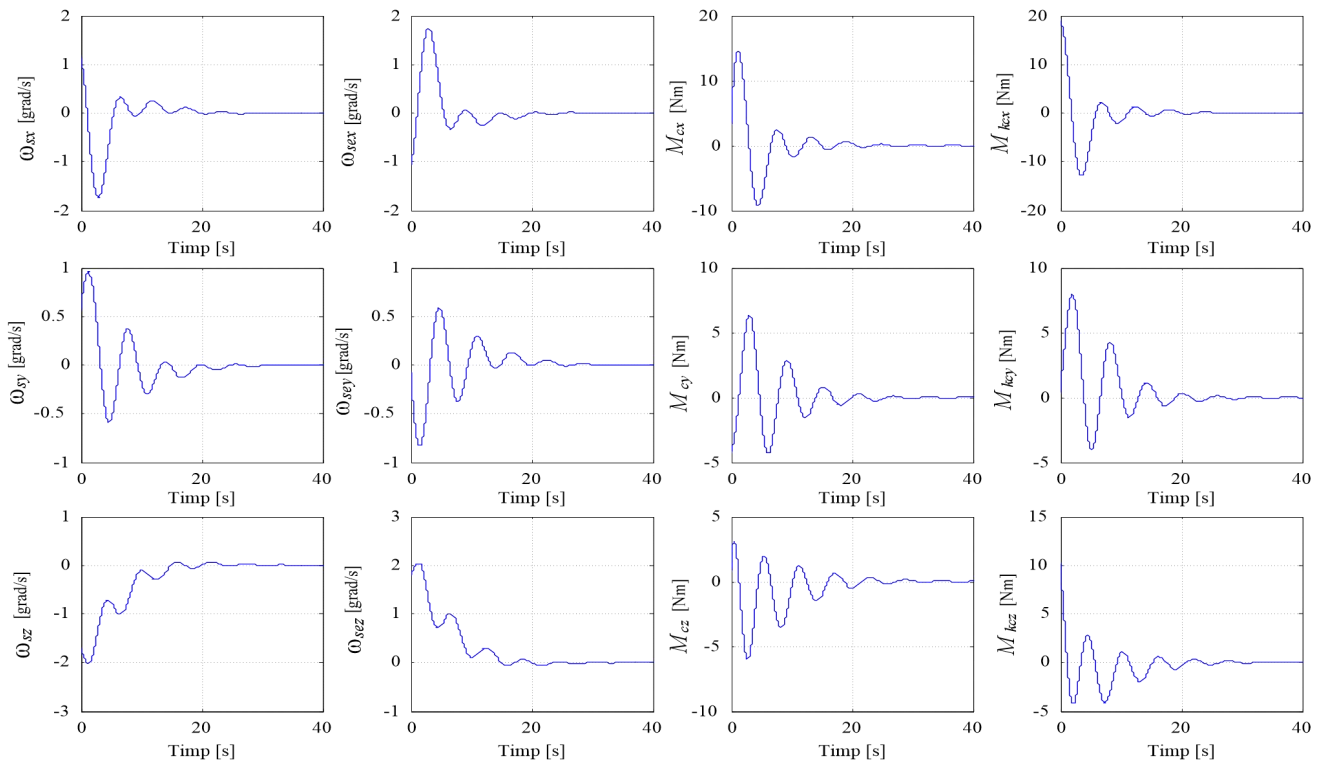
a.

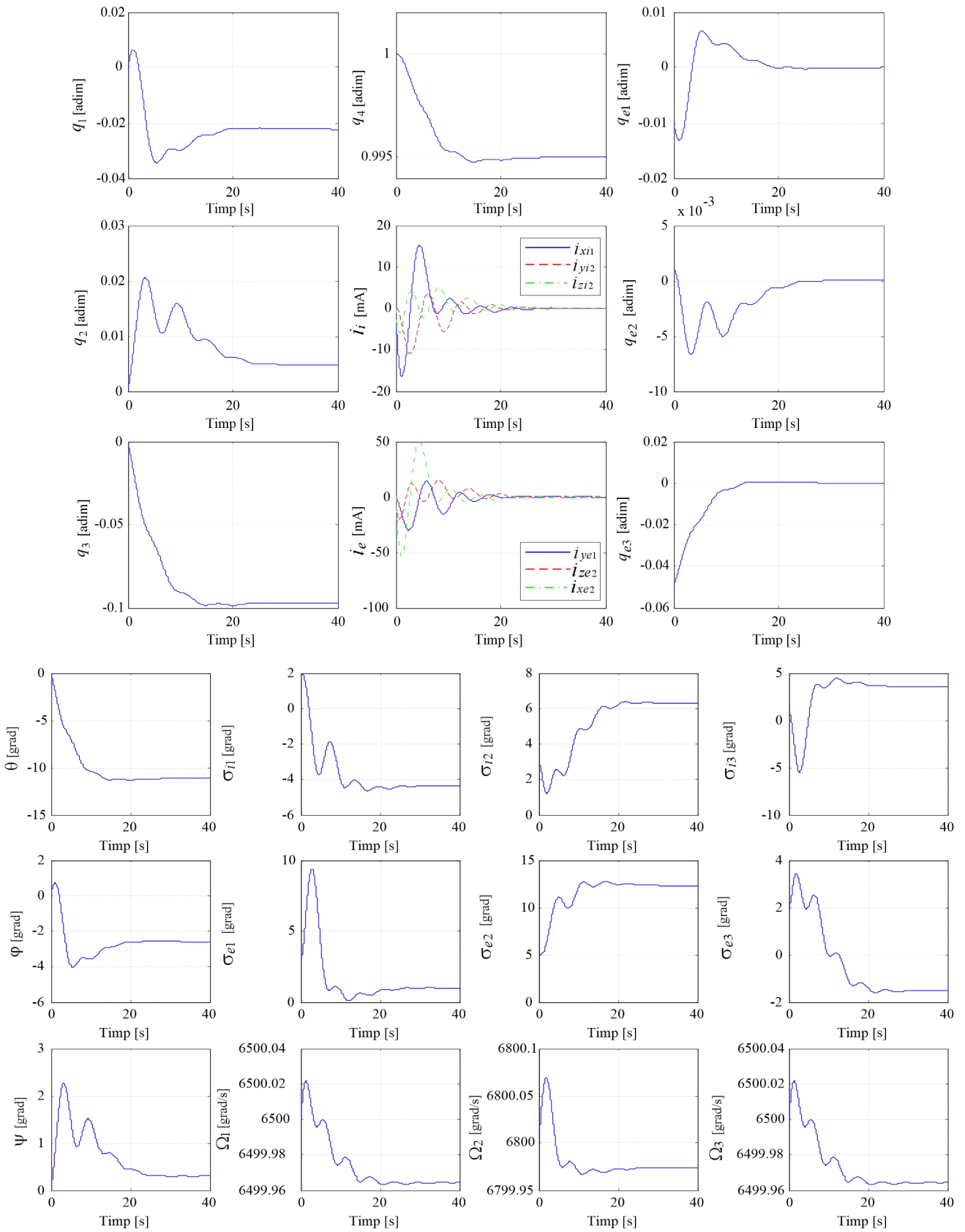


b.

Fig.4.6. Servosisteme pentru controlul vitezelor unghiulare ale cadrelor giroscopice (a) și al accelerațiilor unghiulare ale rotoarelor giroscopice (b)

În fig.4.11 sunt trasate caracteristicile de timp ale sistemului cu actuator format din $N=3$ DGVSCMG-uri în dispunere ortogonală.





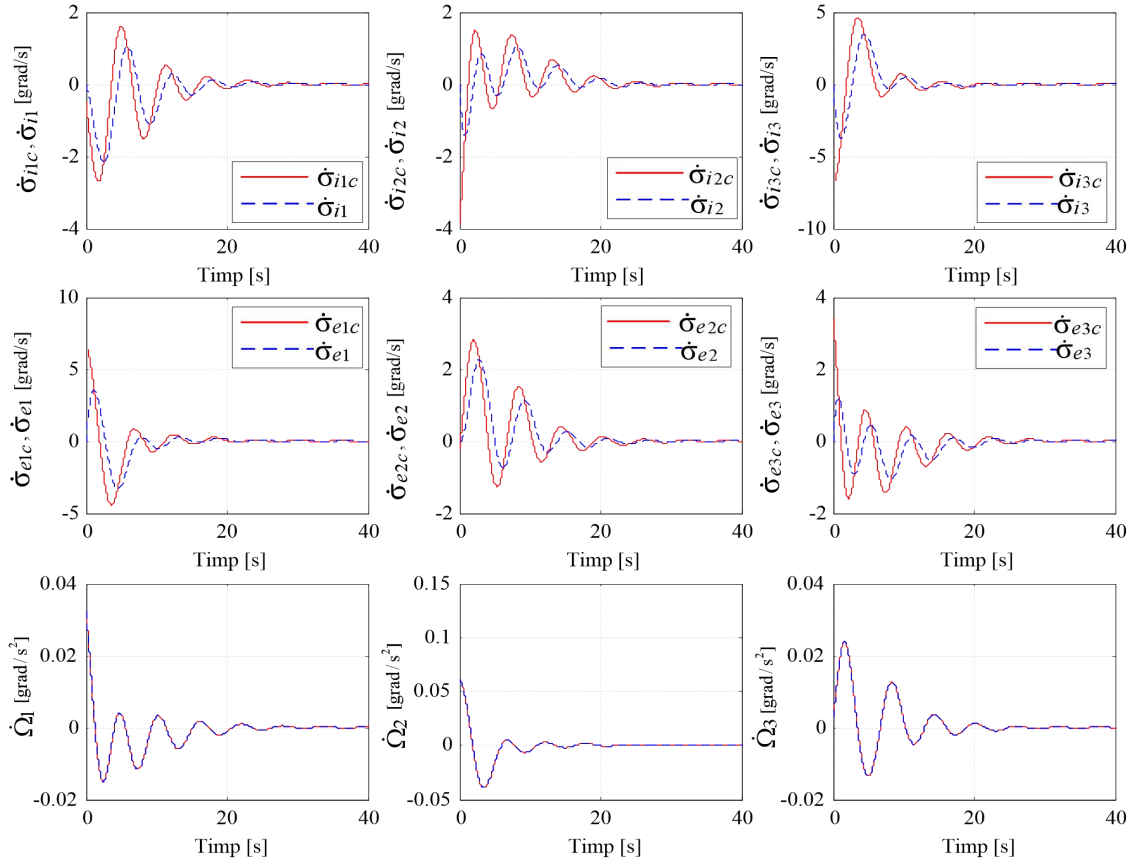


Fig.4.11. Caracteristicile dinamice pentru structura cu actuator format din $N=3$ DGVSCMG-uri în dispunere ortogonală, fără controlul energiei stocate

Controlul atitudinii satelitelui și al energiei stocate (SCASES)

În acest caz se va modifica matricea Q . Energia cinetică stocată și puterea consumată de cele N DGVSCMG-uri au respectiv expresiile

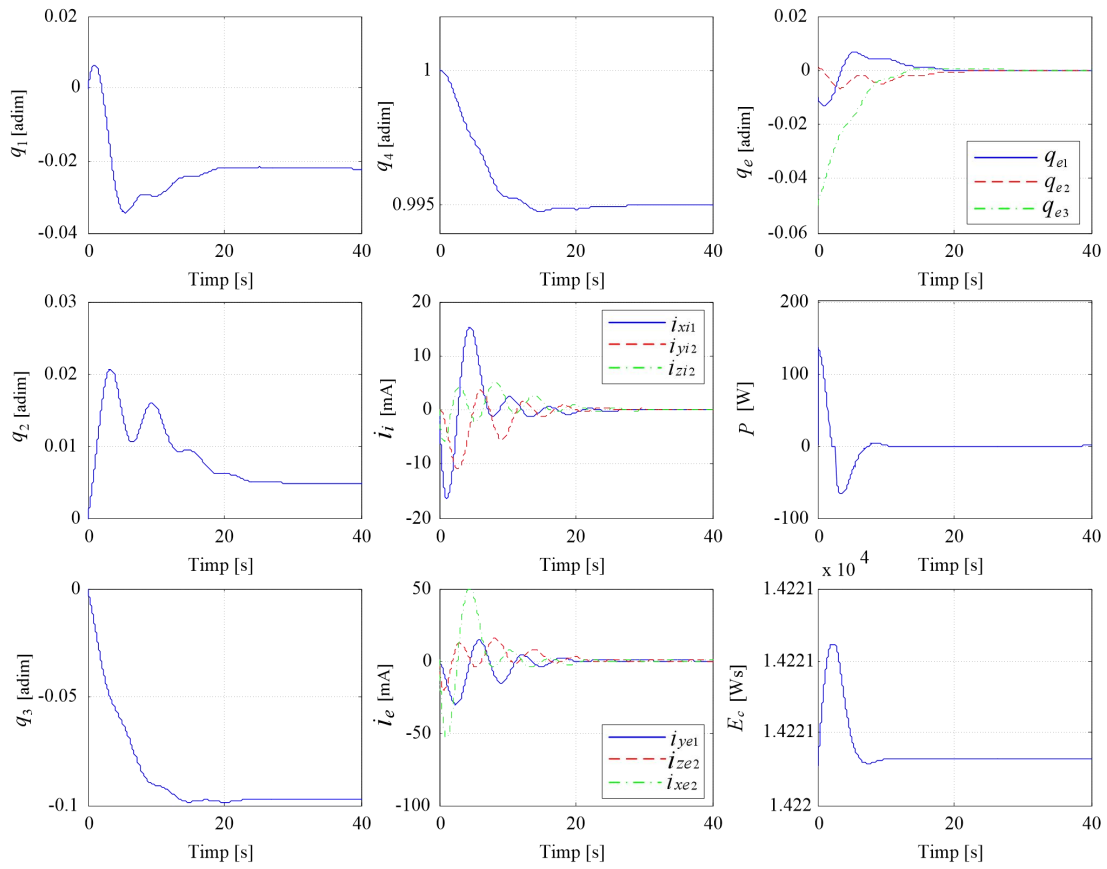
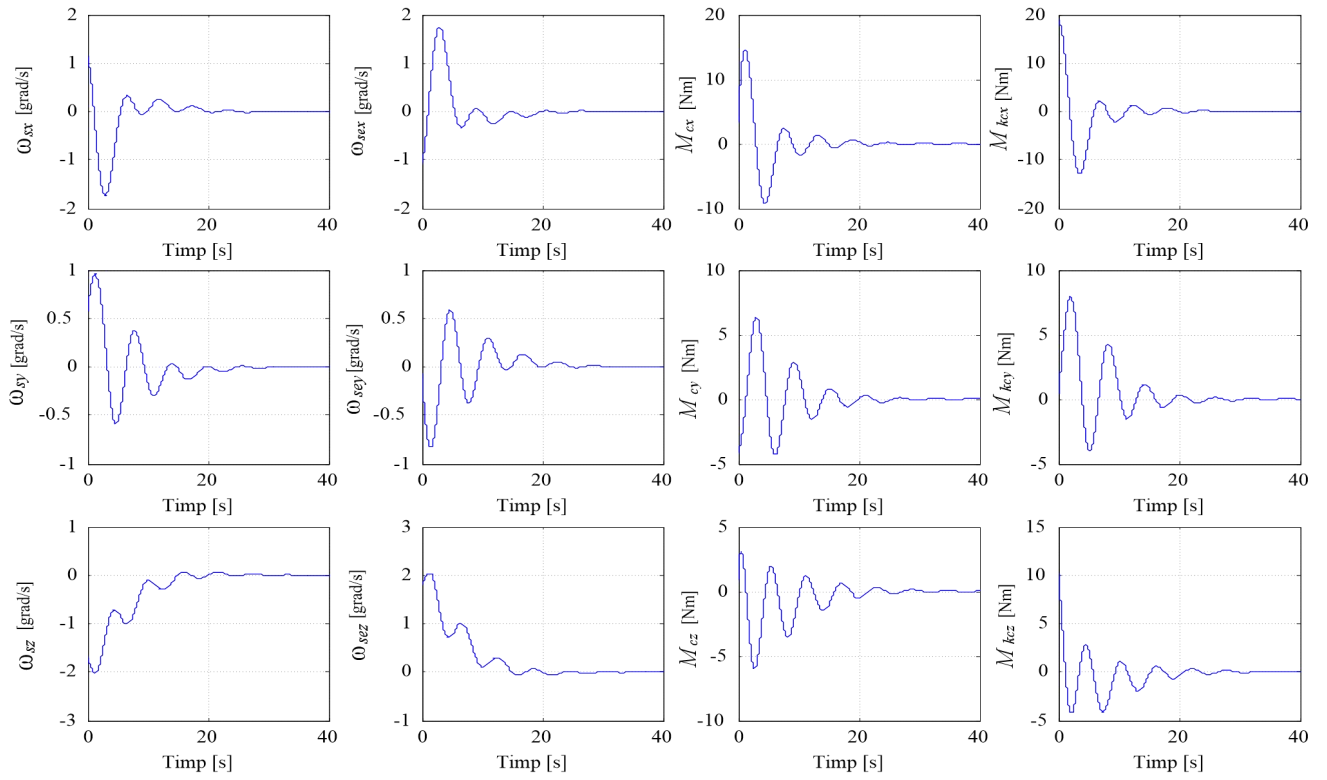
$$E_c = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}^T J_r' \boldsymbol{\Omega}, \quad (4.108)$$

$$P = \frac{dE_c}{dt} = \boldsymbol{\Omega}^T J_r' \dot{\boldsymbol{\Omega}} = \begin{bmatrix} 0_{(1 \times 2N)} & \boldsymbol{\Omega}^T J_r' \end{bmatrix} \mathbf{u}_c, \quad (4.109)$$

cu $\mathbf{u}_c = [\boldsymbol{\sigma}_i^T \quad \boldsymbol{\sigma}_e^T \quad \dot{\boldsymbol{\Omega}}^T]^T_{(3N \times 1)}$ și $J_r' = \text{diag}[J_{r1} \quad \dots \quad J_{rN}], J_{rj}, j = \overline{1, N}$, momentele de inerție ale rotoarelor giroscopice relativ la axele de rotație proprie.

Reunind relația $\mathbf{M}_{kc} = -Q \mathbf{u}_c$ cu (4.109), rezultă relația

$$\mathbf{M}_{kp} = [\mathbf{M}_{kc}^T \quad P]^T_{(4 \times 1)} = -Q_{(4 \times 3N)} \mathbf{u}_c = - \begin{bmatrix} Q_{i(3 \times N)} & Q_{e(3 \times N)} & Q_{r(3 \times N)} \\ 0_{(1 \times N)} & 0_{(1 \times N)} & -(\boldsymbol{\Omega}^T J_r')_{(1 \times N)} \end{bmatrix} \mathbf{u}_c. \quad (4.110)$$



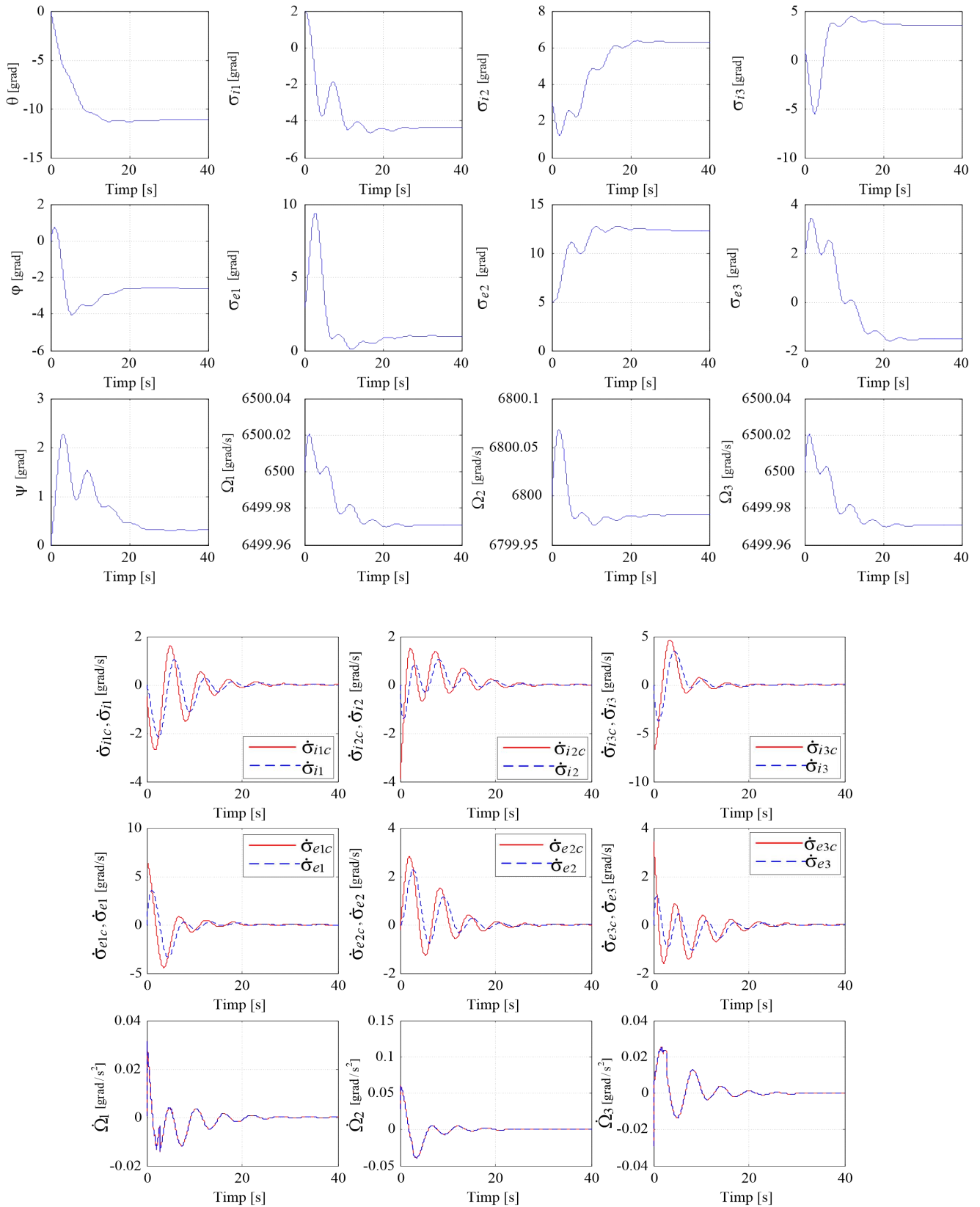


Fig.4.15. Caracteristicile dinamice ale structurii pentru controlul atitudinii satelitului și al energiei stocate, cu actuator format din $N=3$ DGVSCMG-uri în dispunere ortogonală

Controlul automat al atitudinii satelitului și al energiei stocate, cu egalizarea vitezelor unghiulare ale rotoarelor giroscopice (SCASESEVS)

Pentru evitarea scăderii vitezei unghiulare a unui rotor giroscopic, cu implicații asupra calității stabilizării atitudinii satelitului și asupra stocării energiei, se impune egalizarea vitezelor unghiulare ale rotoarelor giroscopice.

Cu $\Omega_j, j = \overline{1, N}$, vitezele unghiulare de rotație proprie ale rotoarelor giroscopice, cu $\bar{\Omega}$ – valoarea medie a acestora și cu $\mathbf{\Omega}_e$ – vectorul abaterilor vitezelor unghiulare față de $\bar{\Omega}$, adică

$$\bar{\Omega} = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \Omega_j, \mathbf{\Omega}_e = \mathbf{\Omega} - \bar{\Omega} \mathbf{1}_{N \times 1}, \quad (4.114)$$

$\mathbf{\Omega} = [\Omega_1 \quad \Omega_2 \quad \dots \quad \Omega_N]^T$ și $\mathbf{1}_{N \times 1}$ – vectorul unitar ($N \times 1$), se exprimă indicatorul [101]

$$J_2(\mathbf{\Omega}) = J_2(\Omega_1, \Omega_2, \dots, \Omega_N) = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^N (\Omega_j - \bar{\Omega})^2 = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^N \Omega_{ej}^2 = \frac{1}{2} \mathbf{\Omega}_e^T \mathbf{\Omega}_e, \quad (4.115)$$

având derivata

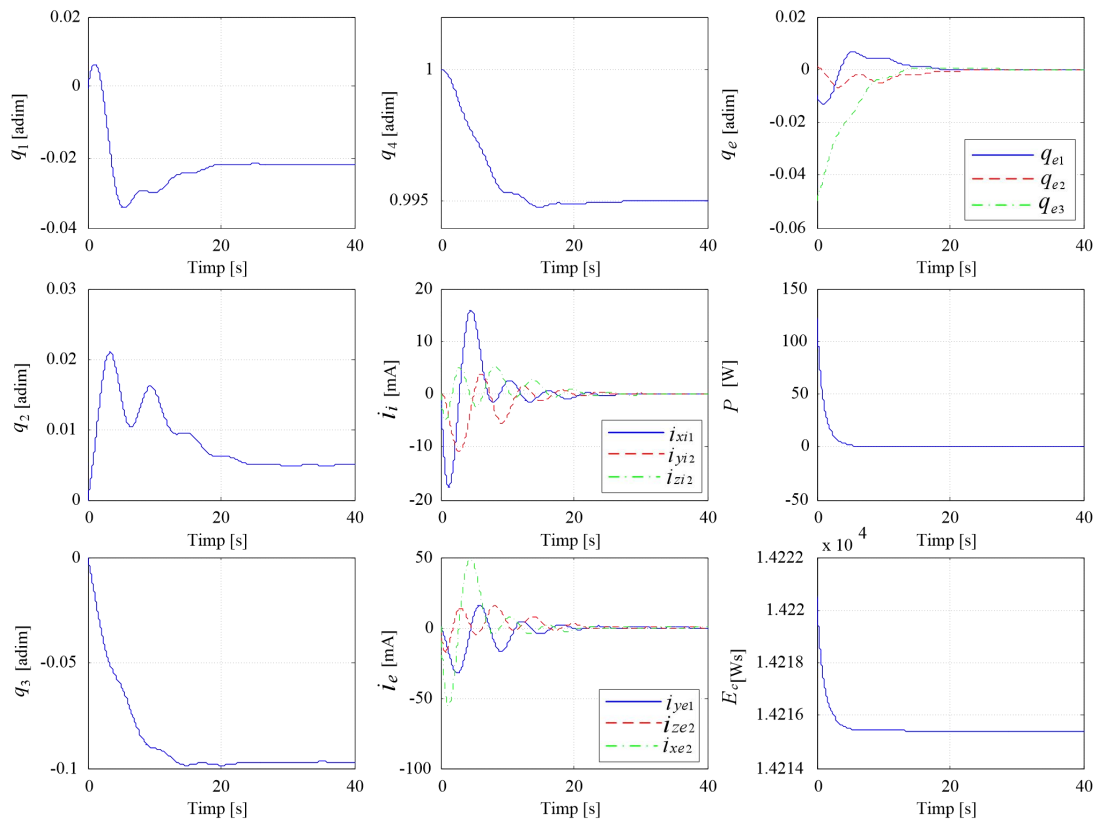
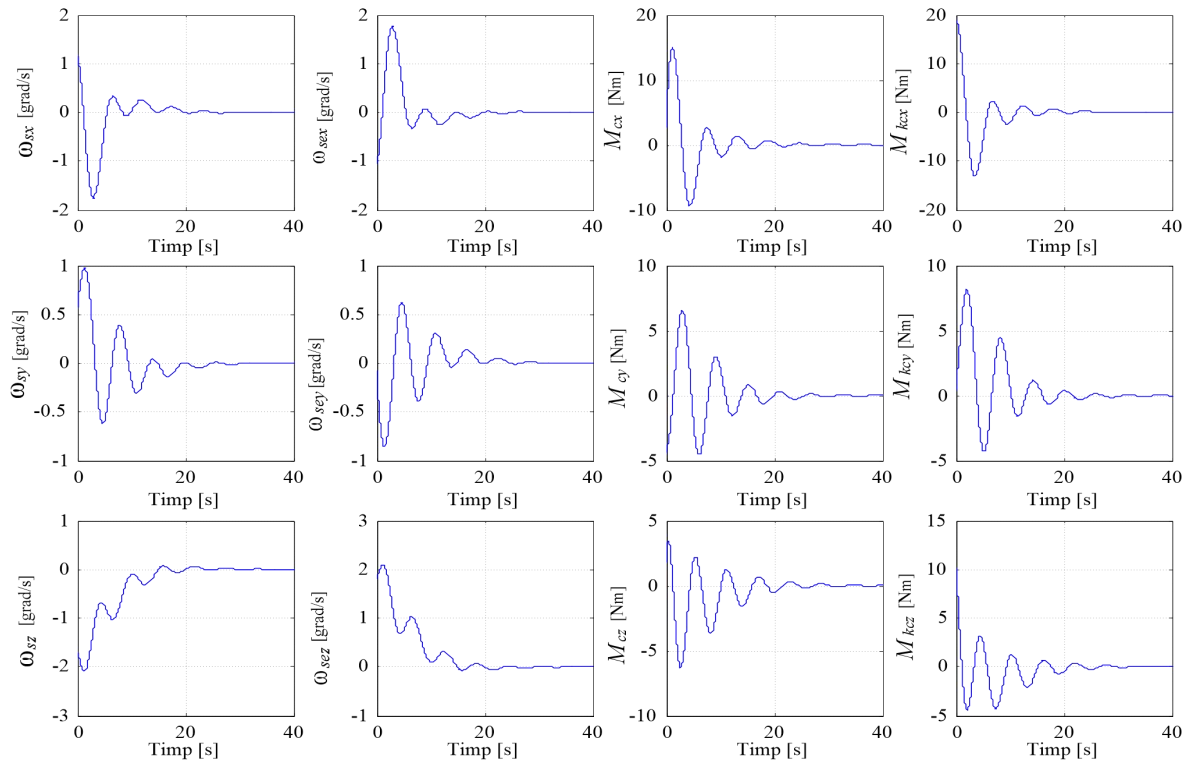
$$\frac{dJ_2(\mathbf{\Omega})}{dt} = \frac{\partial J_2}{\partial \mathbf{\Omega}} \dot{\mathbf{\Omega}} = \sum_{j=1}^N \frac{\partial J_2}{\partial \Omega_j} \dot{\Omega}_j = (\text{grad} J_2) \dot{\mathbf{\Omega}} = \mathbf{\Omega}_e^T \dot{\mathbf{\Omega}}. \quad (4.116)$$

În cadrul SCASESEVS, matricea Q din (4.110) devine

$$Q_{(5 \times 3N)} = \begin{bmatrix} Q_{i(3 \times N)} & Q_{e(3 \times N)} & Q_{r(3 \times N)} \\ 0_{(1 \times N)} & 0_{(1 \times N)} & -(\mathbf{\Omega}^T J'_r)_{(1 \times N)} \\ 0_{(1 \times N)} & 0_{(1 \times N)} & -\mathbf{\Omega}_e^T \end{bmatrix}, \quad (4.120)$$

Legea de control este descrisă de ecuația

$$\mathbf{u}_c = -Q^+ \mathbf{M}_{kp}, \mathbf{M}_{kp} = \left[\mathbf{M}_{kc}^T \quad \frac{dE_c}{dt} \quad \frac{dJ_2}{dt} \right]^T = \left[\mathbf{M}_{kc}^T \quad P \quad \frac{dJ_2}{dt} \right]^T. \quad (4.121)$$



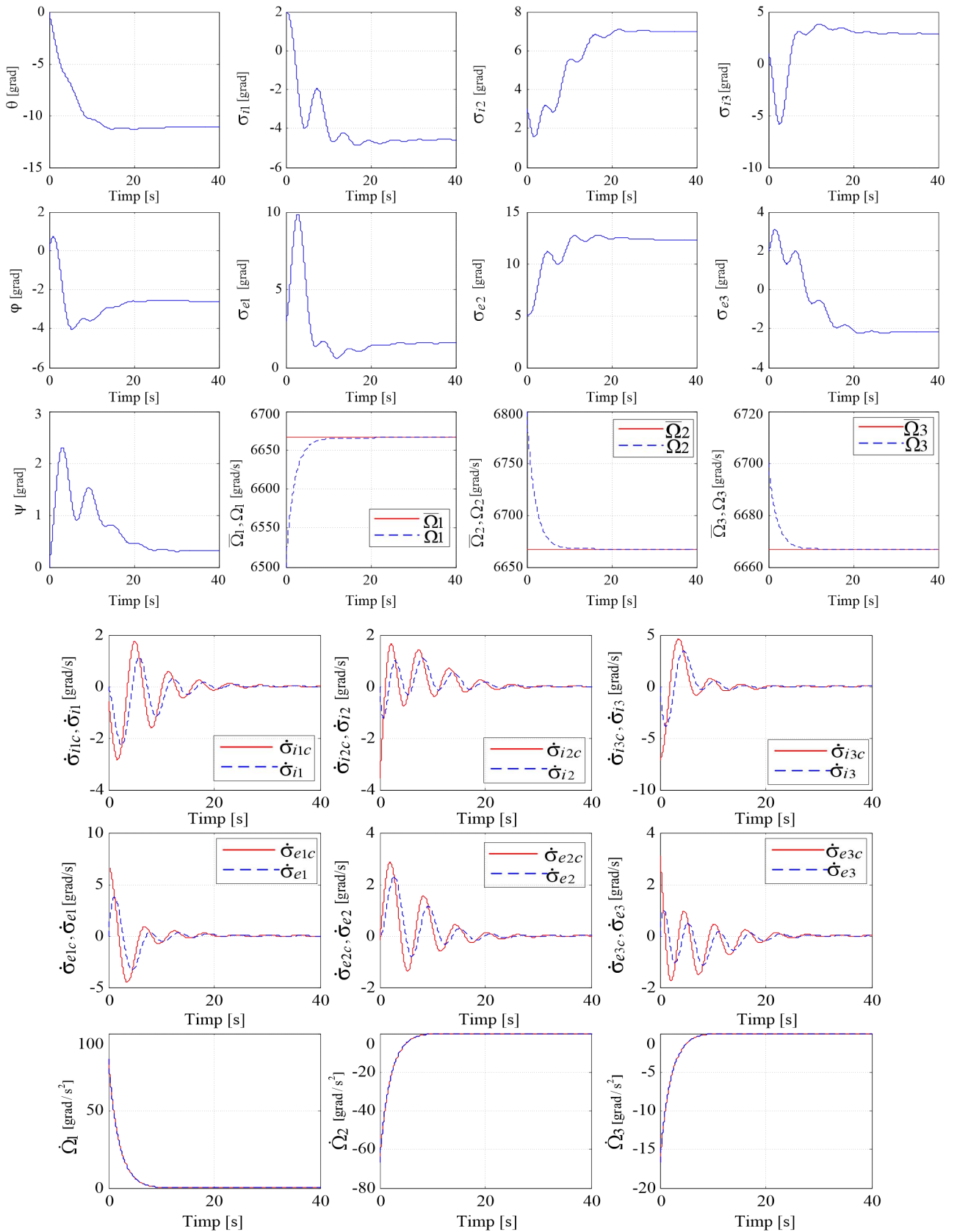


Fig.4.19. Caracteristicile dinamice ale SCASESEVS, cu actuator format din $N=3$ DGVSCMG-uri în dispunere ortogonală

CAPITOLUL 5

CONCLUZII ȘI CONTRIBUȚII

CONCLUZII

În capitolul 1 s-au dedus ecuațiile de mișcare (de translație și de rotație) ale rotorului giroscopic cu lagăre magnetice care exprimă echilibrul forțelor (de inerție și de corecție) și momentelor (de inerție, giroscopic și de corecție) care acționează asupra rotorului giroscopic, fără a lua în considerație interacțiunile rotorului cu cadrele giroscopice. **Apoi s-au construit modele neliniare ale mișcărilor de rotație ale rotorului giroscopic (amplasat în suspensie magnetică pe cadrul interior), cadrului interior și cadrului exterior din componența suspensiei cardanice a DGMSCMG, luând în considerație interacțiunile rotor-cadre giroscopice; s-au folosit ecuațiile momentelor cinetice (ecuațiile lui Euler) pentru cele trei elemente dinamice (rotor, cadru interior și cadru exterior), în care vitezele unghiulare absolute și momentele cinetice absolute sunt funcții de vitezele unghiulare ale bazei, cadrului exterior, cadrului interior, matricele de rotație ale triedrelor legate de respectivele componente dinamice, precum și momentele forțelor care acționează asupra rotorului giroscopic, cadrului interior și cadrului exterior. În final a rezultat modelul dinamic neliniar (1.64) al DGMSCMG amplasat pe o bază fixă și, după explicitarea forțelor și momentelor de corecție ca funcții de curenții aplicați bobinelor de corecție ale lagărelor magnetice și, respectiv, curenții servomotoarelor pentru acționarea cadrelor interior și exterior, s-a obținut modelul dinamic exprimat sub forma ecuațiilor de stare (1.70), respectiv (1.72), cu (1.71), (1.73) ÷ (1.76). Apoi s-au determinat gradele relative pentru fiecare dintre componentele vectorului de ieșire ale modelului neliniar al DGMSCMG, în final rezultând ecuația diferențială matriceal-vectorială de ordinul doi a vectorului de ieșire (1.83), cu matricele $A(x)$ și $B(x)$ de formele (1.84) și (1.85), folosind teoria geometriei diferențiale; s-au calculat matricele $A(x)$ (1.88) și $B(x)$ (1.90). Cu acestea, prin inversare dinamică, s-a obținut funcția (1.95), care descrie dinamica neliniară inversă, adică vectorul de control u al modelului DGMSCMG ca funcție de vectorul de stare și de vectorul de pseudocontrol v .**

Având în vedere faptul că **modelul dinamic neliniar al mișcării de translație a rotorului poate fi decuplat de modelul dinamic neliniar al mișcărilor de rotație ale rotorului, cadrului interior și cadrului exterior, s-au determinat gradele relative ale componentelor vectorului de ieșire al modelului mișcării de translație a rotorului giroscopic y_1 și, respectiv, gradele relative ale componentelor vectorului de ieșire al modelului mișcării de rotație y_2 al DGMSCMG, în final rezultând ecuațiile diferențiale matriceal-vectoriale de ordinul doi ale vectorilor de ieșire**

y_1 și y_2 respectiv ecuațiile dinamicilor inverse (1.99) și (1.110); decuplarea modelelor dinamice ale mișcărilor de translație și de rotație se bazează pe faptul că singurii termeni de cuplaj ai modelelor sunt cei ce conțin variabilele de comandă reprezentate ca sume ale curenților pentru crearea forțelor electromagnetice pentru corecția deplasărilor liniare ale rotorului giroscopic cu, curenții pentru crearea cuplurilor de forțe electromagnetice pentru corecția deplasărilor unghiulare ale rotorului giroscopic; însumarea curenților se face prin aplicarea lor aceluiași bobine ale lagărelor suspensiei magnetice.

S-a propus și proiectat structura sistemului de control automat al dinamicilor subsistemelor DGMSCMG din fig.1.7, pentru care s-a construit modelul Matlab/Simulink din fig.1.8, cu anexa de calcul numeric A1.1 și, cu acesta, s-au obținut caracteristicile de timp din fig.1.9.

Apoi, a fost abordată problema controlului adaptiv al dinamicilor de translație și de rotație ale rotorului giroscopic decuplat de cele două cadre, considerând a fi calculate vitezele unghiulare de rotație ale cadrelor. **S-au propus și proiectat structurile de control adaptiv (bazat pe conceptul inversării dinamice și a rețelelor neuronale) pentru: mișcarea de translație a rotorului giroscopic (fig.1.11.a), mișcarea de rotație a rotorului giroscopic (fig.1.11.b) și mișcarea de rotație a cadrelor giroscopice (blocul servosistemelor pentru acționarea cadrelor giroscopice din fig.1.11.c). Pentru reducerea numărului de senzori (la numărul de patru senzori de deplasare liniară pentru AMB-ROTOR și la numărul de doi senzori de rotație pentru cadrele giroscopice) legile de control modelate de compensatoarele dinamice liniare din componența celor două subsisteme de control al deplasărilor liniare și al deplasărilor unghiulare ale AMB-ROTOR-ului, respectiv legea de control modelată de compensatorul dinamic liniar din componența sistemului de control al vitezelor unghiulare ale cadrelor giroscopice, se calculează ca funcții de vectorii eroare estimate ai celor trei subsisteme, furnizați de observare liniare de stare.**

Pentru cele trei structuri de control adaptiv din fig.1.11, s-a construit modelul Matlab/Simulink din fig.1.12, cu programul de calcul numeric din Anexa A2.1 și, cu acesta, s-au obținut caracteristicile de timp din fig.1.13. Aceste caracteristici sunt rapide, au suprareglaje mici și erori staționare foarte mici, ceea ce evidențiază faptul că structurile de control adaptiv bazate pe conceptual inversării dinamice și a rețelelor neuronale oferă indicatori de calitate superiori structurilor de control cu legi de conducere convenționale.

În capitolul 2 este prezentată structura și ecuațiile unui sistem de control automat al rotorului giroscopic cu lagăre magnetice, precum și modele dinamice ale rotorului, cadrului interior și cadrului exterior ale actuatorului DGMSCMG amplasat pe o bază mobilă (satelit).

S-a prezentat și proiectat un servosistem pentru acționarea unui cadru giroscopic. Apoi s-au prezentat elemente de calcul privind atitudinea sateliților folosind quaternionii.

S-a proiectat sistemul de control automat al atitudinii S din fig.2.17, constituit din: controller de tip P.D., actuator DGMSCMG1 și senzor DGMSCMG2. Folosind o lege de control de tip P a dinamicii rotorului giroscopic și servosisteme liniare pentru acționarea cadrelor giroscopice, pentru structura din fig.2.17, s-au construit modelele Matlab/Simulink din fig.2.18, cu programul de calcul numeric din Anexa A2.1 și, cu acestea, s-au trasat caracteristicile dinamice din fig.2.19. Apoi, utilizând modelele neliniare din fig.2.14 și din fig.2.15 pentru actuator și senzor, s-au construit modelele Matlab/Simulink din fig.2.20, cu programul de calcul numeric din Anexa A2.2, și s-au trasat caracteristicile dinamice din fig.2.21. Comparativ cu caracteristicile dinamice din fig.2.19 (cu suprareglaje mari și foarte rapid variabile), cele din fig.2.21 au suprareglaje mici, sunt lent variabile și au erori staționare mici.

În capitolul 3 au fost elaborate modele dinamice pentru interacțiunea actuator-satelit și pentru actuatorul constituit din $N=2$ DGMSCMG-uri dispuse în configurație paralelă, respectiv ortogonală, precum și pentru senzorii aferenți. De asemenea, au fost elaborate modele dinamice pentru interacțiunea actuator-satelit și pentru actuatorul constituit din $N=3$ DGMSCMG-uri dispuse în configurație ortogonală, precum și pentru senzorul aferent. Sistemele rezultate sunt prezentate în fig.3.1, fig.3.2, fig.3.7 și fig.3.8. Pentru acestea s-au construit modelele Matlab/Simulink din fig.3.3, fig.3.5 și fig.3.9.

S-a proiectat un sistem de control automat al atitudinii S (fig.3.11) cu controller de tip P.D. și actuator constituit din $N=2$ și $N=3$ DGMSCMG-uri. Pentru acest sistem s-au construit modelele Matlab/Simulink din fig.3.12, fig.3.13, fig.3.16, fig.3.17, și, cu acestea, s-au trasat caracteristicile dinamice din fig.3.14 (pentru actuator cu $N=2$ DGMSCMG-uri în configurație paralelă), din fig.3.15 (pentru actuator cu $N=2$ DGMSCMG-uri în configurație ortogonală) și din fig.3.18 (pentru actuator cu $N=3$ DGMSCMG-uri în configurație ortogonală).

În capitolul 4 au fost abordate probleme legate de dinamica și controlul atitudinii sateliților folosind actuatore constituite din N DGVSCMG-uri. Mai întâi s-a dedus modelul dinamic al satelitelui cu actuator constituit din $N=1$ DGVSCMG amplasat astfel încât planul cadrului exterior să fie situat în planul orbitei eliptice a satelitelui neperturbat. S-a obținut ecuația sistemului actuator-satelit de forma (4.22), respectiv (4.32), în care momentul giroscopic de comandă are forma (4.26). Vectorul de comandă aplicat DGVSCMG este de forma (4.31), cu matricea Q având componentele de forma (4.35). Apoi s-a abordat aceeași problemă pentru actuatore formate din $N=2$ DGVSCMG-uri. Pentru actuatorul format din $N=2$ DGVSCMG-uri în dispunere paralelă momentul de comandă are forma (4.43), respectiv (4.45), legea de comandă fiind de forma (4.41) și matricea Q având componentele (4.46.). Procedând similar, pentru un actuator format din $N=2$ DGVSCMG-uri având axele cadrelor exterioare perpendiculare între ele (unul dintre acestea

având cadrul exterior situat în planul orbitei eliptice a satelitului neperturbat) s-au obținut rezultate similare, cu matricea Q având componentele (4.60).

Pentru un satelit echipat cu actuator format din $N=3$ DGVSCMG-uri în dispunere ortogonală s-a obținut un model în care momentul de comandă are forma (4.73), legea de comandă fiind de forma (4.41) și matricea Q având componentele (4.75), respectiv (4.78).

S-a proiectat sistemul de control automat al atitudinii S folosind N DGVSCMG-uri cu model de referință și controller de tip P.D. din fig.4.5., folosind funcția Liapunov (4.79). În cazul în care nu se controlează și energia stocată în cele N DGVSCMG-uri, pseudoinversa matricei Q se calculează cu formula (4.88) sau (4.90), astfel încât să fie eliminată posibilitatea apariției singularităților; în cazul controlului atitudinii S și al energiei stocate, precum și al egalizării vitezelor unghiulare ale rotoarelor giroscopice, s-au folosit relațiile (4.112) și (4.113). S-a construit modelul Matlab/Simulink din fig.4.7 al sistemului din fig.4.5, cu programul de calcul numeric din Anexa A4.1 și, cu acesta, s-au trasat caracteristicile de timp din fig.4.8÷4.11 pentru actuatore cu $N=1$ DGVSCMG, cu $N=2$ DGVSCMG-uri în dispunere paralelă, cu $N=2$ DGVSCMG-uri în dispunere ortogonală și cu $N=3$ DGVSCMG-uri în dispunere ortogonală. Similar, în cazul controlului atitudinii și al energiei stocate, cu și fără egalizarea vitezelor unghiulare ale rotoarelor giroscopice, s-au obținut caracteristicile de timp din fig.4.12 ÷ 4.15 și cele din fig.4.16÷4.19, pentru cele patru variante de actuatore.

CONTRIBUȚII

Principalele contribuții aduse în lucrare sunt următoarele:

1. Deducerea modelelor dinamice neliniare ale DGMSCMG de formele (1.64) și (1.70), cu (1.73) ÷ (1.76).

2. Folosind teoria geometriei diferențiale, s-au construit modelul (1.83), cu matricele $A(x)$ și $B(x)$ de formele (1.84) și (1.85), rezultând matricele (1.88) și (1.90). De asemenea, folosind aceeași metodă, s-au dedus modelele dinamicilor decuplate ale translațiilor rotorului giroscopic (1.97), ale rotațiilor rotorului și ale cadrelor giroscopice (1.109), cu (1.102) ÷ (1.104) și (1.108).

3. S-a propus și proiectat structura sistemului de control automat al dinamicilor subsistemelor DGMSCMG din fig.1.7, pentru care s-a construit modelul Matlab/Simulink din fig.1.8, cu programul de calcul numeric din Anexa A1.1 și, cu acestea, s-au obținut caracteristicile dinamice din fig.1.9.

4. S-au propus și proiectat structurile de control adaptiv bazat pe conceptul inversării dinamice și a rețelelor neuronale din fig.1.11.a, fig.1.11.b și fig.1.11.c pentru cele trei dinamici decuplate: dinamica translațiilor rotorului giroscopic; dinamica rotațiilor rotorului giroscopic; dinamica rotațiilor cadrelor giroscopice. Pentru cele trei structuri de control adaptiv din fig.1.11, s-a

construit modelul Matlab/Simulink din fig.1.12, cu modelul de calcul numeric din Anexa A2.1 și, cu acestea, s-au trasat caracteristicile dinamice din fig.1.13.

5. Pentru creșterea preciziei sistemului de control automat al atitudinii satelitului (S) echipat cu actuator de tip DGMSCMG, s-a introdus un al doilea DGMSCMG (DGMSCMG2), identic ca structură cu actuatorul, DGMSCMG2 având rolul de senzor pentru măsurarea vitezei unghiulare absolute a bazei (satelitului) ω_b , rezultând astfel un subsistem actuator-senzor-satelit, care asigură, în regim stabilizat, un cuplu de comandă aplicat satelitului funcție doar de viteza unghiulară absolută a satelitului.

6. Proiectarea sistemului de control automat al atitudinii S din fig.2.17 cu controller de tip P.D. după vectorul quaternion eroare q_e , respectiv de tip P.I. după viteza unghiulară relativă ω_s a S (față de triedrul orbital local) folosind funcția Lyapunov (2.150), cu (2.151) și (2.152), precum și o lege de control de tip P a dinamicii rotorului giroscopic și servosisteme liniare pentru acționarea cadrelor giroscopice ale actuatorului și senzorului. S-a construit modelul Matlab/Simulink din fig.2.18, cu programul de calcul numeric din anexa A2.1 și s-au trasat caracteristicile dinamice din fig.2.19.

7. Utilizând același controller de atitudine în cadrul sistemului din fig.2.17, dar cu modelele neliniare din fig.2.14 (pentru actuator) și din fig.2.15 (pentru senzor), s-au construit modelele Matlab/Simulink din fig.2.20, cu programul de calcul numeric din anexa A2.2 și, cu acestea, s-au trasat caracteristicile dinamice din fig.2.21; aceste caracteristici dinamice sunt superioare celor din fig.2.19 din punct de vedere al indicatorilor de calitate (au suprareglaje mai mici, sunt lent variabile și cu erori staționare mai mici).

8. Elaborarea modelelor dinamice ale subsistemelor actuator-satelit, satelit-senzor și ale subsistemelor actuatorului constituit din $N=2$ DGMSCMG-uri dispuse în configurație paralelă și, respectiv, în configurație rectangulară (prezentate în fig.3.1 și fig.3.2), precum și a modelelor Matlab/Simulink (împreună cu subsistemele lor) din fig.3.3 și fig.3.5.

9. Elaborarea modelelor dinamice ale subsistemelor actuator-satelit, satelit-senzor și ale subsistemelor actuatorului constituit din $N=3$ DGMSCMG-uri dispuse în configurație ortogonală (prezentate în fig.3.7 și fig.3.8), precum și a modelului Matlab/Simulink (împreună cu subsistemele sale) din fig.3.9.

10. Proiectarea sistemului de control automat al atitudinii S din fig.3.11, cu controller de tip P.D. (bazat pe utilizarea funcției Lyapunov (3.50), cu (3.51) ÷ (3.53) și (3.62)) și cu subsistemul actuator-senzor-satelit din fig.3.10 (actuatorul fiind constituit din $N=2$, respectiv $N=3$ DGMSCMG-uri dispuse în configurație paralelă și ortogonală), pentru care s-au elaborat modelele Matlab/Simulink din fig.3.12, fig.3.13, fig.3.16 și fig.3.17 și programele de calcul numeric din

anexele A3.1, A3.2 și A3.3 și, cu acestea, s-au trasat caracteristicile dinamice din fig.3.14, fig.3.15 și fig.3.18.

11. Calculul momentelor de comandă a S produse de actuatori constituite din N DGVSCMG-uri ($N=1,2,3$), în dispunere paralelă sau ortogonală, de formele (4.32), (4.45), (4.73), respectiv a vectorilor de comandă aplicați servosistemelor pentru controlul vitezelor unghiulare ale cadrelor giroscopice și al vectorului accelerațiilor unghiulare ale rotoarelor giroscopice ca funcții de matricele Q , cu componentele lor Q_i, Q_e, Q_r de formele (4.35), (4.46), (4.60) și (4.78).

12. Proiectarea servosistemului din fig.4.6 pentru controlul vitezelor unghiulare ale cadrelor giroscopice și al accelerațiilor unghiulare ale rotoarelor giroscopice folosind conceptul inversării dinamice, modele de referință, compensatoare dinamice liniare și observare de stare.

13. Proiectarea sistemului de control automat al atitudinii S din fig.4.5, cu actuatori constituite din N DGVSCMG-uri ($N=1,2,3$), în dispunere paralelă sau ortogonală, fără controlul energiei stocate (cu componentele matricei Q de formele (4.35), (4.46), (4.60) și (4.78)), cu controlul energiei stocate în cele N DGVSCMG-uri (cu matricele Q de forma (4.110)), respectiv cu controlul energiei stocate în cele N DGVSCMG-uri și egalizarea vitezelor unghiulare ale rotorarelor giroscopice (cu matricele Q de forma (4.120)).

14. S-au elaborat modelele Matlab/Simulink din fig.4.7 al sistemului de control al atitudinii S din fig.4.5, cu programul de calcul numeric din Anexa A4.1 și, cu acestea, s-au trasat caracteristicile dinamice din fig.4.8 ÷ fig.4.11 pentru actuatori cu $N=1$ DGVSCMG, cu $N=2$ DGVSCMG-uri în dispunere paralelă, cu $N=2$ DGVSCMG-uri în dispunere ortogonală și cu $N=3$ DGVSCMG-uri în dispunere ortogonală. De asemenea, pentru controlul atitudinii S și al energiei stocate în cele N DGVSCMG-uri, fără și cu egalizarea vitezelor unghiulare ale rotoarelor giroscopice, s-au trasat caracteristicile dinamice din fig.4.12 ÷ fig.4.15 și cele din fig.4.16 ÷ fig.4.19, pentru cele patru variante de actuatori.

BIBLIOGRAFIE SELECTIVĂ

- [1]. Ahmed, J., Bernstein, D.S. *Adaptive Control of Double-Gimbal Control Moment Gyro with Unbalanced Rotor*. Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 25, Nr.1, 2002
- [3]. Bai, J.G., Zhang, X.Z., Wang, L, M *A Flywheel Energ. Storage System with Active Magnetic Bearings*. In Proc. Of 2012 International Conference on Future Energy, Environment and Material, 2012, pag. 1124-1128
- [7]. Chen, M., Knospe, C.R. *Feedback Linearization of Active Magnetic Bearings Current-Mode Implementation*. IEEE/ASME Transactions Mechatronics, Vol. 10, Nr. 6, 2005, pag. 632-639
- [10]. Cui, P., Cui, J., Yang, Q., Zheng, S. *The Coupling Characteristic Investigation of Double-Gimbal Magnetically Suspended Control Moment Gyro Used on Agile Maneuver Spacecraft*. In Mathematical Problems in Engineering, Vol. 2015, 11 pag
- [22]. Han, B., Ma, Chen, Y., J., Li, Ha., Yang, Li. *Discrete Model Reference Adaptive Control for Gimbal Servosystem of Control Moment Gyro with Harmonic Drive*, Publishing Corporation Mathematical Problems Engineering Volume, 2013, 10 pag
- [23]. Han, B., Ma, J., Li, Ha. *Research on Nonlinear Friction Compensation of Harmonic Drive in Gimbal Servo-system of DGCMG*. Journal of Control, Automation and Systems, 14(3), 2016, pag. 779-786
- [26]. Ioan, M., Lungu, M., Lungu, R. *Control of the Satellites' Attitude using a Pyramidal Configuration of Four Variable Speed Control Moment Gyros*. Scientific Bulletin – University Politehnica Bucharest, Series D: Mechanical Engineering, vol. 79, nr. 2, 2017, pag. 59-70
- [28]. Jikuya, I., Fujii, K., Yamada, K. *Attitude Maneuver of Spacecraft with a Variable-Speed Double-Gimbal Control Moment Gyro*. Advances in Space Research, Vol. 58, nr. 7, 2016, pag.1303-1317
- [39]. Kurokawa, H. *A Geometry Study of Single Gimbal Control Moment Gyros-Singularity Problem and Steering Law*. Tech. Rep. Report No.175, Mechanical Engineering Laboratory, Japan, January 1998.
- [40]. Kurokawa, H. *Constrained Steering Law of Pyramid-Type Control Moment Gyros and Ground Tests*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 20, nr. 3, 1997, pag. 445-449
- [46]. Lungu, M. *Backstepping Control Method in Aerospace Engineering*. Academica Greifswald, 2022

- [47]. Lungu, M. *Control of Double-Gimbal Control Moment Gyro Systems using the Backstepping Control Method and Nonlinear Disturbance Observer*. Acta Astronautica, Vol. 180, 2021, pag. 639-649
- [48]. Lungu, M. *Neuro-Observer based Control of Double Gimbal Control Moment Gyro Systems*. Aerospace Science and Technology, Vol. 110, 2021
- [49]. Lungu, M., Lungu, R. *Adaptive Neural Network-based Satellite Attitude Control by using the Dynamic Inversion Technique and a VSCMG Pyramidal Cluster*. Complexity, 2019, pag. 1-16
- [50]. Lungu, M., Lungu, R. *Estimarea stării aparatelor de zbor*. Editura Sitech, Craiova, 2014
- [53]. Lungu, M., Lungu, R., **Efrim, C.**, Bombaker, O. *Backstepping Control of Magnetically Suspended Double-Gimbal Control Moment Gyroscope*. 24 IEEE International Conference on System Theory, Control and Computing, Sinaia, România, 2020, pag. 154-159,
- [55]. Lungu, R. *Echipamente și sisteme giroscopice*, Editura Universitaria, Craiova, 1997
- [57]. Lungu, R., **Efrim, C.**, Zheng, Z., Lungu, M. *Dynamic Inversion based of Control of DGMSCMGs. Part 1: Obtaining Nonlinear Dynamic Model*. IEEE International Conference on Applied and Theroretical Electricity (ICATE), 2021, pag. 1-6
- [58]. Lungu, R., **Efrim, C.**, Zheng, Z., Lungu, M. *Dynamic Inversion based of Control of DGMSCMGs. Part 2: Control Arhitecture Design and Validation*. IEEE International Conference on Applied and Theroretical Electricity (ICATE), 2021, pag. 7-12
- [59]. Lungu, R., Ioan, M., Lungu, M. *Controlul giroscopic al atitudinii sateliților*. Editura Sitech, Craiova, 2017.
- [61]. Lungu, R., Lungu, M., **Efrim, C.** *Adaptive Control of DGMSCMG Using Dynamic Inversion and Neural Networks*. Advances and Space Research, vol. 68, nr.8, 2021, pag. 3478-3494
- [62]. Lungu, R., Lungu, M., **Efrim, C.** *Attitude Adaptive Control of Satellites using Double-Gimbal Magnetically Suspended Control Moment Gyros*. Aerospace Science and Technology, Vol. 126, 2022
- [70]. Peng, C., Fang, J., Xu, S. *Composite Anti-Disturbance Controller for Magnetically Suspended Control Moment Gyro Subject to Mismatched Disturbances Nonlinear Dyn*, 2015, pag. 1563-1573.
- [75]. Sasaki, T., Shimomura, T. *Convex Optimization for Power Tracking of Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyroscopes*. Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 55, nr. 3, 2018, pag. 541-551
- [78]. Sasaki, T., Shimomura, T., Kanata, S. *LPV Control and Singularity Avoidance of a Spacecraft with DGCMGs*. IFAC-Papers On Line 49-17, 2016, pag.152-157

- [79]. Sasaki, T., Shimomura, T., Pullem, S., Schaub, H. *Attitude and Vibration Control with Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyros*. Journal Acta Astronautica, 152, 2018, pag.740-751
- [81]. Sasaki, T., Shimomura, T., Schaub, H. *Robust Attitude Control Using a Double-Gimbal Variable-Speed Control Moment Gyroscope*. Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 55, 2018, pag.1235-1247
- [89]. Su, D., Xu, S. *The Precise Control of a Double Gimbal MSCMG Based on Modal Separation and Feedback Linearization*. In Proceedings of 2013 International Conference on Electrical Machines and Sytems, Oct. 26-29, Korea, pag. 1355-1360
- [92]. Tsiotras, P. *Stabilization and Optimality Results for the Attitude Control Problem*. Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 19, nr. 4, 1996, pag 772 – 779
- [94]. Walker, J.M., Culbertson, H., Raitor, M., Okamura, A. *Haptic Orientation Guidance Using Two Parallel Double-Gimbal Control Moment Gyroscopes*. IEEE Transactions on Haptics, Vol. 11, nr. 2, 2018, pag.267-278
- [96]. Wie, B., Bailey, D., Heiberg, C. *Acquisition and Pointing Control of Single-Gimbal Control Moment Gyros*. Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 25, nr. 1, 2002, pag.96-104
- [99]. Xiaocen, Ch., Maoyin, Ch. *Precise Control of Magnetically Suspended Doble-Gimbal Control Moment Gyroscope Using Differential Geometric Decoupling Method*. In Chinese Journal of Aeronautics, 26(4), 2013, pag. 1017-1028
- [101]. Yoon, H., Tsiostras, P. *Spacecraft Adaptive Attitude and Power Tracking with Variable Speed Control Moment Giroscopes*. Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 25, nr. 6, 2002, pag. 1081 – 1090
- [107]. Zhou, J., Zhou, D. *Spacecraft Attitude Control with Double-Gimbaled Control Moment Gyroscopes*. In Proceedings of the 2007 IEEE International Conference and Biomimetics, December, 15-18, China, 2007, pag. 1557-1562