

UNIVERSITATEA “POLITEHNICA” DIN BUCUREȘTI
ȘCOALA DOCTORALĂ DE INGINERIE AEROSPAȚIALĂ

TEZĂ DE DOCTORAT

**CONTROLUL AUTOMAT AL ATITUDINII ȘI
TRAIECTORIEI VEHICULELOR SPAȚIALE**

**AUTOMATIC CONTROL OF SPACECRAFT
ATTITUDE AND TRAJECTORY**

REZUMAT

Conducător științific:

Prof. univ. dr. ing. Romulus LUNGU

Doctorand:

Ing. Florentin-Alin BUȚU

CUVINTE CHEIE:

Rachetă purtătoare

Vehicul spațial

Controlul traiectoriei

Controlul atitudinii

Control adaptiv

Inversare dinamica

Metoda Backstepping

Control Sliding Mode

CUPRINS

INTRODUCERE.....	5
1. DINAMICA ȘI CONTROLUL ZBORULUI UNEI RACHETE DE LANSARE	9
1.1. Introducere.....	9
1.2. Modelarea mișcării spațiale a rachetei.....	9
1.3. Modele neliniare ale dinamicii rachetei.....	14
1.4. Modele liniarizate ale dinamicii rachetei.....	20
1.5. Identificarea parametrică a dinamicii rachetei.....	25
1.6. Controlul adaptiv al atitudinii rachetei	26
2. CONTROLUL AUTOMAT AL ZBORULUI RACHETEI ÎN A DOUA ETAPĂ (DUPĂ ETAPA DE LANSARE).....	45
2.1. Chestiuni introductive privind racheta multitreaptă	45
2.2. Dinamica rachetei considerată drept punct material.....	45
2.3. Dimensionarea rachetei multitreaptă pentru atingerea vitezei și altitudinii impuse.....	47
2.4. Controlul optimal al zborului rachetei.....	56
2.4.1. Sinteza legii de comandă optimală în condiții terminale impusei	56
2.4.2. Proiectarea sistemului de control optimal al zborului rachetei pentru atingerea unei altitudinii impuse, într-un interval de timp impus	61
2.5. Controlul automat al pantei traiectoriei de zbor a rachetei folosind metoda Backstepping	67
2.6. Controlul adaptiv sliding mode al pantei traiectoriei de zbor a rachetei	74
3. ELEMENTE DE DINAMICA ZBORULUI SPAȚIAL, TRANSFER ORBITAL ȘI CONTROLUL AUTOMAT AL ZBORULUI ORBITAL	83
3.1. Mișcări orbitale.....	83
3.2. Parametrii mișcării orbitale a S	91
3.2.1. Mișcarea neperturbată.....	91
3.2.2. Mișcarea perturbată.....	94
3.3. Modificarea formei și înclinării orbitelor	94
3.3.1. Modificarea formei orbitelor.....	94
3.3.2. Modificarea înclinării orbitelor	96
3.4. Transferul între orbite coplanare	97
3.5. Transferul între orbite bazat pe consum minim de combustibil	99
3.6. Controlul orbitei S în jurul Pământului	103
3.7. Controlul traiectoriei de transfer a S de la o orbită în jurul Pământului la o orbită	

în jurul Lunii	111
4. DINAMICA ȘI CONTROLUL POZIȚIEI RELATIVE ȘI AL ATITUDINII RELATIVE ALE VEHICULELOR SPAȚIALE ÎN CADRUL MISIUNILOR DE RENDEZVOUS	117
4.1. Introducere.....	117
4.2. Modele ale dinamicii vehiculelor urmăritor (C), țintă (T) și ale dinamicii relative (C față de T)	117
4.3. Proiectarea legii de control adaptiv neliniar a poziției și atitudinii relative a vehiculului C față de vehiculul T	121
4.4. Proiectarea legii de control adaptiv neliniar a poziției relative și a legii de control adaptiv neliniar a atitudinii relative ale vehiculului C față de vehiculul T	127
4.5. Ecuațiile de mișcare relativă Tschauner - Hempel.....	133
4.6. Controlul optimal al poziției relative folosind metoda H_∞	136
5. PLATFORMĂ HW/SW PENTRU SIMULAREA DINAMICII ȘI CONTROLUL ZBORULUI UNEI RACHETE PURTĂTOARE.....	143
5.1. Prezentare generală a platformei experimentale.....	143
5.2. Dezvoltarea simulatorului software pentru dinamica unei rachete purtătoare	147
5.3. Configurarea SBC(Single-board computer) Raspberry Pi.....	159
5.4. Proiectarea controllerului discretizat în SIMULINK.....	159
5.5. Încărcarea pe placă a aplicației de control a atitudinii rachetei purtătoare.....	164
5.6. Rezultate experimentale	165
6. CONCLUZII ȘI CONTRIBUȚII.....	171
ANEXE	177
BIBLIOGRAFIE	235

INTRODUCERE

Zborul în spațiul cosmic este una dintre cele mai importante realizări tehnologice ale omenirii. Acesta a facilitat, pe lângă explorarea cosmosului, lansarea sateliților de comunicație sau a telescoapelor spațiale, observarea dintr-o altă perspectivă a fenomenelor ce se petrec pe planeta Pământ și dezvoltarea semnificativă în direcții precum prognoza meteo, monitorizarea dezastrelor naturale (inundații, incendii, tsunami, cutremure etc.), monitorizarea utilizării terenurilor (exploatare forestiere, agricultura, silvicultura) sau cartografiere. Există, deci, premisele continuării prezenței oamenilor în spațiul cosmic, precum și dezvoltarea de tehnologii viabile, care să permită acest lucru cu costuri cât mai mici și în același timp în condiții de maximă siguranță.

Lucrarea de față abordează aspecte ce țin de controlul automat al vehiculelor spațiale, și, urmărind etape ale unei misiuni spațiale (lansare, plasare pe orbita, manevre orbitale) propune și prezintă proiectarea unor legi de control experimentale ce sunt apoi implementate și testate în mediul de simulare Matlab/Simulink.

În primul capitol se abordează chestiuni legate de dinamica rachetei de lansare (purătoare) și controlul automat al atitudinii și traiectoriei de zbor pentru prima fază a zborului, până la detașarea primei trepte. Sunt evidențiate mai întâi forțele și momentele care acționează asupra rachetei (aerodinamice, de greutate și de comandă) și se modelează dinamica rachetei (considerând solidul rigid) folosind un triedru de referință inerțial, triedrul legat de corpul rachetei, unghiurile lui Euler și vectorul quaternion unitate. Comanda rachetei se realizează prin intermediul unui moment de rulu creat de doua motoare reactive dispuse în apropierea vârfului rachetei și printr-un ajutoraj de reacție montat în suspensie cardanica la baza rachetei; astfel, forța de reacție creează momente de rotație în jurul centrului sau de masă, în tangaj și în girație.

Pentru controlul atitudinii rachetei, exprimată prin vectorul quaternion $\mathbf{q}$, se folosește conceptul inversării dinamice [18], [53], [67]; legea de control proiectată conține în principal două componente: una de tip PD (proporțional-derivativ) și una adaptivă. Sistemul de control adaptiv al atitudinii are în componență un model de referință (filtru de comandă), un compensator dinamic liniar, un observer (estimator) de stare și o rețea neuronală NNc ce are rol în compensarea erorii de aproximare a funcției $\mathbf{h}_r$, folosite în inversarea dinamică. Parametrii modelului folosit în inversarea dinamica sunt actualizați permanent printr-un algoritm de identificare online ce folosește metoda celor mai mici pătrate. Pentru aceasta lege de control se implementează modelul aferent în mediul de simulare Matlab/Simulink și se reprezintă grafic caracteristicile dinamice ale sistemului. Pentru modelul dinamic se folosesc datele disponibile pentru lansatorul Ares I [8], [16], [28], [30], [33].

În al doilea capitol se proiectează, folosind modelul dinamic neliniar al zborului rachetei, structura unui sistem de control automat cu metoda Backstepping [42], [54], [83], [109], pentru a controla panta de zbor a unei rachete purătoare în plan longitudinal, cu reacții după unghiul de pantă, unghiul de tangaj și viteza unghiulară de tangaj. Tot în capitolul al doilea se proiectează un sistem de control adaptiv sliding mode pentru o racheta purătoare folosind metoda inversării dinamice a funcției neliniare ce descrie dinamica unghiului de pantă. Legea de control obținută este descrisă de în funcție de variabilele estimate, soluții ale ecuațiilor diferențiale obținute din condiția de stabilitate asimptotică a sistemului în circuit închis, folosind metoda funcțiilor Liapunov [18], [42], [43].

În capitolul trei se prezintă un studiu privind controlul (stabilizarea) traiectoriei unui vehicul spațial pe o orbită în jurul Pământului și pe o orbită de transfer în jurul Lunii modelată prin metoda PCA (patched conic approximation) aproximând traiectoria de transfer prin doua arcuri de orbită. Ecuațiile de mișcare în câmp gravitațional ale vehiculului spațial S (descrie ca punct material de masă m) se exprima relativ la Soare (de masă m_s), luând în considerare de asemenea forțele de atracție ale Pământului și Lunii cu masele m_p respectiv m_L . Comanda se

considera F_T - forța de tracțiune rezultantă a motoarelor cu care este echipat S. Se proiectează o lege de control a mișcării unui vehicul spațial pe traiectorie, print-o lege de conducere de tip neliniar bazata pe utilizarea unei funcții Liapunov pozitiv definita; aceasta se exprimă în funcție de vectorii care reprezintă abaterile vectorilor de poziție și de viteză relativ la cei corespunzători traiectoriei de referință. Din condiția de stabilitate absolută a sistemului de control automat (stabilizare) pentru traiectoria S se asigură convergența simultană la zero a abaterilor vectorilor de poziție și viteza relativ la vectorii de poziție și viteza ce descriu traiectoria de referință. Deci, traiectoria S tinde să se suprapună peste traiectoria de referință. Orbita de referință este descrisă de ecuația orbitei în coordonate polare, care se particularizează pentru fiecare din cele patru orbite eliptice, componente ale traiectoriei vehiculului spațial (S).

În capitolul patru se abordează chestiuni de dinamica și control al poziției relative și al atitudinii relative ale vehiculelor spațiale în cadrul misiunilor de rendez-vous. Sunt deduse modele ale dinamicii vehiculelor urmăritor, țintei și ale dinamicii relative ale vehiculului urmăritor față de vehiculul țintă [2], [86], [91], [93]. Se proiectează o lege de control adaptiv neliniar a poziției și atitudinii relative a vehiculului urmăritor relativ la vehiculul țintă. Apoi, decuplând modelul dinamic al poziției de cel al atitudinii relative, se proiectează două legi de control adaptiv neliniar, câte una pentru fiecare dinamică. Pentru fiecare din cele două structuri de control se realizează un model în mediul de simulare Matlab/Simulink și se reprezintă caracteristicile de timp obținute. În finalul capitolului patru se abordează problema controlului optimal al poziției vehiculului urmăritor relativ la vehiculul țintă folosind metoda H_∞ , metoda studiata și prezentata în lucrările [38], [108]. Legea de control calculata astfel încât indicatorul pătratic de calitate J să aibă cea mai mică valoare posibilă.

În capitolul cinci este prezentată realizarea unei platforme HW/SW (Hardware / Software) având ca scop controlul traiectoriei modelului simulat al unei rachete de lansare (purtaătoare) prin intermediul unui controller numeric ce implementează legea de control adaptiv bazata pe conceptul inversării dinamice și rețele neuronale proiectata în primul capitol. Platforma realizată are două componente: un simulator software, dezvoltat în limbajul JAVA, ce rulează pe un PC și implementează dinamica vehiculului spațial de tip racheta purtaătoare (considerând perturbații datorate câmpului gravitațional terestru și atmosferei terestre); o placă tip SBC (single board computer) Raspberry Pi pe care se îmbarcă executabilul generat pentru controllerul implementat în mediul Simulink. Pentru modelarea perturbațiilor, transformări de coordonate și definirea sistemelor de referință este folosită biblioteca open-source Orekit [78].

Mulțumesc familiei pentru suportul moral, încrederea și înțelegerea fără de care nu aș fi putut să finalizez această lucrare.

Mulțumesc în mod deosebit Domnului Prof. univ. dr. ing. Romulus Lungu, coordonator științific și mentor, pentru îndrumarea riguroasă, sprijinul permanent și mai ales răbdarea de care a dat dovadă pe parcursul studiilor doctorale.

CAPITOLUL 1

DINAMICA ZBORULUI UNEI RACHETE DE LANSARE

1.2. MODELAREA MIȘCĂRII SPAȚIALE A RACHETEI

Pentru descrierea dinamicii rachetei (R) în etapa de lansare se utilizează următoarele triedre de referință [4] (fig. 1.2): $OXYZ$ – triedrul inerțial (cu originea O în centrul Pământului, axa OX orientată către Echinocțiul Vernal, $OY \perp OX$ în planul Ecuatorului, ca și OZ , iar OZ orientată către Polul Nord terestru; OZ completează triedrul rectangular drept $OXYZ$); $OX_0Y_0Z_0$ – triedru de referință geocentric ecuatorial (cu originea în centrul Pământului, axa OX_0 – orientată pe direcția Greenwich, $OY_0 \perp OX_0$ în planul Ecuatorului ca și OX_0 , iar OZ_0 – orientată către Polul Nord terestru; OZ_0 completează triedrul rectangular drept $OX_0Y_0Z_0$); $M_0\zeta\eta\xi$ – triedrul orizontal local (Darboux, cu axa $M_0\xi$ – tangentă la paralela locului și orientată spre Est, $M_0\eta$ – tangentă la meridianul locului și orientată spre Nord, iar $M_0\zeta$ – verticala locului, orientată spre Zenit); $oxyz$ – triedrul “rachetă” (legat de corpul rachetei cu originea $o \equiv M$ – centrul de greutate al rachetei, axa ox – axa longitudinală orientată în sensul de zbor, axa oy – orientată spre dreapta, privind în sensul de zbor și axa oz – perpendiculară pe cele două axe completează triedrul rectangular drept $oxyz$); $o_sx_sy_sz_s$ – triedrul legat de corpul rachetei (cu originea o_s în vârful rachetei, axa o_sx_s orientată în lungul axei longitudinale a acesteia dar în sens opus, axa $o_sy_s \perp o_sx_s$ și orientată în sens opus axei oy și axa $o_sz_s \perp$ planul $o_sx_sy_s$, paralelă și de același sens cu oz). În fig. 1.2 s-a notat cu λ – longitudinea locului și ϕ – latitudinea locului.

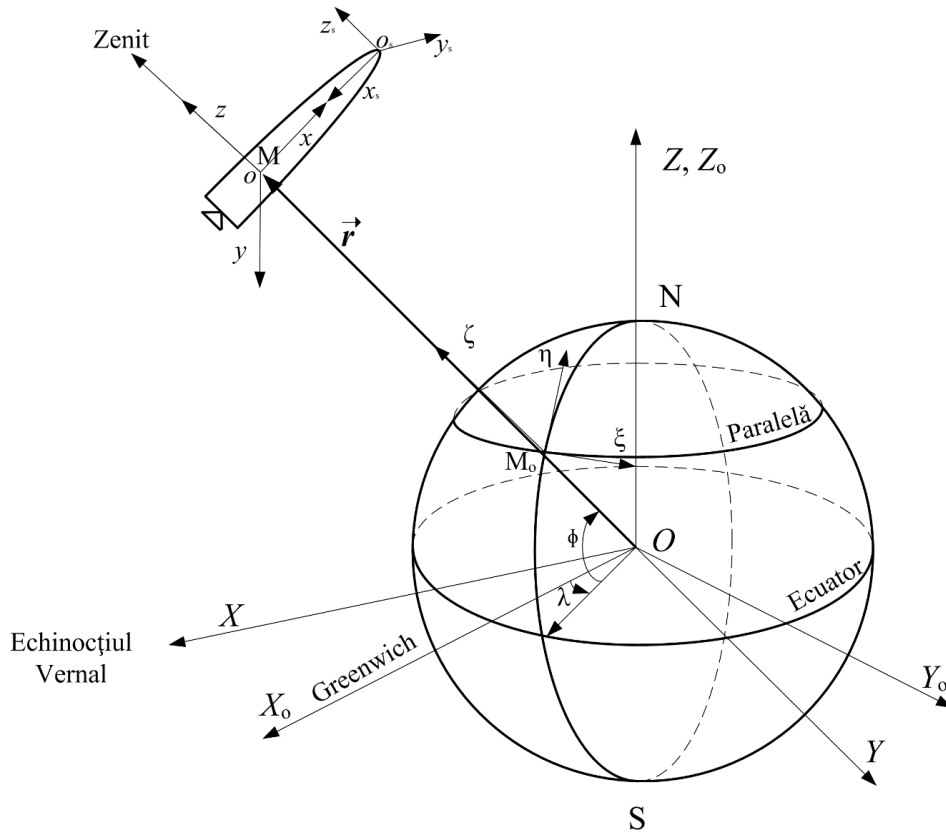


Fig. 1.2. Triedrele de referință

Conform fig. 1.2, vectorul de poziție $\vec{r}$ al centrului de greutate M al rachetei și viteza de

translație $\vec{V}$, relativ la triedrul inerțial, se exprimă astfel

$$\vec{r} = X\vec{i} + Y\vec{j} + Z\vec{k}, \quad (1.1)$$

$$\vec{V} = \dot{X}\vec{i} + \dot{Y}\vec{j} + \dot{Z}\vec{k}, \quad (1.2)$$

în care X, Y, Z sunt proiecțiile lui $\vec{r}$, iar $\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$ proiecțiile lui $\vec{V}$ după axele triedrului inerțial, iar $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$ - versorii axelor acestui triedru. Relativ la triedrul “rachetă” $oxyz$, vectorii viteză de

translație $\vec{V}$, viteză unghiulară $\vec{\omega}$ și accelerația de translație $\dot{\vec{V}}$ se exprimă cu formulele

$$\vec{V} = V_x\vec{i}_b + V_y\vec{j}_b + V_z\vec{k}_b \quad (1.3)$$

$$\vec{\omega} = \omega_x\vec{i}_b + \omega_y\vec{j}_b + \omega_z\vec{k}_b \quad (1.4)$$

$$\dot{\vec{V}} = (\dot{V}_x\vec{i}_b + \dot{V}_y\vec{j}_b + \dot{V}_z\vec{k}_b) + \vec{\omega} \times \vec{V} \quad (1.5)$$

în care : V_x, V_y, V_z sunt proiecțiile vitezei liniare, iar $\dot{V}_x, \dot{V}_y, \dot{V}_z$ sunt proiecțiile accelerației liniare după axele ox, oy, oz , și $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – proiecțiile vitezei unghiulare $\vec{\omega}$ după aceleași axe. Cu notațiile $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ – unghiurile lui Euler (unghiurile de rotație ale corpului rachetei relativ la triedrul inerțial, altele decât unghiurile (ϕ, θ, ψ) , care exprimă atitudinea rachetei), se exprimă matricea de rotație a corpului rachetei (triedrul $oxyz$) relativ la triedrul inerțial ($OXYZ$) notată cu $A^{b/I}$; $A^{b/I} = A_{\theta_3} A_{\theta_2} A_{\theta_1}$, și reprezintă matricea de rotație în succesiunea $\theta_1, \theta_2, \theta_3$. Matricea de rotație este [30]

$$A^{b/I} = \begin{bmatrix} c\theta_2 c\theta_3 & c\theta_2 s\theta_3 & -s\theta_2 \\ s\theta_1 s\theta_2 c\theta_3 - c\theta_1 c\theta_3 & s\theta_1 s\theta_2 s\theta_3 + c\theta_1 c\theta_3 & s\theta_1 c\theta_2 \\ c\theta_1 s\theta_2 c\theta_3 + s\theta_1 s\theta_3 & c\theta_1 s\theta_2 s\theta_3 - s\theta_1 c\theta_3 & c\theta_1 c\theta_2 \end{bmatrix}, \quad (1.6)$$

unde s-au făcut notațiile c pentru funcția cos(), respectiv s pentru funcția sin().

Ecuția cinematică de rotație cu unghiurile lui Euler $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ este următoarea [89]

$$\begin{bmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \dot{\theta}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{c\theta_2} \begin{bmatrix} c\theta_2 & s\theta_1 s\theta_2 & c\theta_1 s\theta_2 \\ 0 & c\theta_1 c\theta_2 & -s\theta_1 c\theta_2 \\ 0 & s\theta_1 & c\theta_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}. \quad (1.7)$$

Pentru evitarea singularităților, se poate folosi ecuația cinematică de rotație exprimată sub una din formele

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \Omega \mathbf{q}, \quad (1.8)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & -\omega_z \\ -\omega_x & \omega_y & \omega_z & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}, \quad (1.9)$$

unde $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$ este quaternionul unitate, iar q_1, q_2, q_3, q_4 reprezintă componentele acestuia exprimate cu unghiurile de rotație $\theta_1, \theta_2, \theta_3$, păstrând notațiile de mai

sus, astfel [89]

$$\begin{aligned} q_1 &= s(\theta_1/2)c(\theta_2/2)c(\theta_3/2) - c(\theta_1/2)s(\theta_2/2)s(\theta_3/2), \\ q_2 &= c(\theta_1/2)s(\theta_2/2)c(\theta_3/2) + s(\theta_1/2)c(\theta_2/2)s(\theta_3/2), \\ q_3 &= c(\theta_1/2)c(\theta_2/2)s(\theta_3/2) - s(\theta_1/2)s(\theta_2/2)c(\theta_3/2), \\ q_4 &= c(\theta_1/2)c(\theta_2/2)c(\theta_3/2) + s(\theta_1/2)s(\theta_2/2)s(\theta_3/2). \end{aligned} \quad (1.10)$$

Quaternionii unitate verifică relația $q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1$. Cu acestea matricea de rotație $A^{b/I}$ devine

$$A^{b/I} = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_3q_4 + q_1q_2) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_3 - q_3q_4) & 1 - 2(q_3^2 + q_1^2) & 2(q_1q_4 + q_2q_3) \\ 2(q_2q_4 + q_1q_3) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & 1 - 2(q_2^2 + q_1^2) \end{bmatrix}, \quad (1.11)$$

a cărei inversa verifică relația $A^{I/b} = [A^{b/I}]^{-1} = [A^{b/I}]^T$. Prin identificarea relațiilor (1.6) și (1.11), se obțin următoarele

$$\begin{aligned} \theta_1 &= \text{sgn}[2(q_2q_3 + q_1q_4)] \arccos \frac{1 - 2(q_1^2 + q_2^2)}{\sqrt{1 - 4(q_1q_3 - q_2q_4)^2}}, \\ \theta_2 &= \arcsin[-2(q_1q_3 - q_2q_4)], \\ \theta_3 &= \text{sgn}[2(q_1q_2 + q_3q_4)] \arccos \frac{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)}{\sqrt{1 - 4(q_1q_3 - q_2q_4)^2}}. \end{aligned} \quad (1.12)$$

Deci, atitudinea rachetei față de triedrul inerțial se exprimă prin vectorul unghiurilor lui Euler $\Theta = [\theta_1 \ \theta_2 \ \theta_3]^T$, respectiv prin vectorul quaternion $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$.

Notând cu $\mathbf{q}_d = [q_{1d} \ q_{2d} \ q_{3d} \ q_{4d}]^T$ - vectorul quaternion de atitudine dorit, asociat vectorului atitudine $\Theta_d = [\theta_{1d} \ \theta_{2d} \ \theta_{3d}]^T$ și cu $\mathbf{q}_e = [q_{1e} \ q_{2e} \ q_{3e} \ q_{4e}]^T$ - vectorul quaternion eroare de atitudine, asociat vectorului eroare $\Theta_e = [\theta_{1e} \ \theta_{2e} \ \theta_{3e}]^T$, se exprimă ecuația [104]

$$\mathbf{q}_e = Q_d \mathbf{q}, \quad (1.13)$$

cu matricea ortonormală $Q_d (Q_d^T = Q_d^{-1})$ de forma

$$Q_d = \begin{bmatrix} q_{4d} & q_{3d} & -q_{2d} & -q_{1d} \\ -q_{3d} & q_{4d} & q_{1d} & -q_{2d} \\ q_{2d} & -q_{1d} & q_{4d} & -q_{3d} \\ q_{1d} & q_{2d} & q_{3d} & q_{4d} \end{bmatrix} = q_{4d} I + Q, \quad (1.14)$$

I fiind matricea unitate (4×4), iar Q - matricea următoare

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & q_{3d} & -q_{2d} & -q_{1d} \\ -q_{3d} & 0 & q_{1d} & -q_{2d} \\ q_{2d} & -q_{1d} & 0 & -q_{3d} \\ q_{1d} & q_{2d} & q_{3d} & 0 \end{bmatrix}. \quad (1.15)$$

1.3. MODELE NELINIARE ALE DINAMICII RACHETEI

Ecuatiile de mișcare ale rachetei (de echilibru al forțelor și cuplurilor) se exprima astfel

$$m(\ddot{\vec{V}} + \vec{\omega} \times \vec{V}) = \vec{F}, \quad (1.23)$$

$$J\ddot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times J\vec{\omega} = \vec{M}, \quad (1.24)$$

cu m – masa rachetei, $\vec{F}$ și $\vec{M}$ – rezultantele forțelor și momentelor care acționează asupra R, iar J – matricea momentelor de inerție

$$J = \begin{bmatrix} J_{xx} & J_{xy} & J_{xz} \\ J_{xy} & J_{yy} & J_{yz} \\ J_{xz} & J_{yz} & J_{zz} \end{bmatrix}. \quad (1.25)$$

O alta formă a ecuațiilor de mișcare a R sunt

$$m(\dot{\vec{V}} + \omega^\times \vec{V}) = \vec{F}, \quad (1.26)$$

$$J\dot{\vec{\omega}} + \omega^\times \times J\vec{\omega} = \vec{M}, \quad (1.27)$$

în care:

$$\vec{V} = [V_x \quad V_y \quad V_z]^T, \quad \vec{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T, \quad \vec{M} = [M_x \quad M_y \quad M_z]^T, \\ \vec{F} = [F_x \quad F_y \quad F_z]^T, \quad (1.28)$$

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}. \quad (1.29)$$

Relativ la triedrul $oxyz$ ecuațiile vitezelor sunt:

$$\begin{aligned} \dot{V}_X &= \omega_z V_y - \omega_y V_z - \frac{1}{m} QSc_x + \frac{T}{m} + [1 - 2(q_2^2 + q_3^2)]g_X + 2[q_1q_2 + q_3q_4]g_Y + 2[q_1q_3 - q_2q_4]g_Z, \\ \dot{V}_Y &= \omega_z V_y - \omega_y V_z - \frac{1}{m} QSc_x + \frac{T}{m} + [1 - 2(q_2^2 + q_3^2)]g_X + 2[q_1q_2 + q_3q_4]g_Y + 2[q_1q_3 - q_2q_4]g_Z, \\ \dot{V}_Z &= \omega_z V_y - \omega_y V_z - \frac{1}{m} QSc_x + \frac{T}{m} + [1 - 2(q_2^2 + q_3^2)]g_X + 2[q_1q_2 + q_3q_4]g_Y + 2[q_1q_3 - q_2q_4]g_Z. \end{aligned} \quad (1.50)$$

Relativ la triedrul inerțial, ecuațiile diferențiale ale coordonatelor sunt

$$\begin{aligned} \ddot{X} &= [1 - 2(q_2^2 + q_3^2)] \left[\frac{QSc_x}{m} + \frac{T}{m} \right] + 2[q_1q_2 - q_3q_4] \left[\frac{QSc_y^\beta}{m} \beta - \frac{T}{m} \delta_z \right] + \\ &\quad + 2[q_1q_3 - q_2q_4] \left[\frac{QS}{m} (c_{z_0} + c_z^\alpha \alpha) + \frac{T}{m} \delta_y \right] + g_X, \\ \ddot{Y} &= 2[q_1q_2 + q_3q_4] \left[\frac{QSc_x}{m} + \frac{T}{m} \right] + [1 - 2(q_2^2 + q_3^2)] \left[\frac{QSc_y^\beta}{m} \beta - \frac{T}{m} \delta_z \right] + \\ &\quad + 2[q_2q_3 - q_1q_4] \left[\frac{QS}{m} (c_{z_0} + c_z^\alpha \alpha) + \frac{T}{m} \delta_y \right] + g_Y, \\ \ddot{Z} &= 2[q_1q_3 - q_2q_4] \left[\frac{QSc_x}{m} + \frac{T}{m} \right] + 2[q_2q_3 - q_1q_4] \left[\frac{QSc_y^\beta}{m} \beta - \frac{T}{m} \delta_z \right] + \\ &\quad + [1 - 2(q_2^2 + q_3^2)] \left[\frac{QS}{m} (c_{z_0} + c_z^\alpha \alpha) + \frac{T}{m} \delta_y \right] + g_Z. \end{aligned} \quad (1.51)$$

Sistemul format prin alăturarea sistemelor de ecuații (1.49) și (1.50) descrie mișcarea de translație a R.

Ecuația (1.27) este echivalentă cu sistemul de ecuații scalare din [56]

$$\begin{aligned}
J_{xx}\dot{\omega}_x + J_{xy}\dot{\omega}_y + J_{xz}\dot{\omega}_z + (J_{zz} - J_{yy})\omega_y\omega_z + J_{yz}(\omega_y^2 - \omega_z^2) + J_{xz}\omega_x\omega_y - J_{xy}\omega_x\omega_z = \\
= QS \left[bC_x - r_{py}(c_{z_0} + c_z^\alpha \alpha) - r_{pz}c_y^\beta \beta \right] + T(r_{gy}\delta_y + r_{gz}\delta_z) + M_{cr}, \\
J_{xy}\dot{\omega}_x + J_{yy}\dot{\omega}_y + J_{yz}\dot{\omega}_z + (J_{xx} - J_{zz})\omega_x\omega_z + J_{xz}(\omega_z^2 - \omega_x^2) + J_{xz}\omega_y\omega_y - J_{yz}\omega_y\omega_z - \\
- \dot{m}l^2\omega_y = QS \left[bC_y^\alpha \alpha - r_{pz}c_x + r_{px}(c_{z_0} + c_z^\alpha \alpha) \right] + T(r_{gz} + r_{gx}\delta_y), \\
J_{xz}\dot{\omega}_x + J_{yz}\dot{\omega}_y + J_{zz}\dot{\omega}_z + (J_{yy} - J_{xx})\omega_x\omega_y + J_{xz}(\omega_x^2 - \omega_z^2) + J_{yz}\omega_x\omega_z - J_{xz}\omega_y\omega_z - \\
- \dot{m}l\omega_z = QS \left[(bC_z^\beta + r_{px}c_z^\alpha)\beta + r_{py}c_x \right] - T(r_{gy} + r_{gz}\delta_z).
\end{aligned} \tag{1.62}$$

Ecuația diferențială a vectorului quaternionilor este de forma (1.9), echivalentă cu sistemul de ecuații scalare

$$\begin{aligned}
\dot{q}_1 &= \frac{1}{2}\omega_z q_2 - \frac{1}{2}\omega_y q_3 + \frac{1}{2}\omega_x q_4, \\
\dot{q}_2 &= -\frac{1}{2}\omega_z q_1 + \frac{1}{2}\omega_x q_3 + \frac{1}{2}\omega_y q_4, \\
\dot{q}_3 &= \frac{1}{2}\omega_y q_1 - \frac{1}{2}\omega_x q_2 + \frac{1}{2}\omega_y q_4, \\
\dot{q}_4 &= -\frac{1}{2}\omega_x q_1 - \frac{1}{2}\omega_y q_2 - \frac{1}{2}\omega_z q_3.
\end{aligned} \tag{1.63}$$

Dinamica R este descrisă de sistemul de ecuații neliniare constituit din sistemele de ecuații (1.49), (1.50), (1.61) și (1.62).

1.4. MODELE LINIARIZATE ALE DINAMICII RACHETEI

Fie vectorii corespunzători mișcării neperturbate a R: $\mathbf{V}_0 = [V_{x_0} \ V_{y_0} \ V_{z_0}]^T$, $\boldsymbol{\omega}_0 = [\omega_{x_0} \ \omega_{y_0} \ \omega_{z_0}]^T$, $\mathbf{q}_0 = [q_{1d} \ q_{2d} \ q_{3d} \ q_{4d}]^T$, $\boldsymbol{\delta}_0 = [M_{cr_0} \ \delta_{y_0} \ \delta_{z_0}]^T$, $\boldsymbol{\gamma}_0 = [1 \ \alpha_0 \ \beta_0]^T$, și $\mathbf{V}_w = [V_{wx_0} \ V_{wy_0} \ V_{wz_0}]^T = [0 \ 0 \ 0]^T$; mișcarea perturbată a R se exprimă prin vectorii: $\Delta \mathbf{V} = [\Delta V_x \ \Delta V_y \ \Delta V_z]^T$, $\Delta \boldsymbol{\omega} = [\Delta \omega_x \ \Delta \omega_y \ \Delta \omega_z]^T$, $\Delta \mathbf{q} = [\Delta q_1 \ \Delta q_2 \ \Delta q_3 \ \Delta q_4]^T$, $\Delta \boldsymbol{\delta} = [\Delta M_{cr} \ \Delta \delta_y \ \Delta \delta_z]^T = [M_{cr} \ \delta_y \ \delta_z]^T$, $\Delta \boldsymbol{\gamma}_0 = [0 \ \Delta \alpha \ \Delta \beta]^T$, și $\Delta \mathbf{V}_w = [\Delta V_{wx} \ \Delta V_{wy} \ \Delta V_{wz}]^T$.

Liniazând ecuațiile (1.49) se obține

$$\Delta \dot{\mathbf{r}} = A_{21}\Delta \mathbf{V} + A_{22}\Delta \boldsymbol{\omega} + A_{23}\Delta \mathbf{q} + B_2\Delta \boldsymbol{\delta}, \tag{1.72}$$

în care:

$$A_{21} = \begin{bmatrix} [1 - 2(q_{2d}^2 + q_{3d}^2)] & 2(q_{1d}q_{2d} - q_{3d}q_{4d}) & 2(q_{1d}q_{3d} + q_{2d}q_{4d}) \\ 2(q_{1d}q_{2d} + q_{3d}q_{4d}) & [1 - 2(q_{1d}^2 + q_{3d}^2)] & 2(q_{2d}q_{4d} - q_{1d}q_{4d}) \\ 2(q_{1d}q_{3d} - q_{2d}q_{4d}) & 2(q_{2d}q_{3d} + q_{1d}q_{4d}) & [1 - 2(q_{1d}^2 + q_{2d}^2)] \end{bmatrix}. \tag{1.73}$$

$$A_{23} = \begin{bmatrix} (2q_{2d}V_{y_0} + 2q_{2d}V_{z_0}) & (-4q_{2d}V_{x_0} + 2q_{1d}V_{y_0}) \\ (2q_{2d}V_{x_0} + 2q_{3d}V_{z_0}) & (2q_{1d}V_{x_0} - 4q_{2d}V_{y_0} + q_{4d}V_{z_0}) \\ (2q_{3d}V_{x_0} + 2q_{4d}V_{y_0}) & (-2q_{4d}V_{x_0} + 2q_{3d}V_{y_0} - 4q_{2d}V_{z_0}) \\ (-4q_{3d}V_{x_0} - 2q_{4d}V_{y_0} + 2q_{1d}V_{z_0}) & (-2q_{3d}V_{y_0} + 2q_{2d}V_{z_0}) \\ (2q_{4d}V_{x_0} - 4q_{3d}V_{y_0} + 2q_{2d}V_{z_0}) & (2q_{3d}V_{x_0} - 2q_{1d}V_{z_0}) \\ (2q_{1d}V_{x_0} + 2q_{2d}V_{y_0} - 4q_{3d}V_{z_0}) & (-2q_{2d}V_{x_0} + 2q_{1d}V_{y_0}) \end{bmatrix}. \quad (1.74)$$

Liniazând sistemul de ecuații (1.61), se obține următorul

$$\begin{aligned} J_{xx}\Delta\dot{\omega}_x + J_{xy}\Delta\dot{\omega}_y + J_{xz}\Delta\dot{\omega}_z &= QS \left(bC_x - r_{py}c_{z_0} \right) - QSr_{py}c_z^\alpha \Delta\alpha - r_{pz}c_y^\beta \Delta\beta + \\ &\quad + \Delta M_{cr} + Tr_{gy}\Delta\partial_y + Tr_{gz}\Delta\partial_z, \\ J_{xy}\Delta\dot{\omega}_x + J_{yy}\Delta\dot{\omega}_y + J_{yz}\Delta\dot{\omega}_z - \dot{m}l^2\Delta\omega_y &= QS \left[\left(-r_{pz}c_x + r_{px}c_{z_0} \right) + \frac{T}{QS}r_{gz} \right] + \\ &\quad + QS \left(bC_y^\alpha + r_{px}c_z^\alpha \right) \Delta\alpha - Tr_{gx}\Delta\partial_z, \\ J_{xz}\Delta\dot{\omega}_x + J_{xy}\Delta\dot{\omega}_y + J_{xz}\Delta\dot{\omega}_z - \dot{m}l^2\Delta\omega_z &= QS \left[r_{py}c_x - \frac{T}{QS}r_{py} \right] + QS \left(bC_z^\beta + \right. \\ &\quad \left. + r_{px}c_y^\beta \right) \Delta\beta - Tr_{gx}\Delta\partial_z. \end{aligned} \quad (1.75)$$

Reunind ecuațiile (1.74), se obține forma matriceal – vectorială

$$\Delta\dot{\omega} = A_{31}\Delta V + A_{32}\Delta\omega + A_{33}\Delta q + B_3\Delta\delta, \quad (1.76)$$

în care: $A_{33} = O_{3 \times 4}$ - matrice nulă,

$$A_{32} = J^{-1} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \dot{m}l^2 & 0 \\ 0 & 0 & \dot{m}l^2 \end{bmatrix}, B_3 = J^{-1} \begin{bmatrix} 1 & Tr_{gy} & Tr_{gz} \\ 0 & -Tr_{gx} & 0 \\ 0 & 0 & -Tr_{gx} \end{bmatrix}. \quad (1.77)$$

Liniazând sistemul de ecuații (1.62), se obține ecuația matriceal-vectorială

$$\Delta\dot{q} = A_{41}\Delta V + A_{42}\Delta\omega + A_{43}\Delta q + B_4\Delta\delta, \quad (1.80)$$

cu matricele $A_{41} = A_{43} = B_4 = O_{4 \times 3}$ - matrice nule și

$$A_{42} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_{4d} & -q_{3d} & q_{2d} \\ q_{3d} & q_{4d} & -q_{1d} \\ -q_{2d} & q_{1d} & q_{4d} \\ -q_{1d} & -q_{2d} & -q_{3d} \end{bmatrix}; \quad (1.81)$$

matricea A_{43} , s-a ales $O_{4 \times 3}$ deoarece valorile staționare ale componentelor vitezei unghiulare sunt neglijabile.

Reunind ecuațiile (1.64), (1.71), (1.77), (1.79), se obține ecuația de stare, cu vectorul de stare $\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \Delta V^T & \Delta r^T & \Delta\omega^T & \Delta q^T \end{bmatrix}^T$ și vectorul de intrare δ ;

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\delta \quad (1.82)$$

cu matricea sistemului

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & O_{3 \times 3} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & A_{23} \\ A_{31} & O_{3 \times 3} & A_{32} & O_{3 \times 4} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & A_{42} & O_{3 \times 4} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} B_1 \\ O_{3 \times 3} \\ B_3 \\ O_{4 \times 3} \end{bmatrix}. \quad (1.83)$$

1.6. CONTROLUL ADAPTIV AL ATITUDINII RACHETEI

Pentru controlul atitudinii rachetei, exprimată prin vectorul $\mathbf{q}$, se folosește conceptul inversării dinamice; legea de control conține în principal două componente: una de tip PD (proporțional-derivativ) și una adaptivă, modelată de o rețea neuronală NN_c . Sistemul de control adaptiv al atitudinii are structura din fig. 1.5, având în componență un model de referință (filtru de comanda), un compensator dinamic liniar, un observer (estimator) de stare și o rețea neuronală.

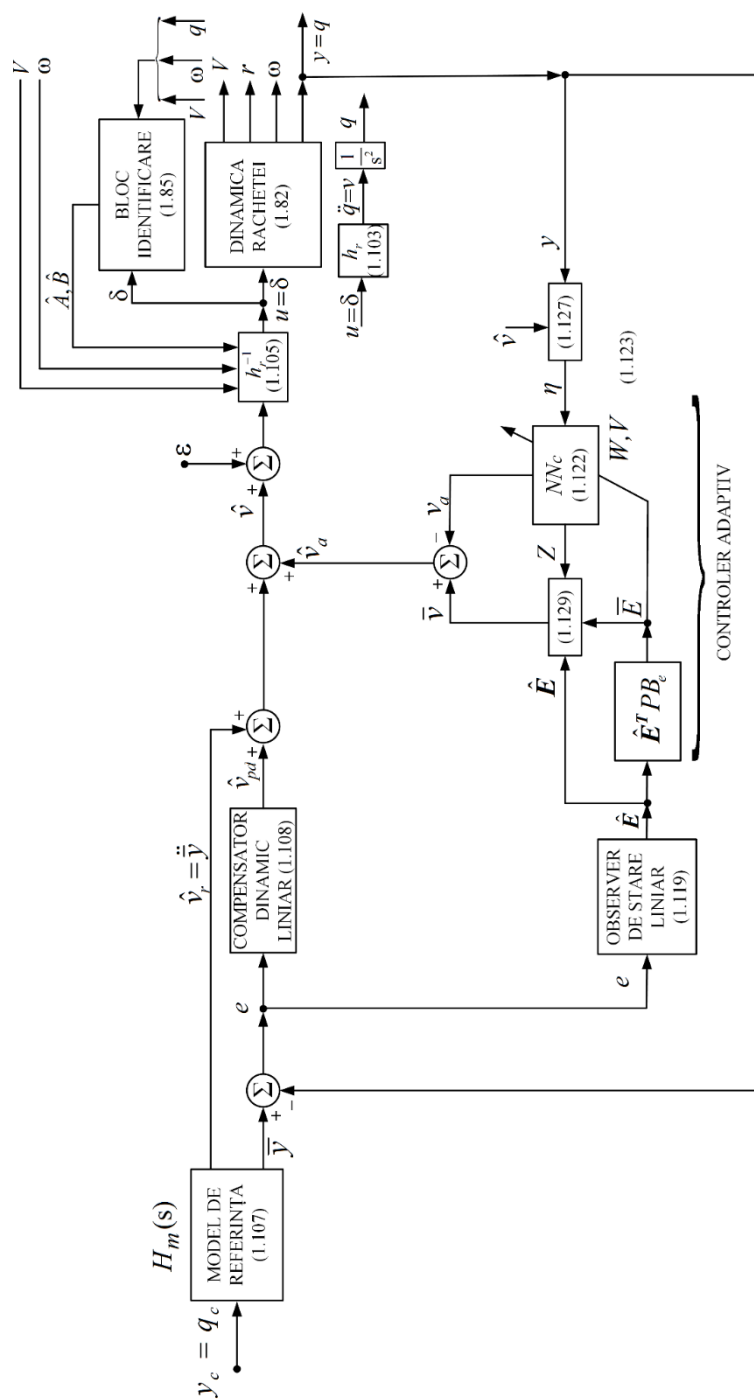
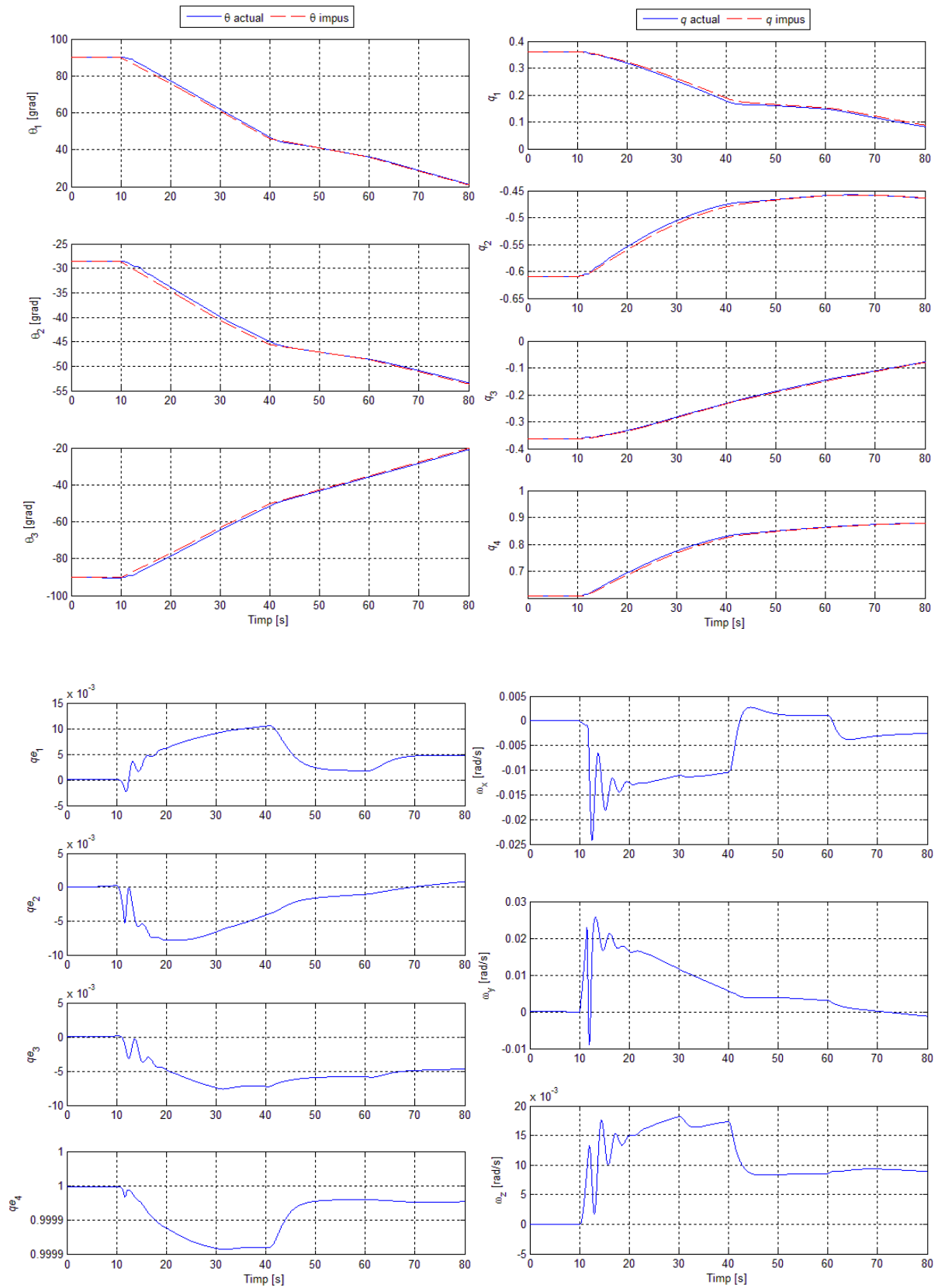


Fig. 1.5. Structura sistemului de control adaptiv al atitudinii rachetei de lansare

În practică, geometria de zbor este descrisă de o succesiune continuă de unghiuri, pe care controlerul de zbor le primește sub forma vectorului quaternion unitate. Pentru simularea unei traiectorii ascendente se folosesc valorile din tabelul 1.2. Caracteristicile de timp pentru geometria de zbor din tabelul 1.2 sunt prezentate în fig. 1.8.



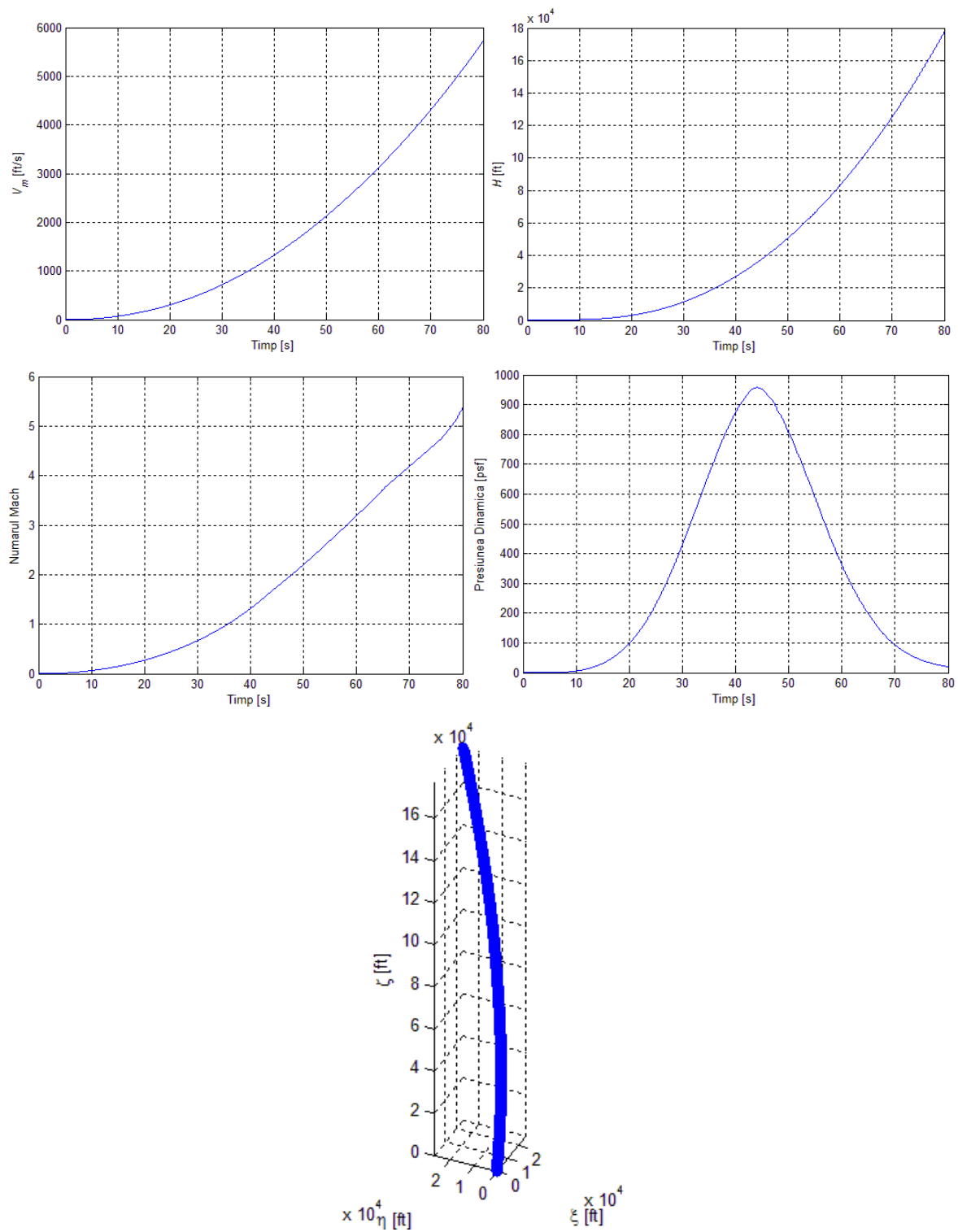


Fig. 1.8. Caracteristicile de timp pentru Sistemul de control adaptiv al atitudinii are structura din fig. 1.5

CAPITOLUL 2

CONTROLUL AUTOMAT AL ZBORULUI RACHETEI ÎN A DOUA ETAPĂ (DUPĂ ETAPA DE LANSARE)

2.2. DINAMICA RACHETEI CONSIDERATĂ DREPT PUNCT MATERIAL

În fig. 2.1 sunt evidențiate forțele care acționează asupra rachetei, în etapa a doua de zbor (după etapa de lansare); R_p este raza Pământului, H – altitudinea de zbor, θ – unghiul de tangaj, ϑ și d – unghiul și distanța parcursă în cea de-a doua etapă de zbor. Forțele reprezentate sunt: $\vec{G}$ – forța gravitațională, ($\vec{G} = -K_p \frac{\vec{r}}{r^3}$, $\vec{r}$ – vectorul de poziție ale rachetei față de centrul Pământului, $r = R_p + H$, K_p – constanta gravitațională a Pământului, $K_p = \chi m_p$, χ – constanta gravitațională universală, m_p – masa Pământului, $\vec{L}$ – forța portantă, $\vec{D}$ – rezistența la înaintare, $\vec{F}_c$ – forța de propulsie, $\vec{F}_f$ – forța centrifugă și $\vec{F}_i = -m\vec{a} = -m\dot{\vec{V}}$ – forța de inerție; $\vec{a} = \dot{\vec{V}}$ – accelerația și m – masa rachetei.

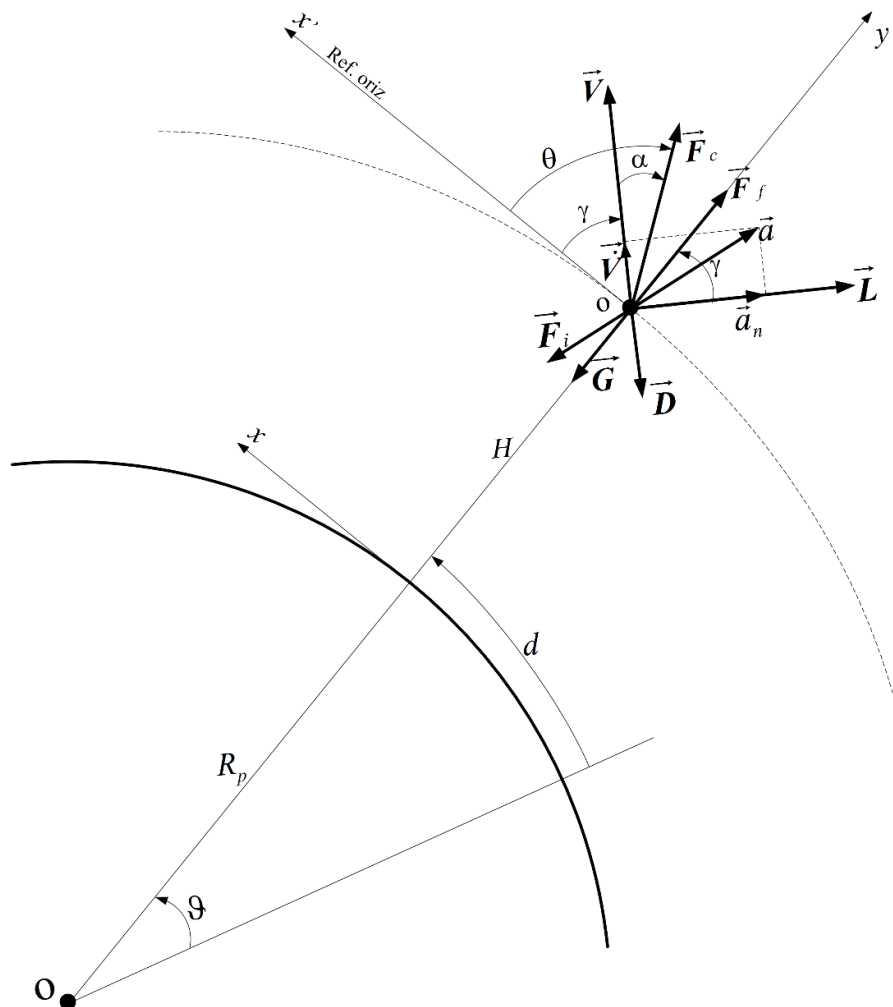


Fig. 2.1. Forțele care acționează asupra rachetei în etapa a doua de zbor (după etapa de lansare)
Alăturând ecuațiile (2.4), (2.5), (2.6) și (2.7), se obține modelul dinamic al rachetei considerată drept punct material [6], [105];

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= \frac{1}{m} F_c \cos \alpha - \frac{D}{m} - k \frac{\sin \gamma}{r^2}, \\
\dot{\gamma} &= \frac{1}{mV} F_c \sin \alpha + \frac{L}{mV} - k \frac{\cos \gamma}{r^2 V} + \frac{V \cos \gamma}{r}, \\
\dot{g} &= \frac{V \cos \gamma}{r}, \\
\dot{r} &= V \sin \gamma, \\
\dot{m} &= -\frac{F_c}{c}.
\end{aligned} \tag{2.8}$$

2.5. CONTROLUL AUTOMAT AL PANTEI TRAIECTORIEI DE ZBOR A RACHETEI FOLOSIND METODA BACKSTEPPING

Se proiectează structura sistemului de control automat al pantei de zbor cu metoda backstepping, folosind modelul dinamic neliniar al zborului rachetei; modelul dinamic este constituit din ecuațiile (2.8), la care se adaugă ecuațiile vitezei unghiulare și unghiului de tangaj (din Cap. 1);

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= \frac{1}{m} F_c \cos \alpha - \frac{D}{m} - \frac{K_p \sin \gamma}{mr^2}, D = QSc_x, Q = \rho \frac{V^2}{2}, \\
\dot{r} &= V \sin \gamma, \\
\dot{m} &= -\frac{F_c}{c}, \\
\dot{g} &= \frac{V \cos \gamma}{r}, \\
\dot{\gamma} &= \frac{1}{mV} F_c \sin \alpha + \frac{L}{mV} - \frac{K_p \cos \gamma}{mr^2 V} + \frac{V \cos \gamma}{r}, L = QSc_z, \\
\dot{\omega}_y &= \frac{QS}{J_{yy}} (r_{p_x} c_z + bC_y) - Tr_{gx} \delta, c_z = c_{z_0} + c_z^\alpha \alpha, c_y = c_y^\alpha \alpha, \\
\dot{\theta} &= \omega_y, \alpha = \theta - \gamma.
\end{aligned} \tag{2.164}$$

Forța de tracțiune F_c se obține prin interpolarea curbelor $F_c(t)$ caracteristice, de exemplu, pentru motoarele rachetei Vega [25].

Pentru controlul pantei de zbor γ se folosește subsistemul descris de ultimele trei ecuații (2.164), cu vectorul de stare $x = [\gamma \quad \omega_y \quad \theta]^T$; V , r și m din aceste ecuații sunt soluții ale ecuațiilor subsistemului descris de primele trei ecuații (2.164), variabilele de stare ale acestui subsistem fiind, așadar, V , r și m . Deci, controlând panta γ , ω_y și θ , implicit (conform primei ecuații (2.164)) se calculează indirect viteza de zbor V .

Impunând legea de variație a pantei (γ_d), folosind metoda Backstepping, se proiectează structura de control automat după vectorul de stare x ; proiectarea constă în calculul coeficienților de amplificare k_i din fig. 2.6, ai vectorului de stare eroare $e = [e_1 \quad e_2 \quad e_3]^T$, cu

$$e_1 = \gamma_d - \gamma, e_2 = \theta_c - \theta, e_3 = \omega_{yc} - \omega_y. \tag{2.165}$$

Structura sistemului de control automat al dinamicii rachetei folosind metoda Backstepping este prezentată în fig. 2.6, în fig. 2.7 – modelul său Matlab/Simulink, iar în fig. 2.8

– caracteristicile dinamice ale acestui sistem și traiectoria rachetei. S-au ales următoarele valori: $\gamma_0 = 45 \text{ grad}$, $\theta_0 = 45 \text{ grad}$, $\omega_{y0} = 0 \text{ rad/s}$, $r_0 = 6500 \text{ km}$, $V_0 = 1.5 \text{ km/s}$, $m_0 = 14457 \text{ kg}$, $\vartheta_0 = 0$, $l = 10.6 \text{ m}$, diametrul rachetei $d = 2 \text{ m}$, $J_{yy} \approx \frac{m}{12} l^2 + \frac{m}{4} d^2$; $k_1 = 0.09$, $k_2 = 12$, $k_5 = 25$.

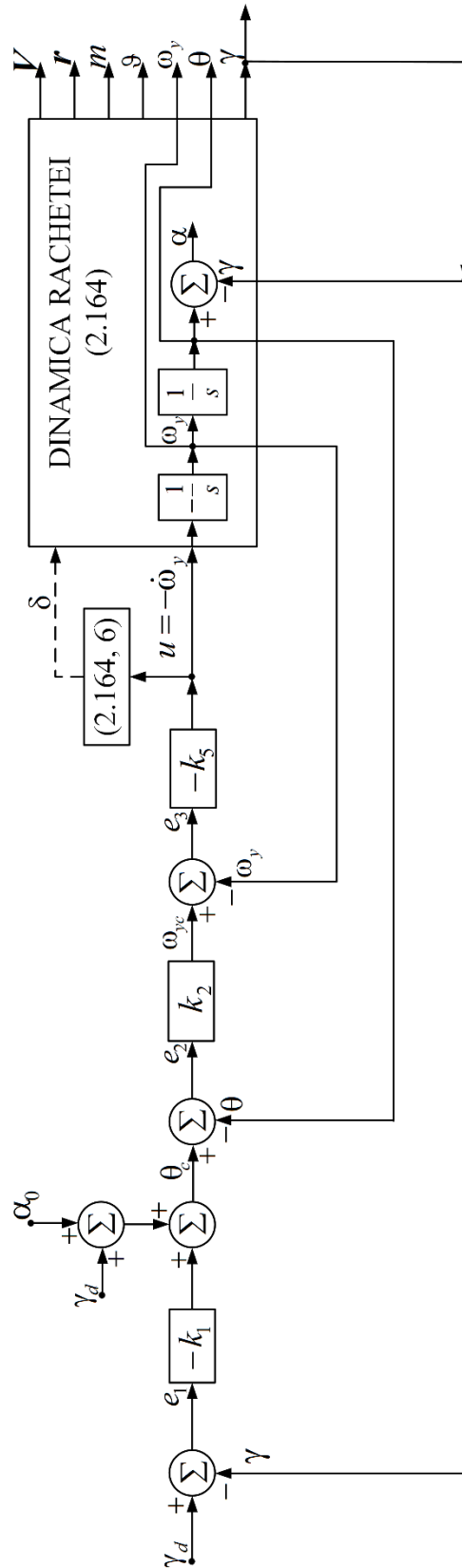


Fig. 2.6. Sistem de control automat al pantei traiectoriei de zbor a rachetei folosind metoda backstepping

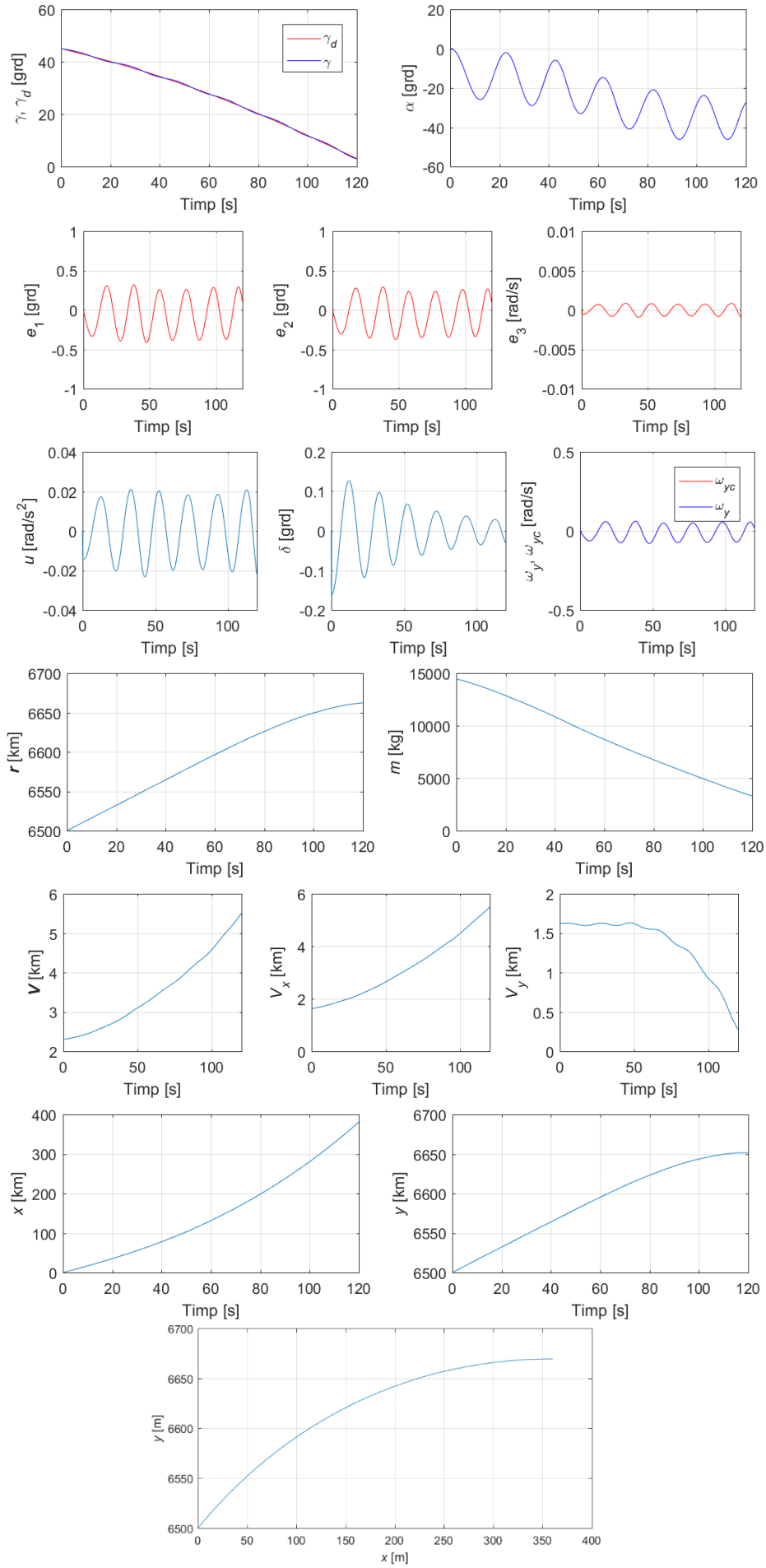


Fig. 2.8. Caracteristicile dinamice ale sistemului din fig. 2.6

2.6. CONTROLUL ADAPTIV SLIDING MODE AL PANTEI TRAIECTORIEI ZBOR AL RACHETEI

Sistemul (2.164) este compus din două subsisteme interconectate, anume subsistemul

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{V}} &= \frac{1}{m} \mathbf{F}_c \cos \alpha - \frac{\mathbf{D}}{m} - \frac{K_p \sin \gamma}{mr^2}, \quad \mathbf{D} = QSc_x, \quad Q = \rho \frac{\mathbf{V}^2}{2}, \\ \dot{\mathbf{r}} &= \mathbf{V} \sin \gamma, \\ \dot{m} &= -\frac{F_c}{c}, \\ \dot{\gamma} &= \frac{\mathbf{V} \cos \gamma}{r}\end{aligned}\quad (2.205)$$

și subsistemul

$$\begin{aligned}\dot{\gamma} &= \frac{1}{m\mathbf{V}} \mathbf{F}_c \sin \alpha + \frac{\mathbf{L}}{m\mathbf{V}} - \frac{K_p \cos \gamma}{mr^2\mathbf{V}} + \frac{\mathbf{V} \cos \gamma}{r}, \quad \mathbf{L} = QSc_z, \\ \dot{\omega}_y &= \frac{QS}{J_{yy}} (r_{px} c_z + b C_y) - Tr_{gx} \delta, \quad c_z = c_{z_0} + c_z^\alpha \alpha, \quad C_y = c_y^\alpha \alpha, \\ \dot{\theta} &= \omega_y, \quad \alpha = \theta - \gamma.\end{aligned}\quad (2.206)$$

Subsistemul (2.206), cu vectorul de stare $\mathbf{x} = [\gamma \quad \omega_y \quad \theta]^T$ și intrarea $u = \delta$ este descris de ecuația de stare

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{B}u \quad (2.207)$$

unde

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} a_{11} \cos \gamma + a_{12}(\theta - \gamma) + a_{13} \\ a_{21}(\theta - \gamma) + a_{22} \\ \omega_y \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ b \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (2.208)$$

cu

$$\begin{aligned}a_{11} &= -\frac{K_p}{mr^2\mathbf{V}} + \frac{\mathbf{V}}{r} = -\frac{g}{\mathbf{V}} + \frac{\mathbf{V}}{r}, \quad a_{12} = -\frac{F_p}{m\mathbf{V}} + \frac{\rho V S}{2m} c_z^\alpha, \quad a_{13} = \frac{\rho V S}{2m} c_{z_0}, \\ a_{21} &= \frac{\rho V^2 S}{2J_{yy}} (r_{px} c_z^\alpha + b C_y^\alpha), \quad a_{22} = \frac{\rho V^2 S}{2J_{yy}} r_{px} c_{z_0}, \quad b = -Tr_{gx} \frac{\rho V^2 S}{2J_{yy}}.\end{aligned}\quad (2.209)$$

Structura sistemului de control adaptiv sliding mode al pantei de zbor a rachetei este dată în fig. 2.9.

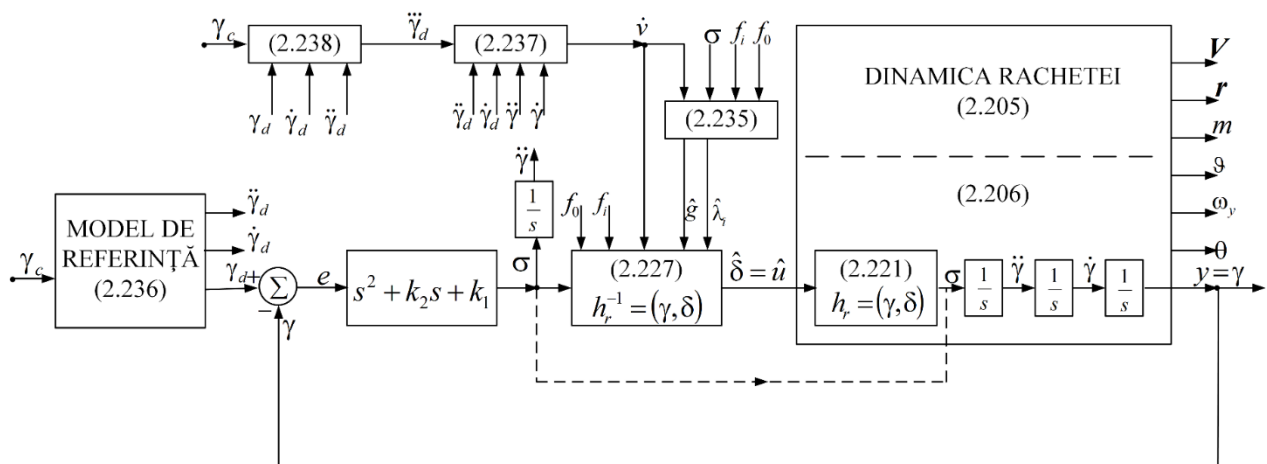


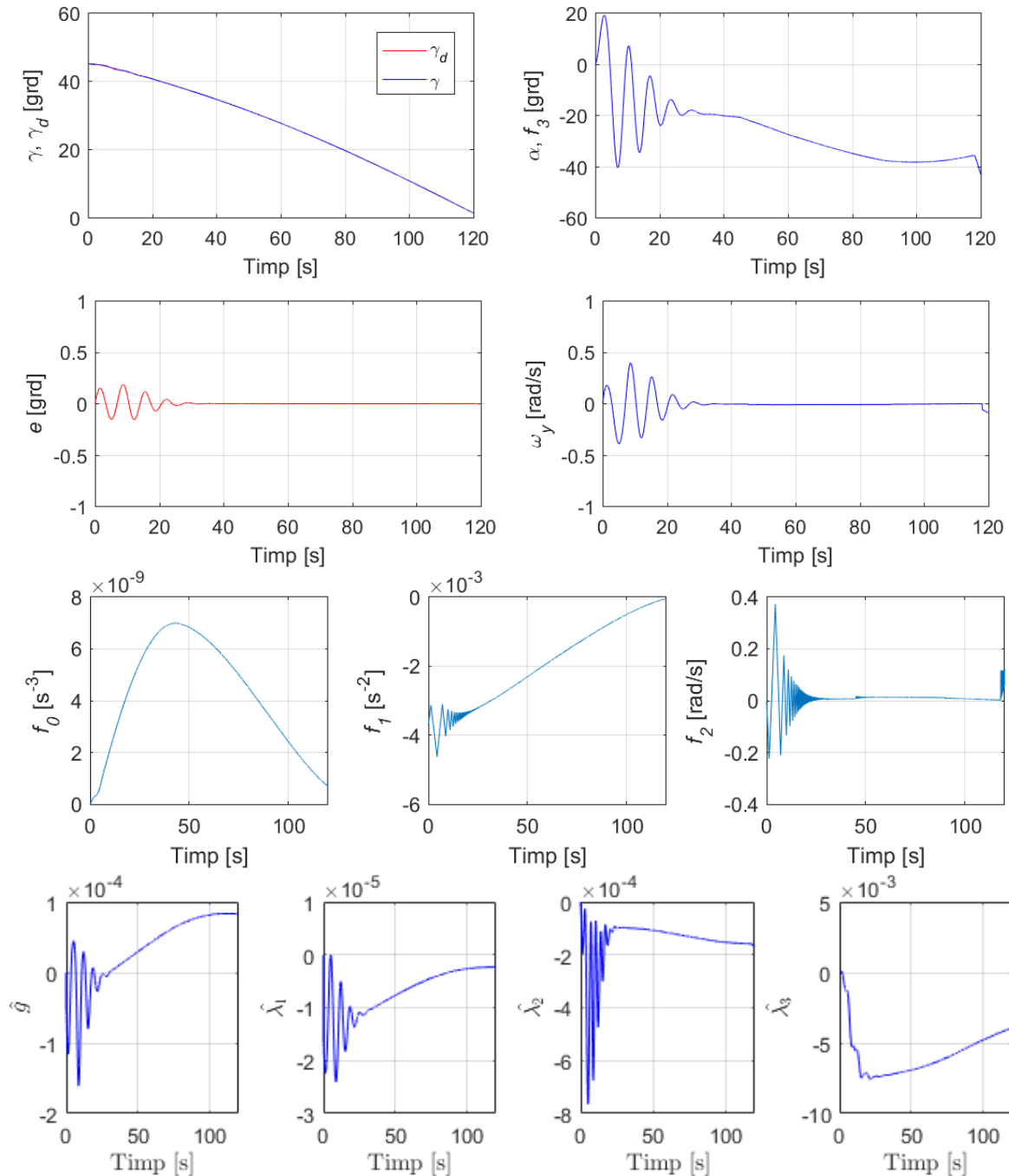
Fig. 2.9. Sistemul de control adaptiv sliding mode al pantei de zbor a rachetei

În fig. 2.10 este dat modelul Matlab/Simulink al sistemului din fig. 2.9, iar în fig. 2.11 – caracteristicile dinamice ale sistemului; s-au ales următoarele valori s-au ales următoarele valori: $k = 940$, $k_1 = 2$, $k_2 = 4$, $\omega_{r_0} = 2$ rad/s, $\xi_0 = 0.7$, $p = 0.5$.

Prin inversare dinamică ($\hat{h}_r^{-1}h_r \cong 1$) sistemul devine liniar, având pe calea directă, închisă prin reacție unitară negativă după γ , funcția de transfer $H_d = (s^2 + k_2s + k_1)/s^3$; deci, ecuația caracteristică este $1 + H_d(s) = 0$, adică

$$s^3 + s^2 + k_2s + k_1 = 0. \quad (2.239)$$

Coefficienții k_1 și k_2 , se aleg astfel încât să fie îndeplinită condiția de stabilitate Hurwitz $k_2 > k_1 > 0$ [23].



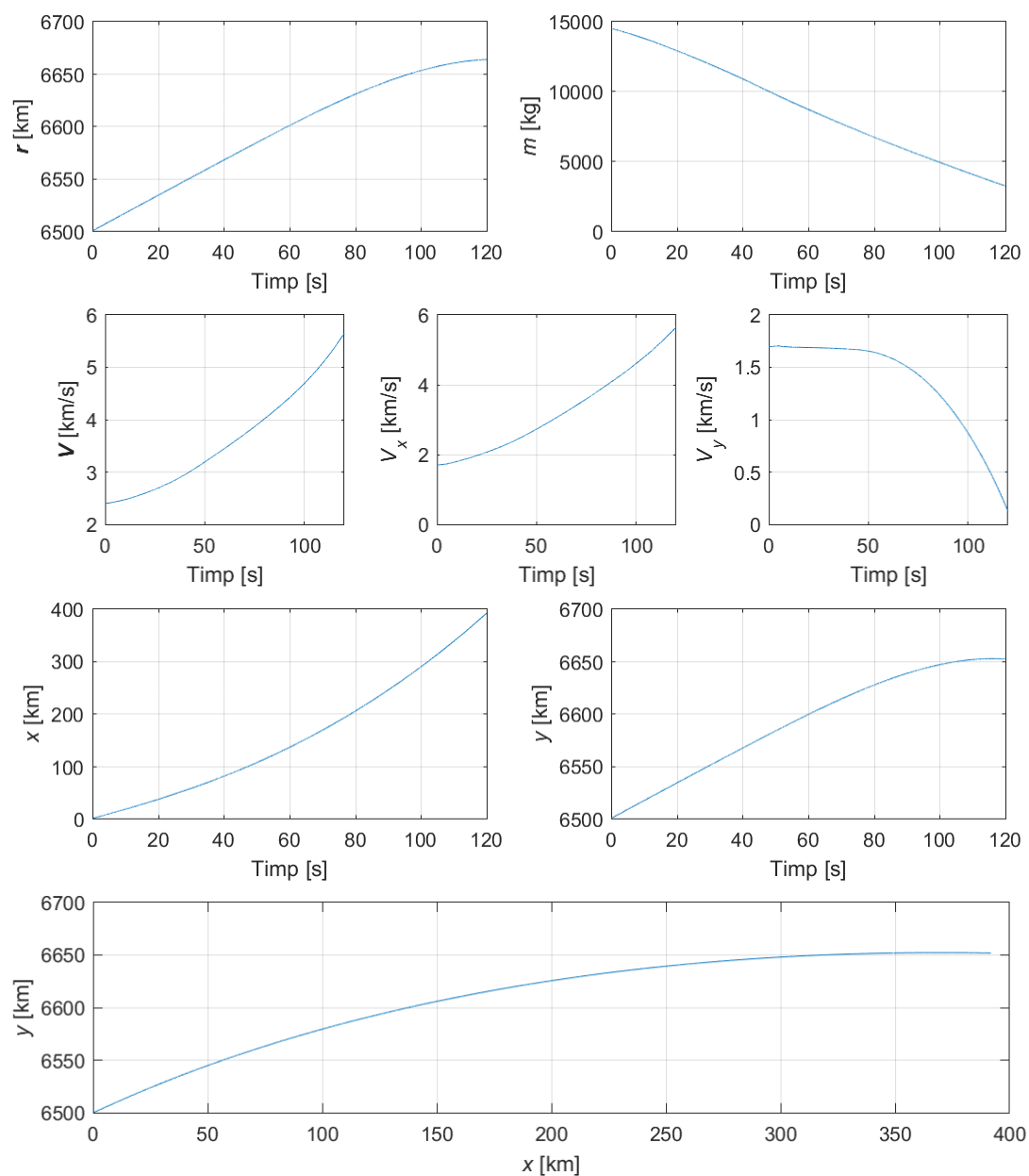


Fig. 2.11. Caracteristicile dinamice ale sistemului de control prezentat în fig. 2.9

CAPITOLUL 3

ELEMENTE DE DINAMICA ZBORULUI SPAȚIAL ȘI TRANSFER ORBITAL

3.6. CONTROLUL ORBITEI S ÎN JURUL PĂMÂNTULUI

Dinamica S pe orbita sa în jurul Pământului este perturbată de interacțiunile generate de câmpurile gravitaționale ale altor corpuri cerești, în principal de cele ale Soarelui și Lunii, precum și de presiunea radiației solare, de atmosfera terestră și de nesfericitatea Pământului. În fig. 3.13 este reprezentată orbita vehicului spațial (rachetă, satelit), vectorii de poziție $\vec{r}_S, \vec{r}_P, \vec{r}_L$ ai celor trei corpuri S, Pământ și Lună față de Soare și vectorii de poziție care exprimă poziția S față de Pământ ($\vec{r}$) și față de Lună ($\vec{r}_{SL}$), respectiv poziția Lunii față de Pământ ($\vec{r}_{LP}$).

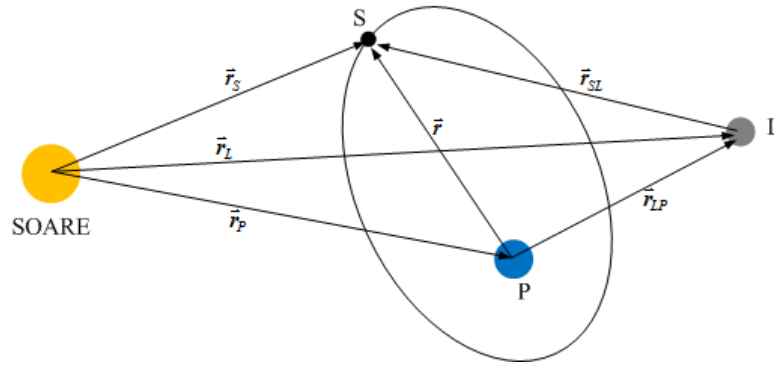


Fig. 3.13. Orbita S și vectorii de poziție ai S, P și L

Forța de atracție a corpului i de către corpul j se exprimă cu formula [85]

$$\vec{F}_i = -\chi \sum_{j=1}^4 \frac{m_i m_j}{r_{ij}^3} \vec{r}_{ij}, \quad (3.130)$$

cu $\chi = 6.67259 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$ – constantă gravitațională și $\vec{r}_{ij} = \vec{r}_i - \vec{r}_j$, cu $\vec{r}_i$ și $\vec{r}_j$ - vectorii de poziție ai corpurilor i și j față de Soare. Din aceasta rezultă accelerația corpului i față de corpul j

$$\ddot{\vec{r}}_{ij} = -\chi \sum_{j=1}^4 \frac{m_j}{r_{ij}^3} \vec{r}_{ij}, \quad r_{ij} = \|\vec{r}_{ij}\|, \quad (3.131)$$

relație echivalentă cu sistemul de ecuații de stare

$$\begin{aligned} \dot{\vec{r}}_i &= \vec{V}_i, \\ \dot{\vec{V}}_i &= -\chi \sum_{j=1}^4 \frac{m_j}{r_{ij}^3} \vec{r}_{ij}. \end{aligned} \quad (3.132)$$

Particularizând aceste relații pentru $i = S, P, L$, rezultă următoarele, în care $\vec{V}_S, \vec{V}_P, \vec{V}_L$ sunt vitezele corpurilor S, P și L;

$$\begin{aligned} \dot{\vec{r}}_S &= \vec{V}_S, \\ \dot{\vec{V}}_S &= -\chi \frac{m_P}{\|\vec{r}_S - \vec{r}_P\|^3} (\vec{r}_S - \vec{r}_P) - \chi \frac{m_S}{\|\vec{r}_S\|^3} \vec{r}_S - \chi \frac{m_L}{\|\vec{r}_S - \vec{r}_L\|^3} (\vec{r}_S - \vec{r}_L); \\ \dot{\vec{r}}_P &= \vec{V}_P, \end{aligned} \quad (3.133)$$

$$\vec{V}_P = -\chi \frac{m}{\|\vec{r}_P - \vec{r}_S\|^3} (\vec{r}_P - \vec{r}_S) - \chi \frac{m_L}{\|\vec{r}_P - \vec{r}_L\|^3} (\vec{r}_P - \vec{r}_L) - \chi \frac{m_S}{\|\vec{r}_P\|^3} \vec{r}_P; \quad (3.134)$$

$$\vec{r}_L = \vec{V}_L,$$

$$\vec{V}_L = -\chi \frac{m}{\|\vec{r}_L - \vec{r}_S\|^3} (\vec{r}_L - \vec{r}_S) - \chi \frac{m_P}{\|\vec{r}_L - \vec{r}_P\|^3} (\vec{r}_L - \vec{r}_P) - \chi \frac{m_S}{\|\vec{r}_L\|^3} \vec{r}_L; \quad (3.135)$$

m_S , m_P , m_L și m sunt masele Soarelui, Pământului, Lunii și satelitului. Ecuațiile de stare care exprimă dinamica S pe orbita având P în unul din focare sunt următoarele (conform fig. 3.13), cu $\vec{r} = \vec{r}_S - \vec{r}_P$;

$$\begin{aligned} \dot{\vec{r}} &= \vec{V}, \quad \vec{r} = \vec{r}_S - \vec{r}_P, \\ \vec{V} &= \vec{V}_S - \vec{V}_P. \end{aligned} \quad (3.136)$$

cu $\vec{r}_S$, $\vec{V}_S$ și $\vec{r}_P$, $\vec{V}_P$ de formele (3.133) și (3.134).

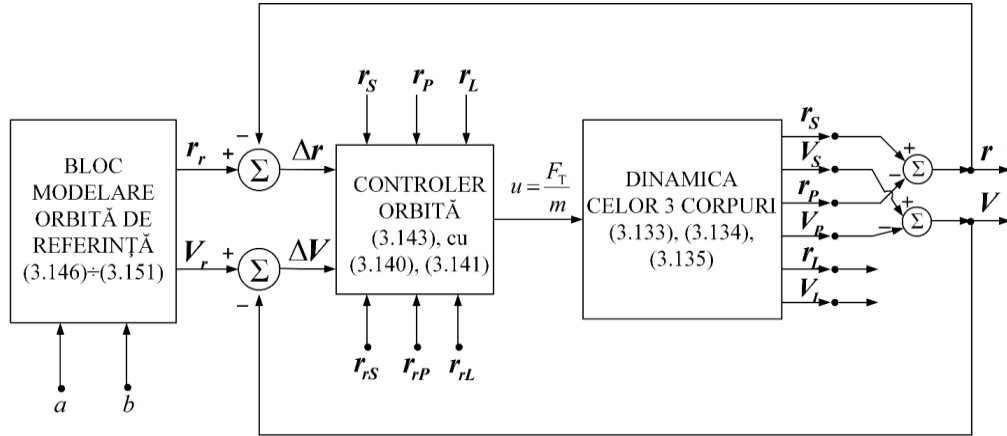


Fig. 3.14. Structura sistemului de control automat al orbitei S

Caracteristicile orbitelor, folosite pentru calculul orbitelor de referință, sunt : pentru orbita Pământului în jurul Soarelui $a = 1,5 \times 10^{11}$ m, $e = 0,0167086$, $T = 365,256363004$ zile; pentru orbita Lunii în jurul Pământului $a = 3,84748 \times 10^8$ m, $e = 0,0549006$, $T = 27.554550$ zile ; pentru orbita S în jurul Pământului $a = 2,4108085 \times 10^7$ m, $e = 0,0044833$. Pozițiile celor trei corpuri la momentul inițial sunt date în fig. 3.15.

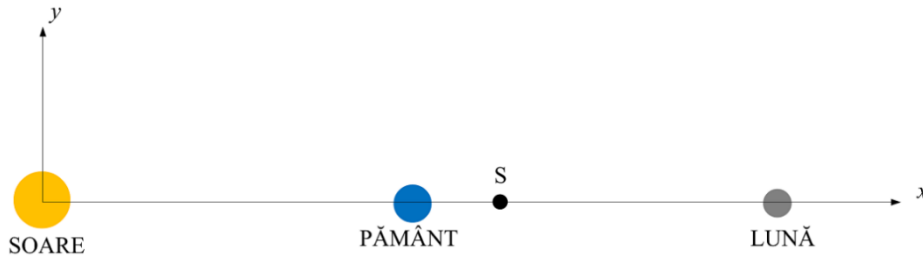


Fig. 3.15. Pozițiile celor patru corpuri la momentul inițial

Controlul orbitei se poate face cu o lege de tip PID. O altă formă a legii de control (conducere) este de tip neliniar, bazată pe utilizarea unei funcții Liapunov V_l pozitiv definită.

Aceasta poate fi de forma

$$V_l = \frac{1}{2} k_1 \Delta \mathbf{r}^T \Delta \mathbf{r} + \frac{1}{2} k_2 \Delta \mathbf{V}^T \Delta \mathbf{V}, \quad (3.137)$$

cu k_1 și k_2 constante pozitive.

Derivând V_l în raport cu timpul, se obține

$$\dot{V}_l = k_1 \Delta \mathbf{r}^T \Delta \mathbf{V} + k_2 \Delta \mathbf{V}^T \Delta \dot{\mathbf{V}}. \quad (3.138)$$

Se înlocuiește în aceasta $\Delta \dot{\mathbf{V}}$, folosind ecuațiile (3.136), (3.133), (3.134) în care se neglijează termenii care conțin la numărător m – masa satelitului;

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\mathbf{V}} &= \Delta \dot{\mathbf{V}}_S - \Delta \dot{\mathbf{V}}_P + \mathbf{u} = (\dot{\mathbf{V}}_{rS} - \dot{\mathbf{V}}_S) - (\dot{\mathbf{V}}_{rP} - \dot{\mathbf{V}}_P) + u = \\ &= (\dot{\mathbf{V}}_P - \dot{\mathbf{V}}_S) + (\dot{\mathbf{V}}_{rS} - \dot{\mathbf{V}}_{rP}) + u = a_A + a_B + u, \end{aligned} \quad (3.139)$$

în care $\dot{\mathbf{V}}_{rS}$ și $\dot{\mathbf{V}}_{rP}$ sunt accelerațiile de referință ale S și P iar u – accelerația de comandă; conform (3.133) și (3.134)

$$a_A = \dot{\mathbf{V}}_P - \dot{\mathbf{V}}_S = \chi \frac{m_S}{\|\mathbf{r}_S\|^3} \mathbf{r}_S + \chi \frac{m_L}{\|\mathbf{r}_S - \mathbf{r}_L\|^3} (\mathbf{r}_S - \mathbf{r}_L) - \chi \frac{m_L}{\|\mathbf{r}_P - \mathbf{r}_L\|^3} (\mathbf{r}_P - \mathbf{r}_L) - \chi \frac{m_S}{\|\mathbf{r}_P\|^3} \mathbf{r}_P, \quad (3.140)$$

$$a_B = \dot{\mathbf{V}}_{rS} - \dot{\mathbf{V}}_{rP} = \chi \frac{m_L}{\|\mathbf{r}_{rP} - \mathbf{r}_{rL}\|^3} (\mathbf{r}_{rP} - \mathbf{r}_{rL}) + \chi \frac{m_S}{\|\mathbf{r}_{rP}\|^3} \mathbf{r}_{rP} - \chi \frac{m_S}{\|\mathbf{r}_{rS}\|^3} \mathbf{r}_{rS} - \chi \frac{m_L}{\|\mathbf{r}_{rS} - \mathbf{r}_{rL}\|^3} (\mathbf{r}_{rS} - \mathbf{r}_{rL}). \quad (3.141)$$

Cu acestea, relația (3.138) devine

$$\dot{V}_l = k_1 \Delta \mathbf{r}^T \Delta \mathbf{V} + k_2 \Delta \mathbf{V}^T [u + (a_A + a_B)]. \quad (3.142)$$

Alegând comanda u de forma

$$u = -\frac{k_1}{k_2} \Delta \mathbf{r} - k_3 \Delta \mathbf{V} - (a_A + a_B), \quad (3.143)$$

(lege de tip PD în raport cu $\Delta \mathbf{r}$), se obține

$$\dot{V}_l = -k_2 k_3 \Delta \mathbf{V}^T \Delta \mathbf{V} \leq 0. \quad (3.144)$$

Conform primei teoreme a lui Liapunov [43], dacă $\dot{V}_l < 0$, atunci sistemul neliniar în circuit închis este uniform stabil ($\Delta \mathbf{r}$ și $\Delta \mathbf{V}$ tind simultan la zero).

Introducând (3.143) în ecuația (3.139), sistemul în circuit închis este descris de ecuațiile de stare

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\mathbf{r}} &= \Delta \mathbf{V}, \\ \Delta \dot{\mathbf{V}} &= -\frac{k_1}{k_2} \Delta \mathbf{r} - k_3 \Delta \mathbf{V}. \end{aligned} \quad (3.145)$$

A doua ecuație (3.145) exprimă faptul că $\Delta \mathbf{V}$ evoluează aperiodic; în regim stabilizat $\Delta \mathbf{V} \rightarrow \frac{k_1}{k_2 k_3} \Delta \mathbf{r} \rightarrow 0$. Aceasta conduce la concluzia că V_l poate lua și valoarea zero și, implicit,

sistemul neliniar din fig. 3.14 este uniform asimptotic stabil.

Pentru calculul orbitei de referință se consideră orbita ideală definită prin elementele kepleriene p , e (mișcarea se presupune plană) cu poziția inițială a vehiculului spațial S la perigeu. Parametrul focal p și excentricitatea orbitei eliptice se calculează în funcție de semiaxele a și b ale elipsei [64];

$$p = \frac{b^2}{a}, e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}}. \quad (3.146)$$

Ecuația orbitei de referință în coordonate polare este de forma (3.17), adică

$$\|\mathbf{r}_r\| = \frac{p}{1 + e \cos(\varphi - \varphi_0)}, \quad (3.147)$$

cu φ - anomalia adevărată, iar relația de calcul a vectorului de referință este [26]

$$\mathbf{r}_r = [\cos(\varphi - \varphi_0) \quad \sin(\varphi - \varphi_0) \quad 0]^T \cdot \|\mathbf{r}_r\|. \quad (3.148)$$

Pentru calculul anomaliei adevărate, se calculează mai întâi anomalia medie $M = (2\pi / T)t$, unde T este perioada de revoluție (în care se parcurge o orbită completă), iar t - momentul de timp curent. Se calculează apoi anomalia excentrică E , rezolvând numeric ecuația $E - e \sin E = M$ prin metoda iterativă Newton. Unghiul ϕ este dat de relația [71], [26]

$$\varphi = 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{(1+e) \tan \frac{E}{2}}{1-e}} \right). \quad (3.149)$$

Norma vitezei satelitelui se calculează cu formula de forma (3.26), adică

$$\|\mathbf{V}_r\| = \sqrt{K_p \left(\frac{2}{\|\mathbf{r}_r\|} - \frac{1}{a} \right)}, \quad (3.150)$$

iar vectorul viteză de referință a S cu formula

$$\mathbf{V}_r = [\cos \theta \quad \sin \theta \quad 0]^T \|\mathbf{V}_r\|, \quad (3.151)$$

cu θ , conform fig. 3.16 [26] exprimat cu formula $\theta = \phi + \frac{\pi - \alpha}{2}$, ϕ de forma (3.20) și α

obținut folosind teorema cosinusului în $\Delta F_1 S F_2$ $\alpha = \arccos \left(\frac{2 - 2e^2}{\frac{r_r}{a} \left(2 - \frac{r_r}{a} \right)} - 1 \right)$;

Precizam că în focarul F_1 se afla corpul central, pentru S și Lună acesta fiind Pământul, iar pentru Pământ, Soarele.

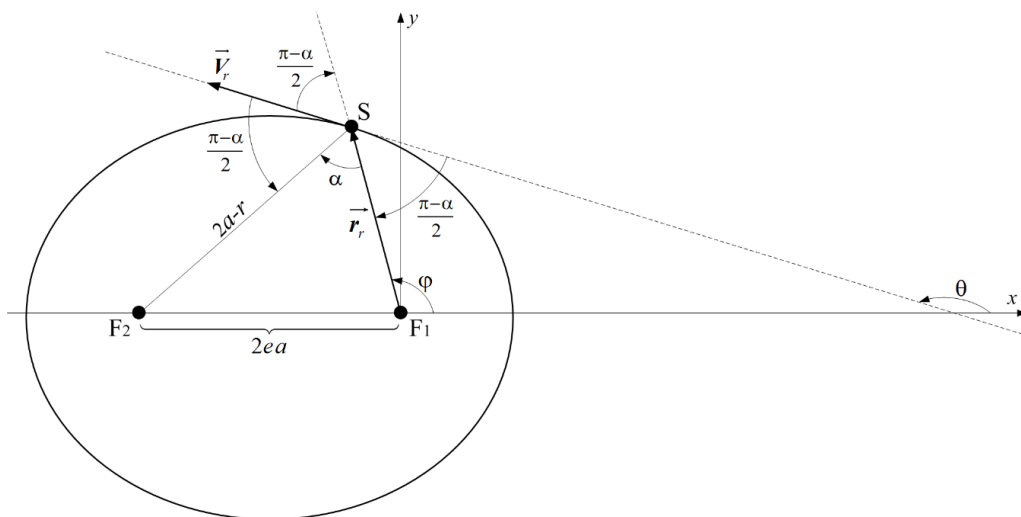


Fig. 3.16. Orientarea vectorului viteză de referință $\vec{V}_r$

În fig. 3.17.a este prezentat modelul Matlab/Simulink pentru sistemul din fig. 3.14, cu subsistemele: b) Dinamică sistem : Soare, Pământ, Luna, S; c) Calcul eroare; d) Controler; e) Calcul orbite de referință, f) PLOT. O parte din aceste subsisteme conțin blocuri de tip MATLAB Function al căror cod este prezentat în anexele A2.1 ÷ A2.5 după cum urmează : A2.1 – calculul vectorului de comandă $u = F_T / m$; A2.2 – modelarea dinamicii celor trei corpuri, descrisă de ecuațiile (3.133), (3.134), (3.135); A2.3 – calculul vectorului de poziție $\mathbf{r}_{rL}$; A2.4 – modelarea orbitei de referință pentru S, descrisă de ecuațiile (3.146) ÷ (3.151); A2.5 - calculul

vectorului de poziție $\mathbf{r}_{rP}$.

În fig. 3.18 sunt reprezentate următoarele caracteristici : a) orbitele de referință (cu linie de culoare roșie) și reală (cu linie de culoare albastră); în figură cele doua orbite sunt suprapuse; b) evoluția în timp a parametrilor keplerieni ai orbitei; c) componentele vectorului $\Delta \mathbf{r}$; d) componentele vectorului $\Delta \mathbf{V}$; e) și f) - aceleași caracteristici din fig. c) și d), reprezentate pe un interval de timp mai mic (120s); g) componentele vectorului de comandă $\mathbf{u}$. Referitor la fig. 3.18.b facem următoarea precizare: variația în timp a parametrilor orbitali se datorează neconcordanței valorilor inițiale ale componentelor vectorului de poziție cu cele ale vitezei satelitului pe orbita de referință. Aceste caracteristici sunt trasate prin rularea scriptului MATLAB din anexa A3.7 ce interpretează fișierele “.mat” populate cu date pe durata simulării în blocul din fig. 3.17.f.

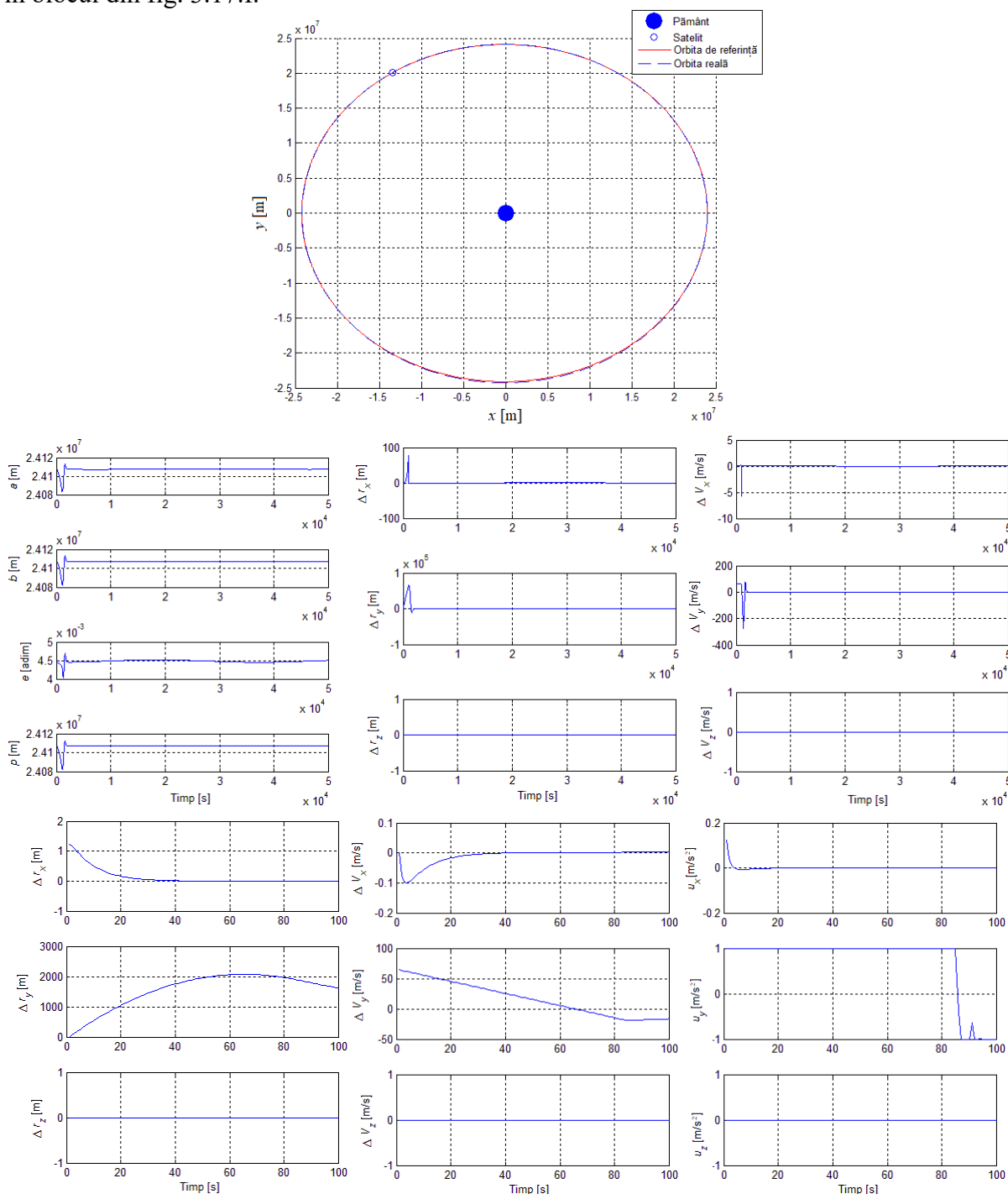


Fig. 3.18. Caracteristicile de timp ale sistemului din fig. 3.14 pentru mișcarea satelitului pe orbita eliptică în jurul Pământului

3.7. CONTROLUL TRAIECTORIEI DE TRANSFER A S DE LA O ORBITĂ ÎN JURUL PĂMÂNTULUI LA O ORBITĂ ÎN JURUL LUNII

Transferul S de pe o orbită în jurul unei planete (ex. Pământ) pe o orbită în jurul unui alt corp ceresc (ex. Lună) se poate face pe o orbită modelată prin diferite metode, dintre care amintim: metoda de transfer Hohman, metoda PCA (patched conic approximation), metoda prin captură balistică [14].

Metoda PCA aproximează traiectoria de transfer prin două arcuri de orbită (de exemplu eliptice), așa cum rezultă din fig. 3.19; E_1 reprezintă orbita în jurul Pământului, de pe care se face transferul pe orbita E_2 în punctul de injecție S_1 ; E_2 și E_3 sunt orbitele din componența traiectoriei de transfer; E_4 reprezintă orbita S în jurul Lunii. Raza sferei de influență a Lunii se exprimă cu formula

$$r_2 = r_{LP} \left(\frac{m_L}{m_P} \right)^{2/5} \quad (3.152)$$

în care $r_{LP} = 384\,400$ km este distanța dintre centrele de masă ale P și L, iar m_P și m_L – masele acestor corpuri; $\frac{m_L}{m_P} = \frac{1}{81.3}$; deci $r_2 = 66183$ km.

Dacă injecția se produce la perigeul orbitei E_1 , atunci $\Delta V_1 = 0$, $V_1 = V_0 = 10.88$ km/s și $\gamma_0 = 0$ (unghiul dintre vectorul viteză și normala la vectorul $\vec{r}_0$; $r_0 = 6700$ km).

Excentricitatea orbitei E_2 este

$$e_2 = \sqrt{1 + 2E_2 \frac{K_2^2}{K_P^2}}, \quad (3.153)$$

în care E_2 este energia specifică, iar K_2 - momentul specific,

$$E_2 = \frac{V_0^2}{2} - \frac{K_P}{r_0}, \quad K_2 = r_0 V_0 \cos \gamma_0; \quad (3.154)$$

rezultă $e_2 = 0.98973$.

Semiaxa elipsei E_2 se exprimă cu formula din [14], rezultă $a_2 = 652594$ km.

Modulul vectorului de poziție $\vec{r}_1$ exprimă poziția S față de Pământ; conform fig. 3.19,

$$r_1 = \sqrt{r_{LP}^2 + r_2^2 - 2r_{LP}r_2 \cos \lambda}; \quad (3.155)$$

Alegând $\lambda_1 = 60$ grad, se obține $r_1 \approx 356000$ km.

Unghiul φ_1 se calculează cu formula

$$\varphi_1 = \arccos \left(\frac{r_1^2 + r_{LP}^2 - r_2^2}{2r_1 r_{LP}} \right) = \arccos \left(\frac{r_{LP} - r_2 \cos \lambda_1}{r_1} \right); \quad (3.156)$$

cu valorile date anterior, se obține $\varphi_1 = 9.26$ grad.

În fig. 3.19 sunt reprezentate axele orizontală a locului P (perpendiculară pe verticala locului în punctul S_2 , adică pe vectorul $\vec{r}_1$) și orizontală a Lunii (perpendiculară pe verticala Lunii, adică pe vectorul $\vec{r}_2$).

Modulul vectorului viteză în punctul S_2 se calculează cu formula

$$V_2 = \sqrt{K_L \left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a_2} \right)}, \quad (3.157)$$

cu K_L – constanta gravitațională a Lunii, $K_L = 4902.8 \text{ km}^3/\text{s}^2$; se obține $V_2 = 1.276 \text{ km/s}$.

Unghiul de pantă γ_1 se calculează cu formula [14]

$$\gamma_1 = \arctg \left[\frac{e_2 \sin \nu}{1 + e_2 \cos \nu} \right], \quad (3.158)$$

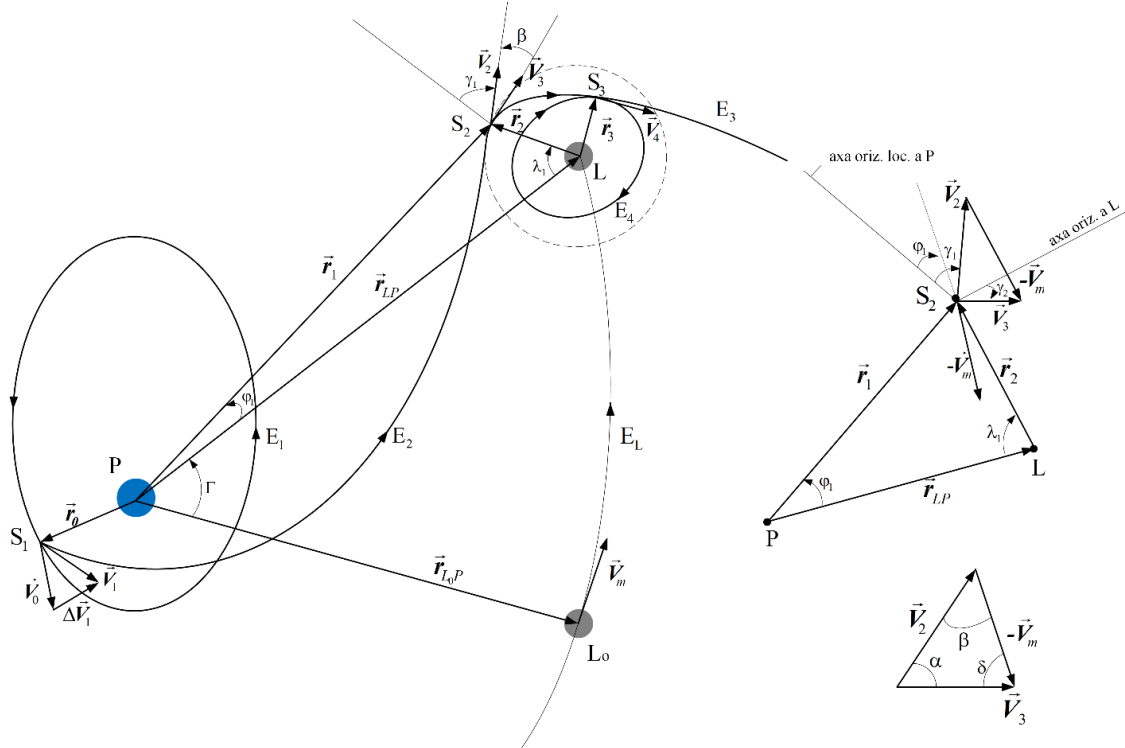


Fig. 3.19. Traectoria și parametrii mișcării S

unde ν este anomalia adevărată

$$\nu = \arccos \left(\frac{\frac{r_0}{r_1} (1 + e_2) - 1}{e_2} \right), \quad (3.159)$$

rezultă valorile $\nu = 166.54$ grad și $\gamma_1 = 80.766$ grad.

Timpul de deplasare între punctele S_1 și S_2 se calculează cu formula [14]

$$t_{12} = (\varepsilon - e \sin \varepsilon) \left(\frac{a_2}{K_P} \right)^{-3/2}, \quad (3.160)$$

unde ε este anomalia excentrică,

$$\varepsilon = \arccos \frac{e_2 + \cos \nu}{1 + e \cos \nu}; \quad (3.161)$$

rezultă $t_{12} = 49,752 \text{ h}$.

Viteza medie a Lunii în jurul Pământului este $V_m = 1.023 \text{ km/s}$. În punctul S_2 , asupra satelitului acționează viteza $\vec{V}_2$ și viteza $\vec{V}_m$ (echivalent cu Lună fixă). Din triunghiul vitezelor, se calculează viteza rezultantă V_3 . În final se obțin valorile $\gamma_2 = 57.05$ grad, $V_3 = 1.359 \text{ km/s}$.

Se calculează energia specifică S în punctul S_2

$$E_3 = \frac{V_3^2}{2} - \frac{K_L}{r_2}; \quad (3.162)$$

rezultă $E_3 = 0.84936 \text{ km}^2/\text{s}^2$. Momentul specific pe aceasta orbită este

$$K_3 = r_2 V_3 \cos \gamma_2; \quad (3.163)$$

rezultă $K_3 = 48920 \text{ km}^3/\text{s}$.

Cu E_3 se calculează semiaxa mare a orbitei E_3 ,

$$a_3 = -\frac{K_L}{2E_3}; \quad (3.164)$$

se obține $a_3 = -2886,2 \text{ km}$. Excentricitatea orbitei E_3 se calculează cu formula

$$e_3 = \sqrt{1 - \frac{K_3^2}{K_L a_3}}; \quad (3.165)$$

se obține $e_3 = 13.0432$. Valoarea negativă a semiaxe mari (a_3) și valoarea supraunitară a excentricității (e_3) exprimă faptul că orbita E_3 este hiperbolică și nu eliptică. Orbita E_4 se alege o orbită circulară, cu $a = 3,113 \times 10^7 \text{ m}$.

Pentru controlul traiectoriei S se folosește sistemul cu structura din fig. 3.14, în care se modifică blocul de modelare a orbitei de referință astfel încât să se genereze porțiunile corespunzătoare pentru orbitele E_2 , E_3 , E_4 . Noua configurație a blocului “Calcul orbite de referință” este prezentată în fig. 3.20. Funcția Matlab realizată pentru calculul traiectoriei de referință este prezentată în anexa A3.6.

În fig. 3.21 se prezintă traiectoria de referință a S pentru transfer pe o orbită în jurul Lunii relativ la Pământ, iar în fig. 3.22 aceeași traiectorie relativ la Lună.

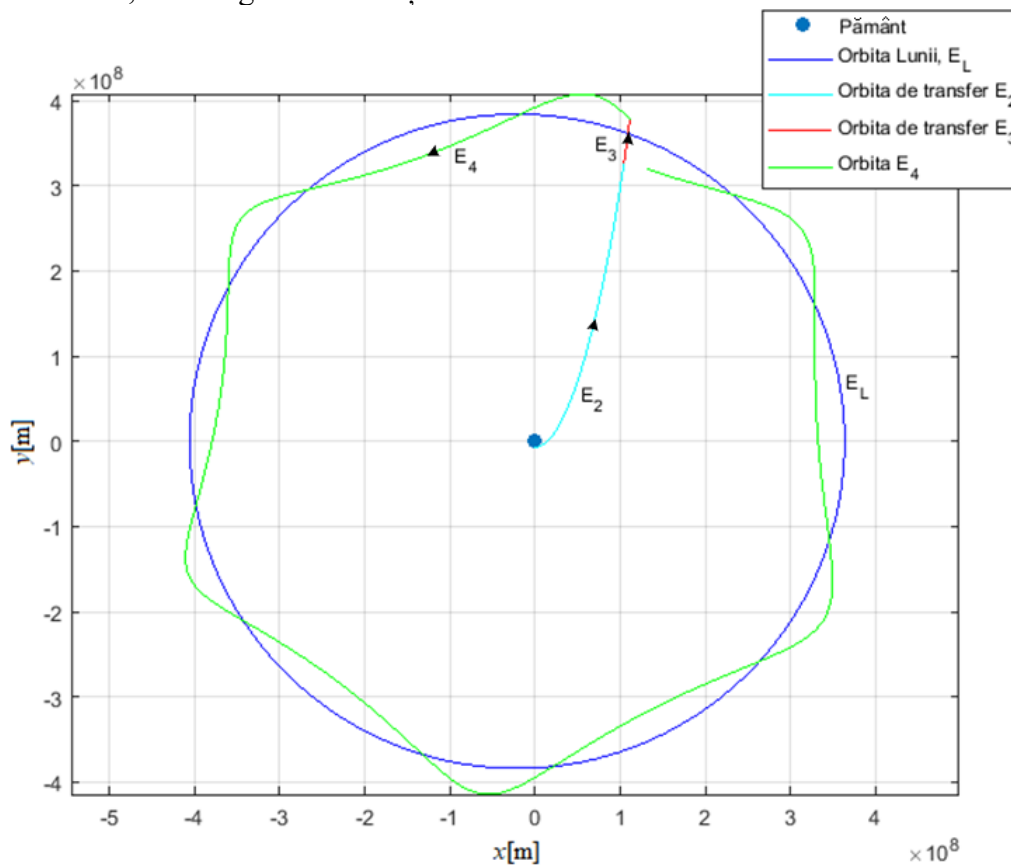


Fig. 3.21. Traiectoria S relativ la Pământ

În fig. 3.23 sunt reprezentate următoarele caracteristici : a) traiectoriile de referință (cu linie de culoare roșie) și reală (cu linie de culoare albastră); în figură cele două traiectorii sunt

suprapuse; b) evoluția în timp a parametrilor keplerieni; c) componentele vectorului $\Delta \mathbf{r}$; d) componentele vectorului $\Delta \mathbf{V}$; e) componentele vectorului de comandă u.

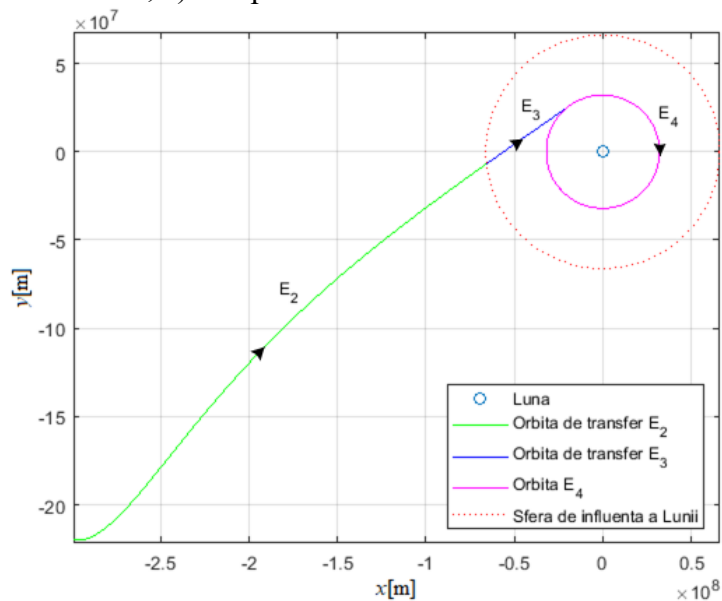
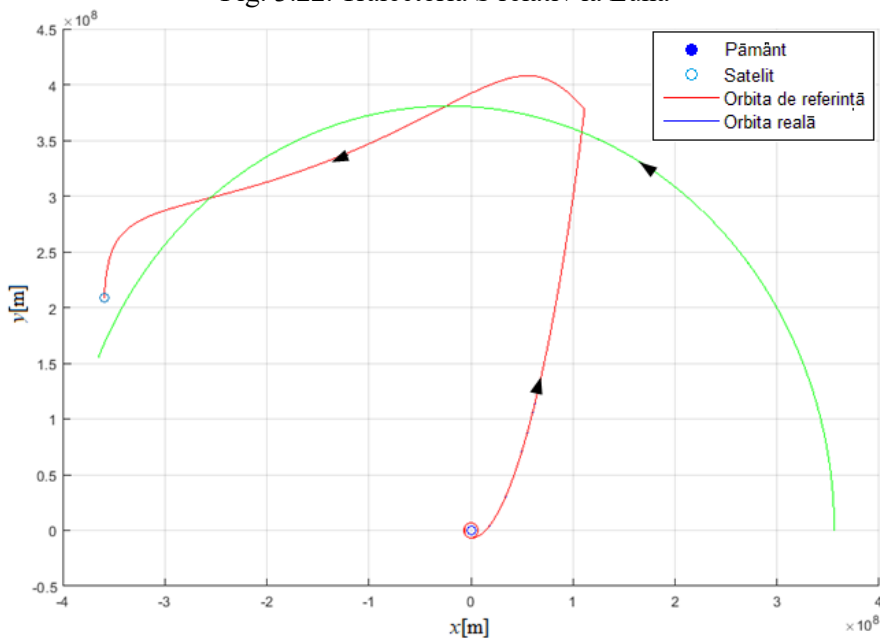
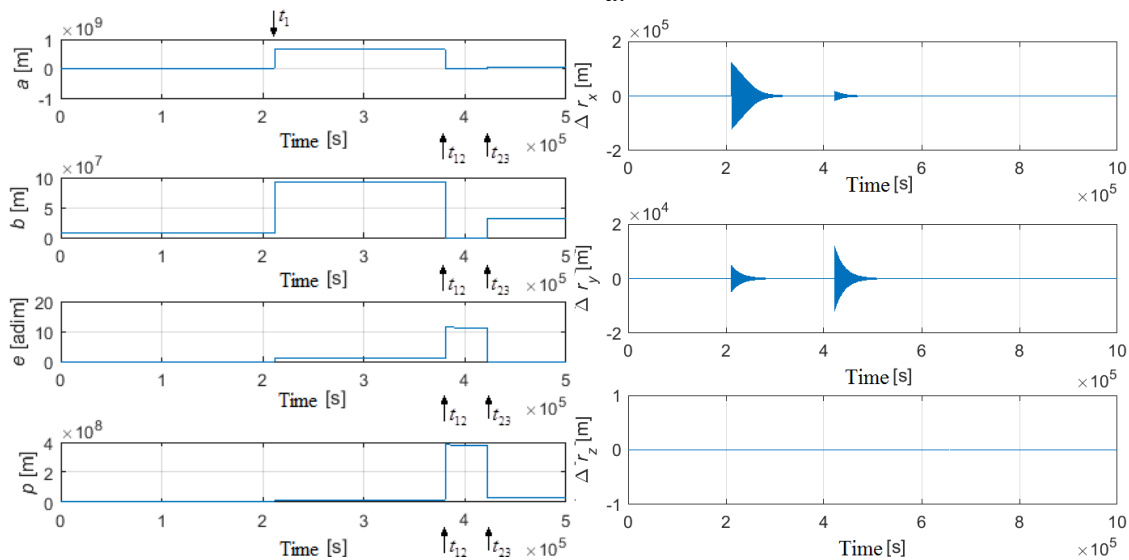


Fig. 3.22. Traectoria S relativ la Lună



a.



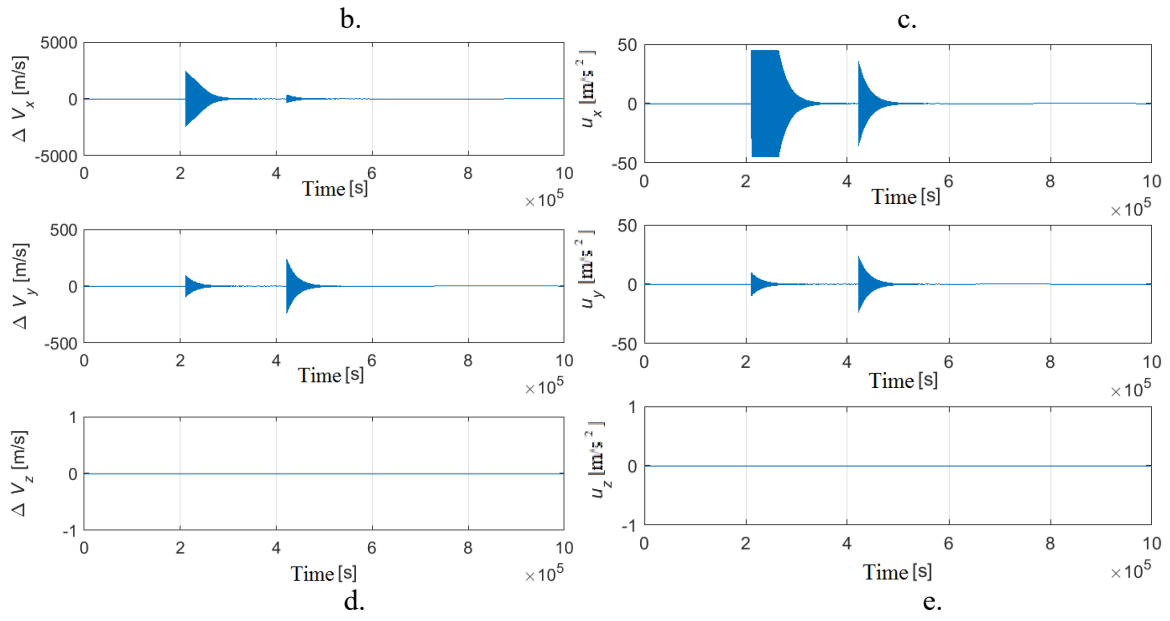


Fig. 3.23. Caracteristicile de timp ale sistemului din fig. 3.14 pentru mișcarea satelitului pe traiectoria de transfer către Lună și pe orbită în jurul Lunii

CAPITOLUL 4

DINAMICA ȘI CONTROLUL POZIȚIEI RELATIVE ȘI AL ATITUDINII RELATIVE ALE VEHICULELOR SPAȚIALE ÎN CADRUL MISIUNILOR DE RENDEZVOUS

4.1. INTRODUCERE

Operațiunile de rendezvous, andocare (cuplare) și acostare sunt esențiale pentru misiunile efectuate în spațiul cosmic, care implică mai multe module, sateliți sau nave spațiale. Aceste misiuni presupun diferite operațiuni: de asamblare pe orbită a unor astfel de vehicule; de aprovizionare a platformelor / stațiilor spațiale; de transfer de echipaje; de reparare pe orbită a navelor spațiale; de recuperare a unor module pentru aducerea lor pe Pământ; de recuplare a unor sonde cu modulele orbitale după coborârea pe suprafața unei planete. Prima astfel de operațiune de întâlnire și andocare între două vehicule spațiale a fost efectuată în luna martie 1966 și a fost realizată prin comandă manuală; unul dintre cele două vehicule a fost pilotat de echipajul uman format din astronauții Neil Armstrong și Dave Scott, iar cel de-al doilea vehicul (Agena) fără echipaj. Mai târziu, în luna octombrie 1967, s-a desfășurat o operațiune de cuplare automată a două vehicule sovietice Cosmos 186 și 188 [35]. Preocupări ale Agenției Spațiale Europene privind tehnologiile și tehnicile de cuplare a vehiculelor spațiale au debutat în anul 1980.

Procesul de rendezvous, de andocare sau de acostare constă în efectuarea unor manevre orbitale de aducere a vehiculului urmăritor în apropierea și, apoi, joncționarea (cuplarea) cu vehiculul țintă. În ultima etapă (aceea de joncționare) parametri liniari și unghiulari (poziție, viteză, accelerație) ai vehiculului urmăritor trebuie să tindă către cei ai vehiculului țintă.

4.2. MODELE ALE DINAMICII VEHICULELOR URMĂRITOR (C), ȚINTĂ (T) ȘI ALE DINAMICII RELATIVE (C FAȚĂ DE T)

În fig. 4.1 sunt reprezentate triedrele de referință ($OX_iY_iZ_i$ - inerțial cu originea în centrul Pământului; $CX_cY_cZ_c$ - triedrul legat de vehiculul urmăritor, cu originea în centrul său de masă C; $TX_tY_tZ_t$ - triedrul legat de vehiculul țintă, cu originea în centrul său de masă T). Aceste triedre sunt notate simplificat respectiv cu $\mathcal{T}_i, \mathcal{T}_c, \mathcal{T}_t$. În aceeași figură sunt evidențiați vectorii de poziție $\vec{r}_c, \vec{r}_p, \vec{r}_t, \vec{r}_{pt}, \vec{r}_e$, vectorii quaternioni $\mathbf{q}_c, \mathbf{q}_t, \mathbf{q}_e$ (care evidențiază atitudinile vehiculelor C, T raportate la triedrul inerțial $\mathcal{T}_i$ și, respectiv, atitudinea relativă a vehiculului C față de vehiculul T), vitezele de translație $\vec{V}_c, \vec{V}_t, \vec{V}_e$ și vitezele unghiulare de rotație $\vec{\omega}_c, \vec{\omega}_t$ ale triedrelor $\mathcal{T}_c$ și $\mathcal{T}_t$ (vehiculelor C și T) în raport cu triedrul inerțial $\mathcal{T}_i$, respectiv viteza unghiulară relativă a triedrului $\mathcal{T}_c$ față de $\mathcal{T}_t$. P este un punct fix în raport cu vehiculul T, reprezentând poziția în care se dorește să ajungă vehiculul urmăritor.

În continuare se vor folosi vectorii algebrici corespunzători celor geometrici din fig. 4.1, toți aceștia având dimensiunile (3×3) .

Poziția vehiculului C și atitudinea triedrului $\mathcal{T}_c$ legat de acesta relativ la triedrul inerțial $\mathcal{T}_i$ sunt descrise de ecuațiile cinematice

$$\dot{\mathbf{r}}_c = \mathbf{V}_c - \boldsymbol{\omega}_c^{\times} \mathbf{r}_c, \quad (4.1)$$

$$\dot{\mathbf{q}}_c = \mathbf{F}(\mathbf{q}_c) \boldsymbol{\omega}_c, \quad (4.2)$$

cu $F(\mathbf{q}_C)$ - funcție de forma [96]

$$F(\mathbf{q}_C) = \frac{1}{2} \left[I_{3 \times 3} + \mathbf{q}_C^\times + \mathbf{q}_C \mathbf{q}_C^T - \frac{1}{2} (1 + \mathbf{q}_C^T \mathbf{q}_C) I_{3 \times 3} \right], \quad (4.3)$$

$$\boldsymbol{\omega}_C^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{C3} & \omega_{C2} \\ \omega_{C3} & 0 & -\omega_{C1} \\ -\omega_{C2} & \omega_{C1} & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{q}_C^\times = \begin{bmatrix} 0 & -q_{C3} & q_{C2} \\ q_{C3} & 0 & -q_{C1} \\ -q_{C2} & q_{C1} & 0 \end{bmatrix}, \quad (4.4)$$

unde ω_{C1} , ω_{C2} , ω_{C3} sunt componentele vitezei unghiulare de rotație $\boldsymbol{\omega}_C$ a vehiculului C (în jurul axelor triedrului $\mathcal{T}_C$) relativ la triedrul inerțial și, similar, q_{C1} , q_{C2} , q_{C3} - componentele vectorului quaternion $\mathbf{q}_C$, care exprimă atitudinea vehiculului C (triedrului $\mathcal{T}_C$) relativ la triedrul inerțial; $\boldsymbol{\omega}_C = [\omega_{C1} \ \omega_{C2} \ \omega_{C3}]^T$ și $\mathbf{q}_C = [q_{C1} \ q_{C2} \ q_{C3}]^T$.

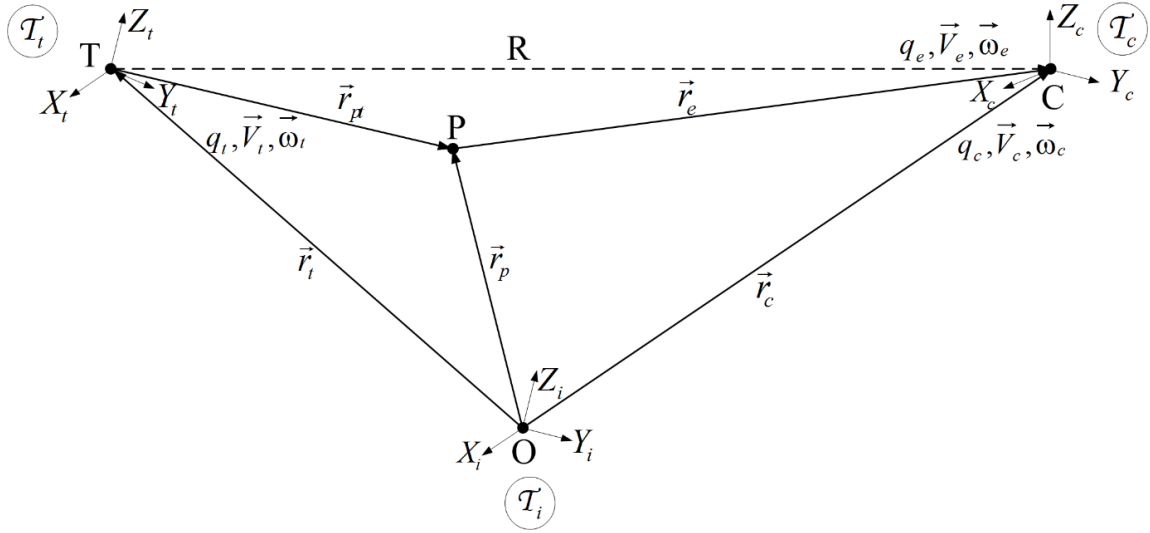


Fig. 4.1. Triedrele de referință, vectorii de poziție, vitezele de translație și de rotație ale C și T

Dinamica vehiculului C relativ la triedrul inerțial $\mathcal{T}_i$ este descrisă de ecuațiile de echilibru al forțelor și cuplurilor ce acționează asupra acestuia,

$$m_C (\dot{\mathbf{V}}_C + \boldsymbol{\omega}_C^\times \mathbf{V}_C) = \mathbf{F}_C + \mathbf{F}_p, \quad (4.5)$$

$$J_C \dot{\boldsymbol{\omega}}_C + \boldsymbol{\omega}_C^\times J_C \boldsymbol{\omega}_C = \mathbf{M}_C + \boldsymbol{\rho}^\times \mathbf{F}_C + \mathbf{M}_p, \quad (4.6)$$

în care: m_C și J_C sunt respectiv masa și matricea momentelor de inerție ale C raportate la triedrul $\mathcal{T}_C$, $\mathbf{F}_C$ - vectorul forțelor de comandă și $\mathbf{M}_C$ - vectorul momentelor de comandă aplicate vehiculului C, $\boldsymbol{\rho}$ - vectorul de poziție al punctului de aplicație al forței $\mathbf{F}_C$ față de centrul de masă C, iar $\mathbf{F}_p$ și $\mathbf{M}_p$ - vectorii forță și moment perturbatoare.

Similar, pentru vehiculul țintă, ecuațiile cinematice și cele de echilibru al forțelor și cuplurilor sunt respectiv

$$\dot{\mathbf{r}}_t = \mathbf{V}_t - \boldsymbol{\omega}_t^\times \mathbf{r}_t, \quad (4.7)$$

$$\dot{\mathbf{q}}_t = F(\mathbf{q}_t) \boldsymbol{\omega}_t, \quad (4.8)$$

$$m_t \left(\dot{\mathbf{V}}_t + \boldsymbol{\omega}_t^\times \mathbf{V}_t \right) = 0, \quad (4.9)$$

$$J_t \dot{\boldsymbol{\omega}}_t + \boldsymbol{\omega}_t^\times J_t \boldsymbol{\omega}_t = 0; \quad (4.10)$$

$$\boldsymbol{\omega}_t^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{t3} & \omega_{t2} \\ \omega_{t3} & 0 & -\omega_{t1} \\ -\omega_{t2} & \omega_{t1} & 0 \end{bmatrix}, \quad (4.11)$$

$F(\mathbf{q}_t)$ este de forma (4.3), m_t și J_t sunt masa și matricea momentelor de inerție ale T raportate la triedrul $\mathcal{T}_t$.

Quaternionul care exprimă atitudinea relativă a vehiculului C față de vehiculul T se exprimă cu formula [86]

$$\mathbf{q}_e = \frac{\mathbf{q}_t \left(\mathbf{q}_c^T \mathbf{q}_c - 1 \right) + \mathbf{q}_c \left(1 - \mathbf{q}_t^T \mathbf{q}_t \right) - 2 \mathbf{q}_t^\times \mathbf{q}_c}{1 + \mathbf{q}_t^T \mathbf{q}_t \mathbf{q}_c^T \mathbf{q}_c + 2 \mathbf{q}_t^T \mathbf{q}_c}, \quad (4.12)$$

iar matricea de rotație a triedrului

$$R = I_{3 \times 3} - \frac{4 \left(1 - \mathbf{q}_e^T \mathbf{q}_e \right)}{\left(1 + \mathbf{q}_e^T \mathbf{q}_e \right)^2} \mathbf{q}_e^\times + \frac{8}{\left(1 + \mathbf{q}_e^T \mathbf{q}_e \right)^2} \left(\mathbf{q}_e^\times \right)^2, \quad (4.13)$$

Ecuatiile cinematice în variabilele relative (ecuațiile vehiculului C față de vehiculul T) sunt următoarele

$$\dot{\mathbf{r}}_e = \mathbf{V}_e - \boldsymbol{\omega}_e^\times \mathbf{r}_e, \quad (4.14)$$

$$\dot{\mathbf{q}}_e = F(\mathbf{q}_e) \boldsymbol{\omega}_e. \quad (4.15)$$

Ecuatia de echilibru a forțelor (4.5) se poate exprima în variabile relative după cum urmează. Se exprimă vectorii $\mathbf{r}_e$, $\mathbf{V}_e$ și $\boldsymbol{\omega}_e$ de formele [2]

$$\mathbf{r}_e = \mathbf{r}_c - R \mathbf{r}_p, \mathbf{V}_e = \mathbf{V}_c - R \mathbf{V}_p, \boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega}_c - R \boldsymbol{\omega}_t. \quad (4.16)$$

În concluzie, ecuațiile cinematice și dinamice în variabile relative sunt (4.14), (4.15), (4.19) și (4.20).

Conform fig. 4.1,

$$\mathbf{r}_p = \mathbf{r}_t + \mathbf{r}_{pt}, \mathbf{V}_p = \mathbf{V}_t + \boldsymbol{\omega}_t^\times \mathbf{r}_{pt}. \quad (4.21)$$

4.4. PROIECTAREA LEGII DE CONTROL ADAPTIV NELINIAR A POZITIEI RELATIVE SI A LEGII DE CONTROL ADAPTIV NELINIAR A ATITUDINII RELATIVE ALE VEHICULULUI C FAȚĂ DE VEHICULUL T

Se decuplează modelul dinamic al poziției relative de modelul dinamic al atitudinii relative a vehiculului C față de vehiculul T. Pentru vehiculul C rămân valabile ecuațiile (4.1)÷(4.4) și (4.6), dar se modifică ecuația (4.5) în care se ia în considerație și forța de gravitație a Pământului; (4.5) devine

$$m_c \left(\dot{\mathbf{V}}_c + \boldsymbol{\omega}_c^\times \mathbf{V}_c + \mu_c \mathbf{r}_c \right) = \mathbf{F}_c + \mathbf{F}_p, \quad (4.58)$$

cu $\mu_c = \chi / \|\mathbf{r}_c\|^3$, χ - constanta gravitațională a Pământului (notată în primul capitol cu K_p). Pentru vehiculul T rămân valabile ecuațiile (4.7), (4.8) și (4.10), dar se modifică ecuația (4.9); (4.9) devine

$$m_t \left(\dot{\mathbf{V}}_t + \boldsymbol{\omega}_t^\times \mathbf{V}_t + \mu_t \mathbf{r}_t \right) = 0, \quad (4.59)$$

cu $\mu_t = \chi / \|\mathbf{r}_t\|^3$. De asemenea, rămân valabile relațiile (4.21).

Notând cu R_c - matricea de rotație a triedrului $\mathcal{T}_c$ față de triedrul $\mathcal{T}_i$, cu R_t - matricea de rotație a triedrului $\mathcal{T}_t$ față de triedrul $\mathcal{T}_i$ și cu R_e - matricea de rotație relativă a triedrului $\mathcal{T}_c$ față de triedrul $\mathcal{T}_t$, se exprimă relația

$$R_e = R_t^T R_c; \quad \dot{R}_e = -\boldsymbol{\omega}_e^\times R_e; \quad (4.60)$$

R_c și R_t verifică ecuațiile

$$\dot{R}_c = -\boldsymbol{\omega}_c^\times R_c, \quad \dot{R}_c = R_c \boldsymbol{\omega}_c^\times; \quad (4.61)$$

$$\dot{R}_t = -\boldsymbol{\omega}_t^\times R_t, \quad \dot{R}_t = R_t \boldsymbol{\omega}_t^\times. \quad (4.62)$$

Cu aceste precizări, relațiile (4.16) devin

$$\mathbf{r}_e = \mathbf{r}_c - R_e^T \mathbf{r}_p, \quad \mathbf{V}_e = \mathbf{V}_c - R_e^T \mathbf{V}_p, \quad \boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega}_c - R_e^T \boldsymbol{\omega}_t. \quad (4.63)$$

Înlocuind (4.63) în (4.1) și (4.58) și folosind relația

$$\dot{\mathbf{r}}_p = \dot{\mathbf{V}}_p - \boldsymbol{\omega}_t^\times \mathbf{r}_p, \quad (4.64)$$

se obțin ecuațiile

$$\dot{\mathbf{r}}_e = \mathbf{V}_e - \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{r}_e, \quad (4.65)$$

$$m_c \dot{\mathbf{V}}_e = -m_c \left[\boldsymbol{\omega}_c^\times \mathbf{V}_c + \mu \mathbf{r}_c + R_e^T \dot{\mathbf{V}}_p - \boldsymbol{\omega}_e^\times (\mathbf{V}_c - \mathbf{V}_e) \right] + \mathbf{F}_c + \mathbf{F}_p; \quad (4.66)$$

ecuația (4.65) este chiar ecuația (4.14), iar ecuația (4.66) diferă de ecuația (4.19) prin apariția termenului $\mu \mathbf{r}_c$ și substituirea matricei R cu matricea R_e^T . Se înlocuiește în (4.66) $R_e^T \dot{\mathbf{V}}_p$ procedând ca în relațiile (4.22), (4.24) și (4.25), cu R_e^T în loc de R , folosind relația (4.59) în locul relației (4.9), relația (4.63) în locul relației (4.16). Cu acestea, ecuația (4.66) devine (4.27), cu

$$\mathbf{g} = \boldsymbol{\omega}_c^\times \mathbf{V}_e + \left[(\boldsymbol{\omega}_c - \boldsymbol{\omega}_e)^\times \right]^2 R_e^T \mathbf{r}_{pt} + \mu_c \mathbf{r}_c + \mu_t R_e^T \mathbf{r}_{pt} - \mu_t (\mathbf{r}_c - \mathbf{r}_e); \quad (4.67)$$

n_1 se exprimă cu (4.30), în care R devine R_e^T , $\boldsymbol{\eta}$ devine $\boldsymbol{\omega}_t = \boldsymbol{\omega}_c - \boldsymbol{\omega}_e$ și $\boldsymbol{\eta}^\times$ devine $\boldsymbol{\omega}_t^\times = (\boldsymbol{\omega}_c - \boldsymbol{\omega}_e)^\times$.

Modelul dinamic al atitudinii relative a vehiculului C față de vehiculul T este descris de ecuația (4.28), n_2 de forma (4.31), în care R se substituie cu R_e^T , $\boldsymbol{\eta}$ cu $\boldsymbol{\omega}_t$ și $\boldsymbol{\eta}^\times$ cu $\boldsymbol{\omega}_t^\times$. Ecuația lui $\mathbf{q}_e$ (4.15) rămâne valabilă, cu $F(\mathbf{q}_e)$ de forma (4.3), în care $\mathbf{q}_c$ devine $\mathbf{q}_e$.

În concluzie, dinamica poziției relative este descrisă de ecuațiile (4.14) și (4.27), iar dinamica atitudinii relative este descrisă de ecuațiile (4.28) și (4.15), cu precizările menționate.

Pentru proiectarea controlerului de poziție, se alege funcția Liapunov pozitiv definită [93]

$$V_1 = \frac{1}{2} k_r \mathbf{r}_e^T \mathbf{r}_e + \frac{1}{2} m_c \mathbf{e}_p^T \mathbf{e}_p + \frac{1}{2k_m} \tilde{m}_c^2 + \frac{1}{2k_p} \tilde{\delta}_p^2; \quad (4.68)$$

$$\mathbf{e}_p = \mathbf{V}_e + c_1 \mathbf{r}_e, \quad (4.69)$$

cu $\tilde{m}_c = m_c - \hat{m}_c$ (m_c – masa reală și $\hat{m}_c$ – estimata acesteia), $\tilde{\delta}_p = \delta_p - \hat{\delta}_p$ ($\hat{\delta}_p$ – estimata normei δ_p definită ca o limită superioară a normei sumei $(\mathbf{F}_p + \mathbf{n}_1)$ din ecuația (4.27));

Structura sistemului de control a poziției relative și a atitudinii relative a vehiculului C față de vehiculul T este data în fig. 4.5.

În fig. 4.6 este dat modelul construit în mediul de simulare Matlab/Simulink pentru sistemul din fig. 4.5, iar în fig. 4.7 – caracteristicile dinamice ale acestui sistem. În anexa A4.2 sunt date funcțiile Matlab aferente blocurilor din fig. 4.6.

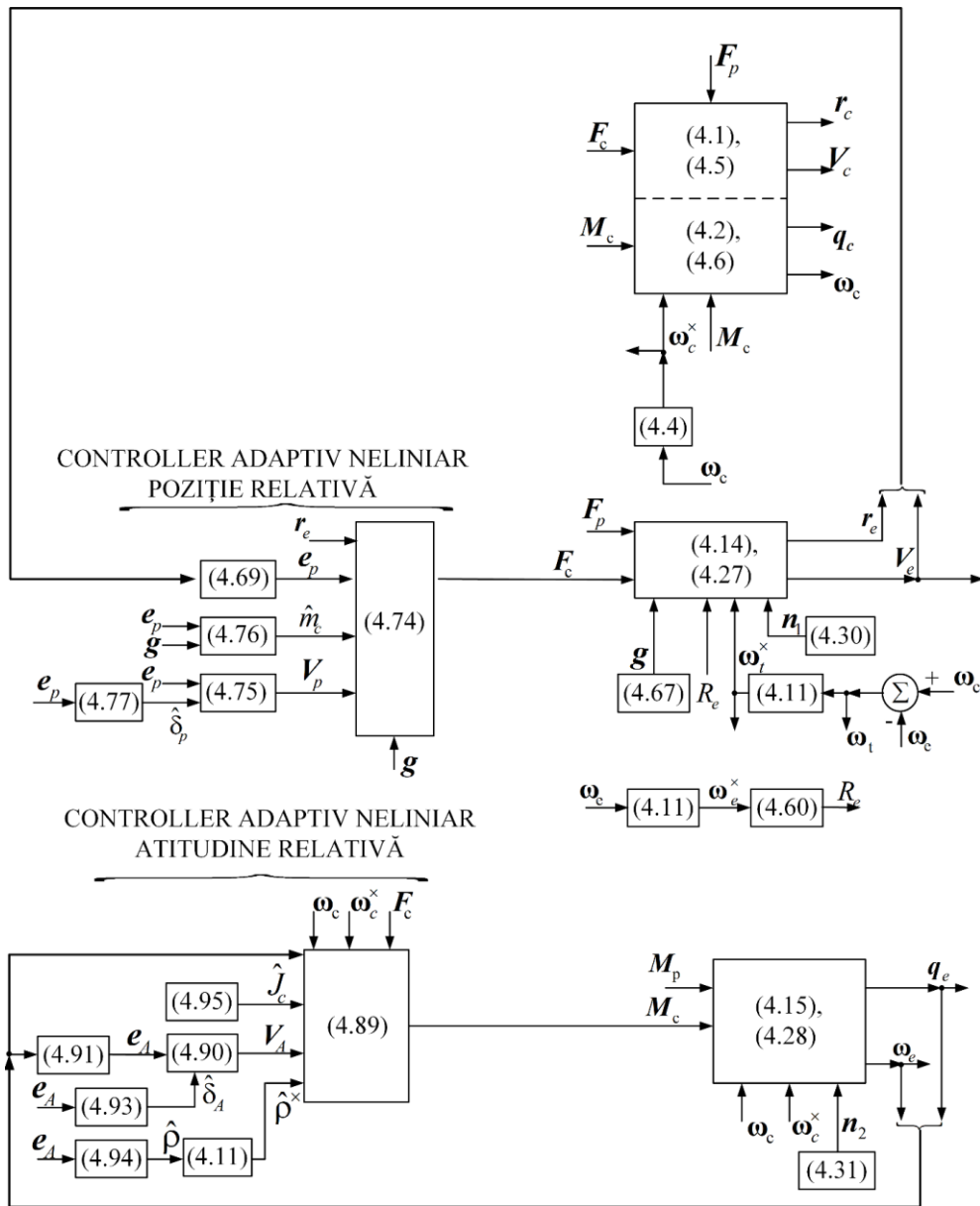


Fig. 4.5. Structura sistemului constituit din subsistem de control adaptiv neliniar a poziției relative și subsistem de control neliniar a atitudinii relative a vehiculului C față de vehiculul T

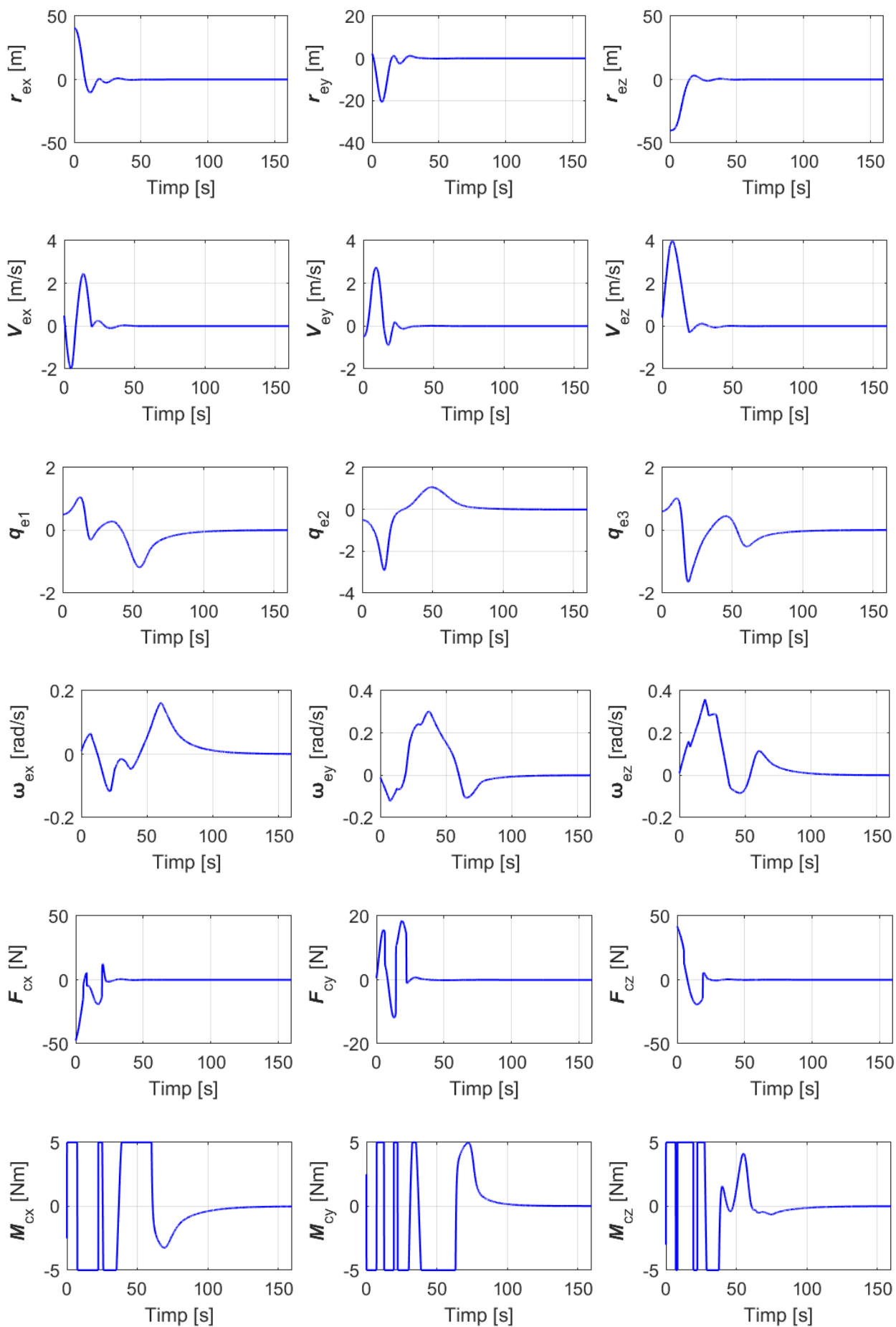


Fig. 4.7. Caracteristicile dinamice ale sistemului din fig. 4.5

4.5. ECUAȚIILE DE MIȘCARE RELATIVĂ TSCHAUNER - HEMPEL

Pentru deducerea ecuațiilor care descriu mișcarea relativă a corpului (vehiculului) C față de corpul T se folosește fig. 4.8; corpul T (vehiculul țintă) se deplasează pe orbita eliptică cu Pământul situat în unul din focarele elipsei; mișcarea relativă este raportată la triedrul orbital local, cu originea în centrul corpului T, cu axe orientate astfel Ty – antinormala la planul elipsei, Tz – orientată spre centrul Pământului (O) și Tx – orientată astfel încât să completeze triedrul rectangular drept $Txyz$. Vectorul de poziție relativă este $\vec{r}_e$;

$$\vec{r}_e = x\vec{i} + y\vec{j} + z\vec{k} \quad (4.96)$$

cu $\vec{i}$, $\vec{j}$, $\vec{k}$ – versorii axelor triedrului $Txyz$.

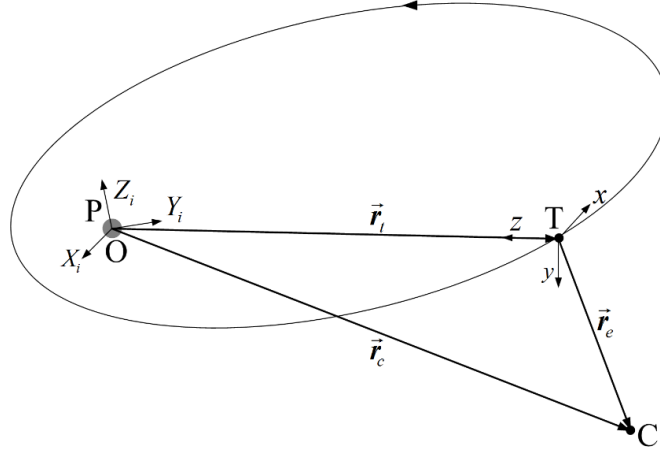


Fig. 4.8. Elementele geometrice ale mișcării celor două corpuri

Scăzând între ele ecuațiile (4.97) și (4.102), rezultă ecuația mișcării relative a vehiculului C față de vehiculul T;

$$\ddot{\vec{r}}_e = -\mu_c \left(\vec{r}_e - 3 \frac{\vec{r}_t^T \vec{r}_e}{\|\vec{r}_t\|^2} \vec{r}_t \right) + \vec{a}_c + \vec{a}_{cp} - \vec{a}_{tp}. \quad (4.103)$$

Proiectând ecuația (4.104) pe axele triedrului orbital local al vehiculului T ($Txyz$), cu (4.108)÷(4.113), se obține sistemul de ecuații diferențiale, ce descrie mișcarea relativă a vehiculului urmăritor C față de vehiculul țintă T (ecuațiile Tschauner-Hempel) [110], [113]

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \left(\omega^2 - k\omega^{3/2} \right) x + 2\omega\dot{z} + \dot{\omega}z + a_{cx}, \\ \ddot{y} &= -k\omega^{3/2} y + a_{cy}, \\ \ddot{z} &= \left(\omega^2 + 2k\omega^{3/2} \right) z - 2\omega\dot{x} - \dot{\omega}x + a_{cz}; \end{aligned} \quad (4.114)$$

s-a făcut aproximarea $a_{cp} \approx a_{tp}$. Deoarece singura aproximare (ipoteză) care s-a făcut este $\|\vec{r}_t\| \gg \|\vec{r}_e\|$, ecuațiile (4.114) sunt valabile atât pentru orbite eliptice, cât și pentru orbite circulare (orbite cu excentricitate arbitrară).

4.6. CONTROLUL OPTIMAL AL POZIȚIEI RELATIVE FOLOSIND METODA H_∞

Se exprimă modelul dinamicii relative descris de ecuațiile (4.114) sub forma ecuației de stare. Astfel, notând cu $\mathbf{x}(t)$ – vectorul de stare, cu $\mathbf{a}_c$ – vectorul de comandă și cu $\mathbf{a}_p$ – vectorul perturbațiilor,

$$\begin{aligned}
\mathbf{x}(t) &= [x(t) \ y(t) \ z(t) \ \dot{x}(t) \ \dot{y}(t) \ \dot{z}(t)]^T, \\
\mathbf{a}_c(t) &= [a_{cx}(t) \ a_{cy}(t) \ a_{cz}(t)]^T, \\
\mathbf{a}_p(t) &= [a_{px}(t) \ a_{py}(t) \ a_{pz}(t)]^T,
\end{aligned} \tag{4.115}$$

ecuația de stare a dinamicii relative este

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = A(t)\mathbf{x}(t) + B_c(t)\mathbf{a}_c(t) + B_p(t)\mathbf{a}_p(t) \tag{4.116}$$

Notând cu $\mathbf{y}(t) = [x(t) \ y(t) \ z(t)]^T$ – vectorul de ieșire al sistemului dinamic, ecuația stare-ieșire este

$$\mathbf{y}(t) = C(t)\mathbf{x}(t) + D_p(t)\mathbf{a}_p(t). \tag{4.117}$$

Conform (4.115), din (4.114) rezultă ecuațiile de stare

$$\begin{aligned}
\dot{x}_1 &= \dot{x}, \\
\dot{x}_2 &= \dot{y}, \\
\dot{x}_3 &= \dot{z}, \\
\dot{x}_4 &= (\dot{\theta}^2 - k\dot{\theta}^{3/2})x + \ddot{\theta}z + 2\dot{\theta}\dot{z} + a_{cx} + a_{px}, \\
\dot{x}_5 &= -k\dot{\theta}^{3/2}y + a_{cy} + a_{py}, \\
\dot{x}_6 &= -\ddot{\theta}x + (\dot{\theta}^2 + 2k\dot{\theta}^{3/2})z - 2\dot{\theta}\dot{x} + a_{cz} + a_{pz},
\end{aligned} \tag{4.118}$$

și cu acestea, prin identificare cu (4.116), se deduc matricele respective

$$A(t) = \begin{bmatrix} O_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ A_1 & A_2 \end{bmatrix}, \quad B_c = B_p = \begin{bmatrix} O_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} \end{bmatrix}; \tag{4.119}$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} \dot{\theta}^2 - k\dot{\theta}^{3/2} & 0 & \ddot{\theta} \\ 0 & -k\dot{\theta}^{3/2} & 0 \\ -\ddot{\theta} & 0 & \dot{\theta}^2 + 2k\dot{\theta}^{3/2} \end{bmatrix}, \quad A_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 2\dot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 \\ -2\dot{\theta} & 0 & 0 \end{bmatrix}. \tag{4.120}$$

Pentru

$$\mathbf{y}(t) = [x(t) \ y(t) \ z(t)]^T, \tag{4.121}$$

prin identificare cu ecuația (4.117), rezultă

$$C(t) = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad D_p = B_c = B_p. \tag{4.122}$$

Structura sistemului de control optimal este cea din fig. 4.16.

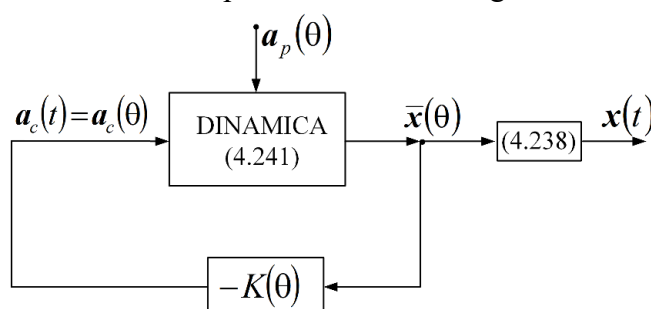


Fig. 4.9. Structura sistemului de control automat a dinamicii relative, cu lege de control de tip H_∞

În fig. 4.17 este dat modelul Matlab/Simulink, iar în fig. 4.18 sunt prezentate caracteristicile dinamice obținute pentru sistemul din fig. 4.16. În anexa A4.4 sunt date funcțiile Matlab aferente blocurilor din fig. 4.17.

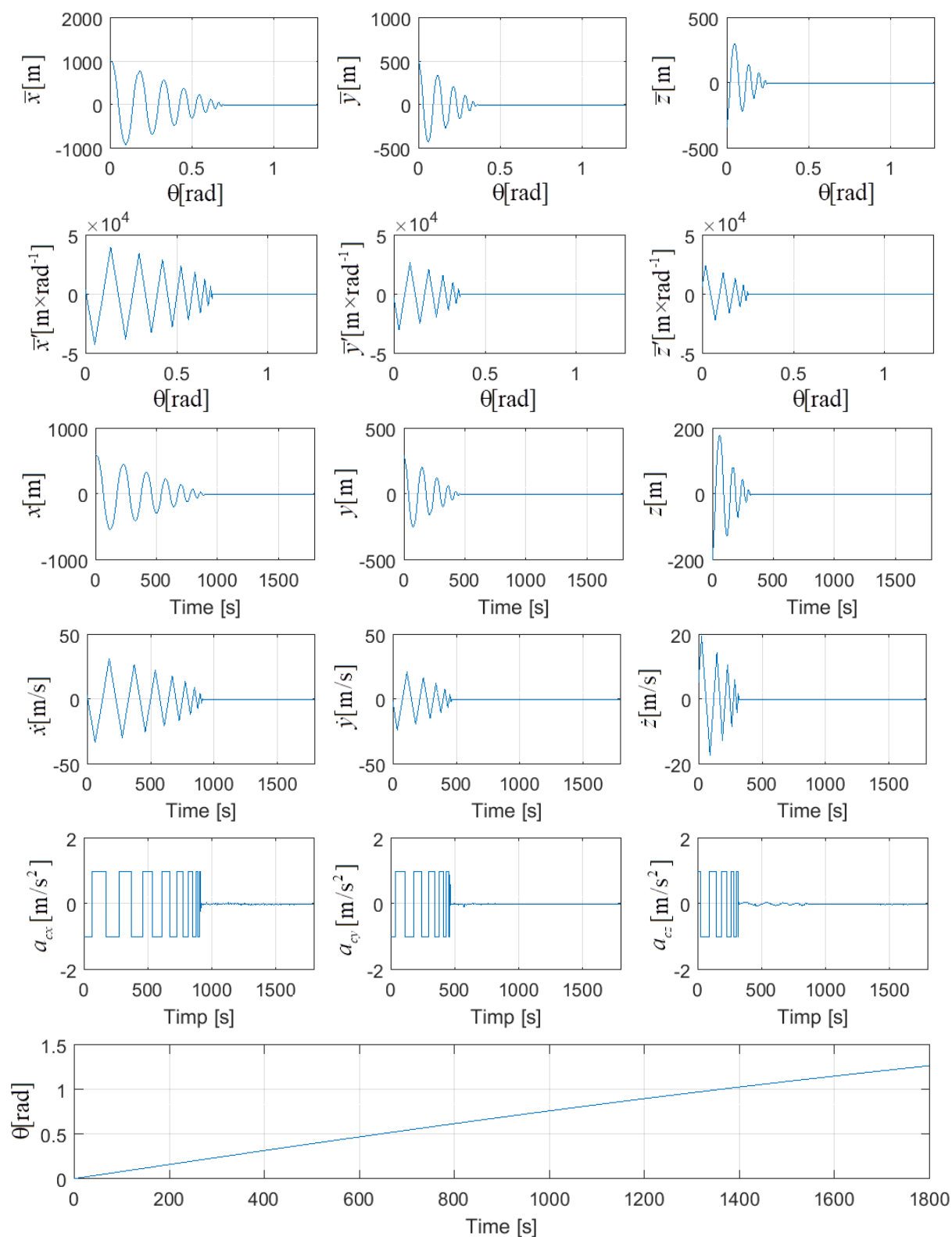


Fig. 4.11. Caracteristicile dinamice ale sistemului din fig. 4.16

CAPITOLUL 5

PLATFORMĂ HW/SW PENTRU SIMULAREA DINAMICII ȘI CONTROLUL ZBORULUI UNEI RACHETE PURTĂTOARE

5.1. PREZENTARE GENERALĂ A PLATFORMEI EXPERIMENTALE

S-a realizat o platformă HW/SW (Hardware/Software) având drept scop controlul traiectoriei modelului virtual al unei rachete purtătoare prin intermediul unui controller numeric experimental ce implementează o lege de control adaptiv bazată pe conceptul inversării dinamice și al rețelelor neuronale. Sistemul, prezentat în fig. 5.1, este compus din două componente HW/SW:

- un computer pe care rulează un simulator software pentru dinamica vehiculului spațial de tip lansator (rachetă purtătoare);
- o unitate de control SBC (single-board computer – Raspberry Pi) cu software dedicat care implementează legea de control proiectată.

Comunicația între cele două componente se realizează prin intermediul unei conexiuni ethernet directe folosind un protocol simplu peste TCP/IP.

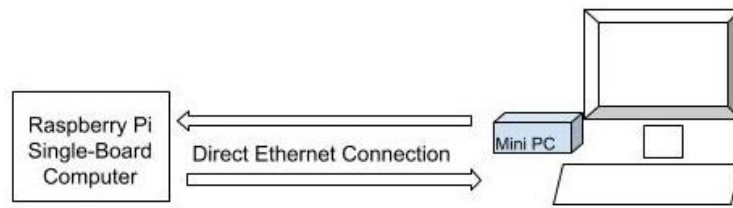


Fig. 5.1. Vedere de ansamblu a platformei experimentale

Pentru dezvoltarea simulatorului software care implementează dinamica unui vehicul spațial (rachetă purtătoare) se folosește limbajul de programare Java împreună cu mediul de dezvoltare Eclipse.

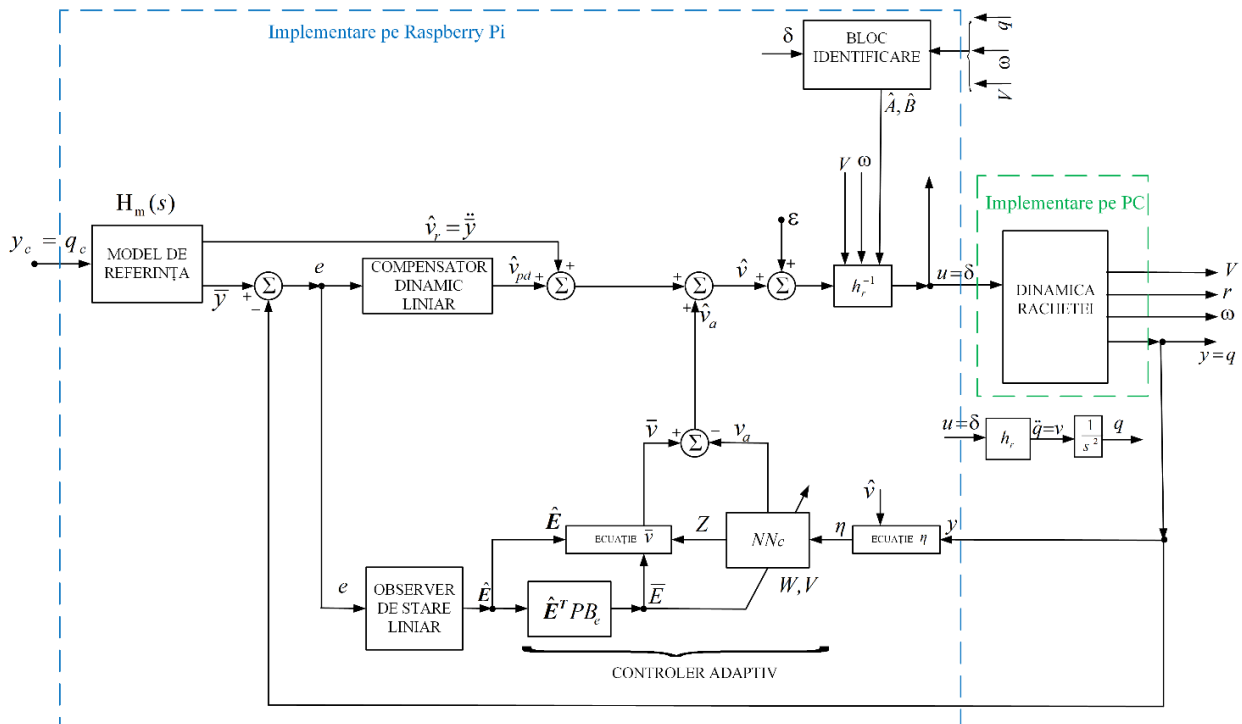


Fig. 5.5. Structura sistemului de control adaptiv al atitudinii rachetei de lansare

Pentru controlul atitudinii rachetei, exprimată prin vectorul quaternion $\mathbf{q}$, se folosește conceptul inversării dinamice; legea de control conține în principal două componente: una de tip PD

(proporțional-derivativ) și una adaptivă, modelată de o rețea neuronală NN_c . Sistemul de control adaptiv al atitudinii are structura din fig. 5.5 [17][18][65], având în componență un model de referință (filtru de comandă), un compensator dinamic liniar, un observer (estimator) de stare și o rețea neuronală. Controllerul, ce este prezentat în detaliu în capitolul 1 și în lucrarea [18], este supus discretizării și implementat în SIMULINK eliminând blocurile continue și înlocuindu-le cu echivalentul discret.

5.2. DEZVOLTAREA SIMULATORULUI SOFTWARE PENTRU DINAMICA UNEI RACHETE PURTĂTOARE

Se implementează, folosind limbajul de programare Java, un simulator software pentru dinamica vehiculului spațial de tip lansator (rachetă purtătoare) a cărei modelare a dinamicii a fost prezentată în lucrarea [17]. De asemenea, în dezvoltarea și elaborarea arhitecturii orientată obiect s-a ținut cont de rezultatele obținute în lucrările [9][10] precum și de modelele standard ESA descrise în [32] și de lucrări de referință în domeniul dinamicii zborului vehiculelor spațiale [99][95].

Aplicația Java primește prin interfața Ethernet a computerului un pachet de date ce conține comanda (vectorul de intrare), integrează ecuațiile dinamicii și furnizează prin aceeași interfață Ethernet un pachet de date ce conține vectorul de ieșire (poziția, viteza liniară, viteza unghiulară și atitudinea rachetei reprezentată prin vectorul quaternion).

Perioada de eșantionare este stabilită la 0.02s. Întrucât nu exista constrângeri de timp real nu se garantează respectarea perioadei de eșantionare, iar răspunsul controlerului este declanșat de fiecare dată de primirea unui pachet de date de la simulator. O parte din datele necesare simulării sunt furnizate printr-un fișier de configurație, cealaltă parte (și anume parametrii rachetei) sunt hard-codate (implementate direct în codul sursă al software-ului), și incluse în anexe, ținând cont de datele disponibile despre lansatorul Ares I [30][33].

Fișierul configurație este un fișier text ce conține pe fiecare linie fie un comentariu, marcat cu caracterul „#” la începutul liniei, fie informație de tip cheie = valoare; unde cheie este un parametru configurabil folosit în simulatorul dinamicii vehiculului spațial. Principalii parametri conținuți sunt cei necesari pentru conectarea la placa Raspberry Pi și pornirea aplicației de control, durata simulării, locația și data lansării rachetei purtătoare (latitudine, longitudine, altitudine, data și ora în standardul UTC – timpul universal coordonat). Conținutul fișierului de configurație folosit este prezentat în anexa A5.1.

Pentru implementarea aplicației Java se folosește Java SE Development Kit 8 [47] împreună cu mediul de dezvoltare Eclipse IDE for Java Developers [31]. De asemenea se folosesc următoarele biblioteci Java open source:

- Orekit - furnizează componente necesare dezvoltării de aplicații software în domeniul dinamicii zborului [78]; este folosită pentru transformări de coordonate, definirea sistemelor de referință, calculul forțelor perturbatoare;
- Hipparchus – conține suport pentru componente matematice ce nu sunt incluse în limbajul Java [45]; este folosită pentru integrarea ecuațiilor diferențiale și operații de interpolare;
- Jsch – oferă componente pentru conectivitate SSH (Secure Shell) cu dispozitive de rețea [51]; este folosită pentru pornirea și oprirea aplicației de control de pe placa Raspberry Pi.
- JfreeChart – oferă componente pentru crearea de grafice 2D interactive sau non-interactive [48]; este folosită pentru desenarea grafică a unor caracteristici dinamice.
- Jzy3d – oferă componente pentru crearea de grafice 3D [52]; este folosită pentru desenarea grafică a traiectoriei rachetei în sistemul de referință topocentric cu centrul în punctul suprafeței terestre reprezentat de platforma de lansare.

Ecuațiile diferențiale folosite la implementarea dinamicii rachetei purtătoare sunt cele dezvoltate și prezentate în capitolul 1 și lucrările [17][18][65]. Cu acestea se obține accelerația

liniara în sistemul de coordonate inerțial (5.1), accelerația unghiulară în triedrul rachetă (5.2) și derivata atitudinii reprezentată de quaternionul unitate (5.3).

Aceste ecuații se integrează folosind clasa **DormandPrince853Integrator** din cadrul bibliotecii Hipparchus[45]. Configurarea și utilizarea acesteia se prezintă în anexa A5.2.

În legătură cu obținerea și calculul unor parametri din ecuațiile (5.1), (5.2), (5.3) se fac următoarele precizări:

- g_X, g_Y, g_Z - reprezintă componentele accelerației gravitaționale, calculată ca sumă a componentei newtoniane (obținută din legea atracției universale) cu cea a câmpului gravitațional terestru (schimbări în forța gravitațională datorată ne-sfericității și ne-omogenității Pământului). Cele două componente sunt calculate cu ajutorul facilităților oferite de biblioteca orekit [78] extinzând clasa orekit **NewtonianAttraction** respectiv clasa **HolmesFeatherstoneAttractionModel** conform anexelor A5.3 și A5.4.
- accelerația datorată prezenței atmosferei se exprimă extinzând clasa **DragForce** din biblioteca orekit cu anexa A5.5. Viteza rachetei față de fileurile de aer ($\vec{V}_m$) se calculează folosind transformările de coordonate oferite în orekit. Din aceasta se obține presiunea dinamică $Q = \frac{1}{2} \rho \frac{V_m^2}{2} = \frac{1}{2} \rho c^2 M^2, M = \frac{V_m}{c}$, în care: ρ – densitatea aerului și c – viteza sunetului la altitudinea de zbor, iar M – numărul Mach. Suprafața $S = 36m^2$ care rămâne constantă pe toata durata zborului. În anexa A5.6 se prezintă valorile folosite pentru: c_X, c_Y, c_Z – coeficienții aerodinamici ai forțelor axială, laterală și normală la direcția axei vitezei $\vec{V}_m$ și c_Z^α și c_Y^β – pantele curbelor ce exprimă dependențele coeficienților c_Z și c_Y de unghiurile de incidență și, respectiv, de derapaj (α și β); $\alpha = \arctg \frac{V_{mz}}{V_{mx}}, \beta = \arctg \frac{V_{my}}{V_{mx}}$. Coeficienții aerodinamici sunt definiți în funcție de numărul Mach și se obțin prin interpolare folosind clasa creată **EngineeringParameterProfile** (anexa A5.7) care folosește interpolatorul liniar **LinearInterpolator** din biblioteca Hipparchus [45];
- sistemul de coordonate inerțial folosit este EME2000;
- profilul forței de tracțiune T în funcție de timp este prezentat în anexa A5.8; masa se obține din ecuația diferențială $\dot{m} = -\frac{T}{I_{sp} \cdot g_0}$, considerând impulsul specific $I_{sp}=237s$, și accelerația gravitațională standard $g_0=9.80665m/s^2$. masa inițială a rachetei se consideră 895840 kg;
- matricea momentelor de inerție J se consideră pătratică cu J_{xx}, J_{yy}, J_{zz} definite ca funcție de masa după cum se ilustrează în fig. 5.6.

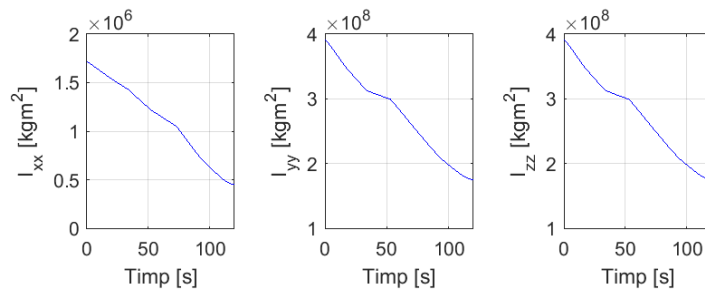


Fig. 5.6. Componentele matricei momentelor de inerție J

Pentru densitatea atmosferică și viteza sunetului ca funcție de altitudine se folosește

modelul standard US 1976 oferit în [98] sub forma de tabele de valori. Valorile pentru densitatea atmosferică și viteza sunetului se obțin apoi prin interpolare liniară (fig. 5.7). Se implementează clasa **USStandardAtmosphere1976** (anexa A5.9).

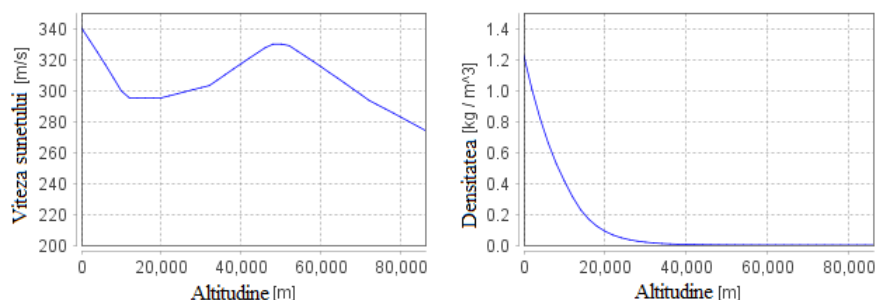


Fig. 5.7. Viteza sunetului și densitatea atmosferică în funcție de altitudine

Diagrama de secvență din fig. 5.12 descrie întreaga funcționare a simulatorului software creat, de la momentul apăsării butonului „Run” până la terminarea execuției, împreună cu aplicația de control care va rula pe hardware-ul Raspberry Pi.

Aplicația este construită pe trei fire de execuție: un thread principal (main) care creează elementele de interfața grafică și logger-ul și gestionează alegerea fișierului configurație, iar la apăsarea butonului „Run” creează thread-ul „Run” (implementat de metoda *runSimulation* din clasa **LVDS**) din fig. 5.12. Acesta citește fișierul configurație, creează și pornește thread-ul „Server”, apoi deschide o sesiune SSH către placa Raspberry Pi și lansează aplicația de control de pe aceasta; se plasează apoi într-o stare de așteptare până la terminarea execuției thread-ului „Server”, după care închide aplicația de control și conexiunea cu placa Raspberry Pi. În fig. 5.13 se prezintă algoritmul pentru threadul principal „main”, respectiv threadul „run”, iar în fig. 5.14 este redată diagrama de clase pentru firele de execuție create.

```
--main
.creare elemente interfata grafica
.asteapta selectarea unui fisier configuratie si apasare buton "Run"
daca s-a apasat butonul "Run"
|   .creaza si demareaza thread-ul Run
--#
```

```
--run
| .citeste configuratie
| .demareaza thread-ul server TCP/IP
| .creaza obiectul RaspberryPiController
| .demareaza aplicatia de control
| .asteapta terminarea threadului server
| .inchide aplicatia de control
| .inchide conexiunea SSH
```

Fig. 5.13. Algoritmul pentru Main și thread-ul „Run”

Threadul server, implementat în clasa „LaunchVehicleDynamicsSimulatorServer”:

- construiește starea inițială și mediul de simulare (sistem inerțial EME2000, scala de timp UTC, planeta Pământ definită ca un elipsoid conform WGS84, poziția inițială conform cu coordonatele din fișierul configurație, viteza este zero în triedrul de lansare, iar altitudinea inițială calculată astfel încât racheta este cu vârful către zenit, gravitația Pământului este definită conform standardului WGS84, pentru potențialul gravitațional se folosește grad = ordin = 8 cu coeficienții eigen-6s și modelul Holmes-Featherstone implementat în biblioteca orekit; atmosfera folosită este cea construită în **USStandardAtmosphere1976**);

- urmează algoritmul prezentat în fig. 5.15 prin care se stabilește conexiunea cu placa

Raspberry Pi și integrează ecuațiile diferențiale ale dinamicii ținând cont de comanda primita.

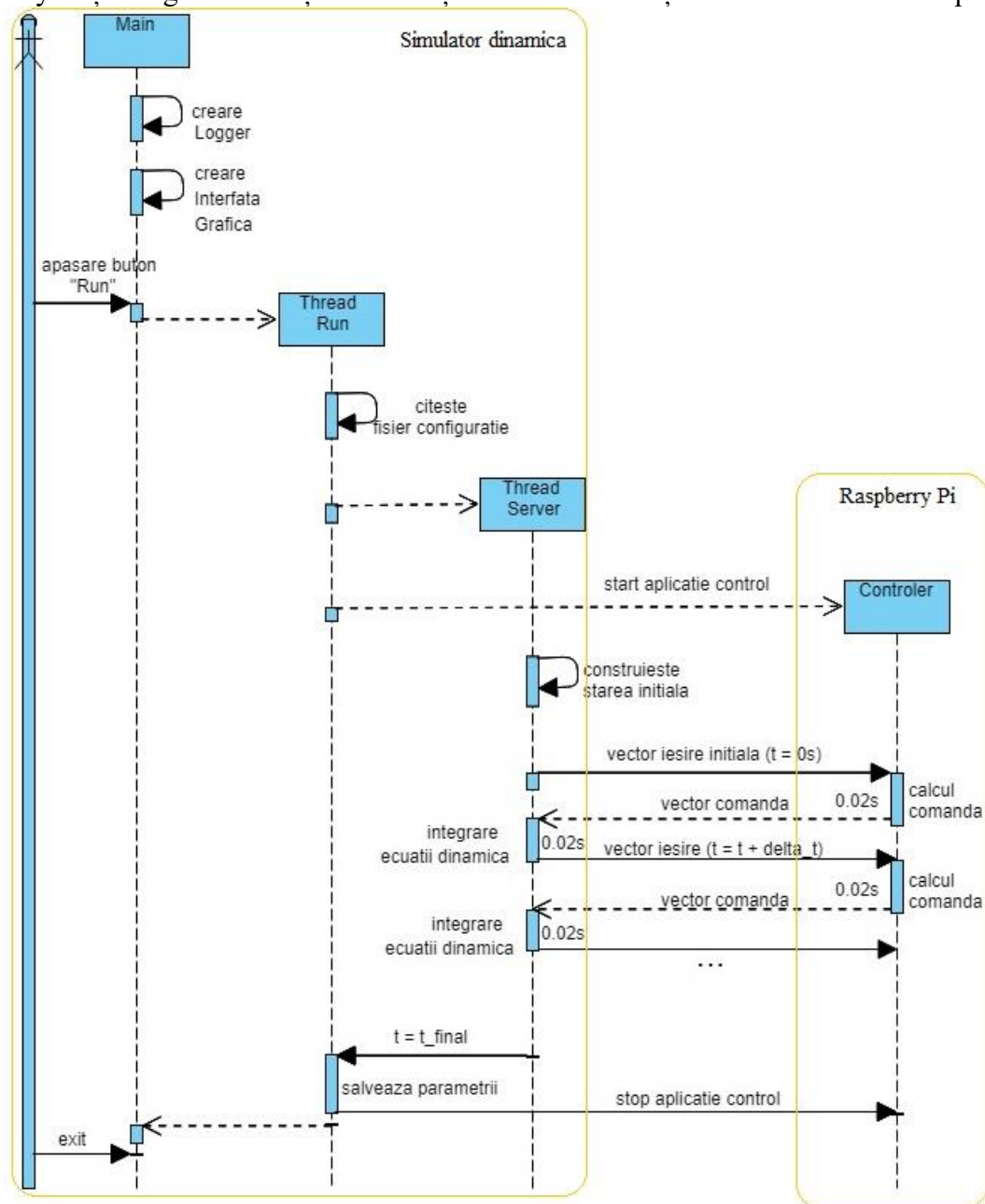


Fig. 5.12. Diagrama de secvență

```

.asteapta stabilirea conexiunii
.codifica si trimite s la momentul t = 0
executa
| .citeste fluxul de intrare
| .decodifica comanda primita
| .integreaza ecuatii dinamicii pe intervalul [t..t + Δt],
|   avand ca intrare vectorul de stare curent si comanda
|   primita
| .starea curenta devine starea calculata anterior
| .trimite starea curenta pe fluxul de iesire
| .salveaza starea curenta in lista de stari
--cat timp t < t_final
.inchide conexiunea
.genereaza grafice si exporta fisier cu parametrii zborului
    
```


Fig. 5.15 Algoritmul pentru funcția *run* a clasei **LaunchVehicleDynamicsSimulatorServer**

Pentru schimbul de pachete de date între cele două subsisteme se implementează un canal de comunicație bazat pe un protocol simplu peste TCP/IP. Codificarea pachetelor de date este prezentată în fig. 5.16 pentru vectorul comandă, respectiv fig. 5.17 pentru vectorul de stare (care coincide cu cel de ieșire).

Parametru	contor	M_{cr}	δ_y	δ_z
Tip date	double			
Lungime	8bytes	8bytes	8bytes	8bytes

Fig. 5.16. Formatul pachetului de date pentru vectorul comandă

Parametru	X	Y	Z	V_x	V_y	V_z	q_4	q_1	q_2	q_3	ω_x	ω_y	ω_z	m
Tip date	double													
Lungime	14 × 8bytes													

Fig. 5.17. Formatul pachetului de date pentru vectorul de ieșire

Clasa principală care implementează obiectul racheta este **LaunchVehicle**; aceasta conține informațiile despre structura rachetei (masă, dimensiuni, coeficienți aerodinamici, matrice de inerție etc.) prin atributul **spacecraftBody** de tip **LaunchVehicleBody**, ecuațiile dinamicii prin atributul **dynamics** de tipul **LaunchVehicleDynamics**, starea inițială, ultima stare calculată, lista tuturor stărilor trimise către controler. Acestea sunt ilustrate în fig. 5.18.

Condițiile inițiale ($t = 0s$) folosite la integrarea ecuațiilor diferențiale ale mișcării (5.1), (5.2), (5.3), se calculează considerând locația de lansare furnizată de fișierul de configurație din anexa A5.1.

5.4. PROIECTAREA CONTROLERULUI DISCRETIZAT ÎN SIMULINK

Se creează un nou model SIMULINK și se selectează solver-ul discret (fără stări continue) cu pas fix de 0.02s. Acesta trebuie să coincidă cu perioada de eșantionare cu care este trimisă starea vehiculului spațial calculată de simulatorul dinamicii acestuia. Timpul de stop se alege „inf”, întrucât orice întârziere în comunicația dintre cele două subsisteme (controler și simulator dinamică) ar duce la terminarea prematură a aplicației de control. Sarcina închiderii aplicației controlerului revine astfel simulatorului de dinamică, care la finalizarea simulării va trimite o comandă „kill” prin protocolul ssh.

Se elaborează modelul SIMULINK al aplicației pentru controlul atitudinii rachetei purtătoare, exprimată prin cuaternionul q . Controlerul folosește conceptul inversării dinamice și are în principal două componente: una de tip PD (proporțional-derivativ) și una adaptivă modelată de o rețea neuronală.

În elaborarea controlerului se utilizează arhitectura de control proiectată, implementată și testată în mediul MATLAB&SIMULINK care a fost prezentată în capitolul 1 [18][65]. Se ține cont însă că pentru a putea genera cod dedicat platformei hardware în implementarea controlerului nu sunt permise folosirea de stări continue, prin urmare se vor folosi funcții de transfer și blocuri integratoare discrete din biblioteca Simulink/Discrete [27][106].

Aplicația de control este compusă din două componente (blocuri SIMULINK), după cum se observă în fig. 5.26 : una care gestionează comunicația prin protocolul TCP/IP cu simulatorul dinamicii vehiculului spațial și una ce reprezintă efectiv legea de control care elaborează comanda pe baza ieșirilor sistemului controlat (modelul virtual al rachetei purtătoare). În fig. 5.26 este prezentat modelul SIMULINK al aplicației de control al atitudinii rachetei purtătoare.

Geometria de zbor este descrisă de o traiectorie parabolică, obținută aplicând o rotație de unghi θ față de atitudinea inițială în jurul unei axe date. Variația acestui unghi în timp este dată în fig. 5.29, iar modul de calcul în anexa A5.19.

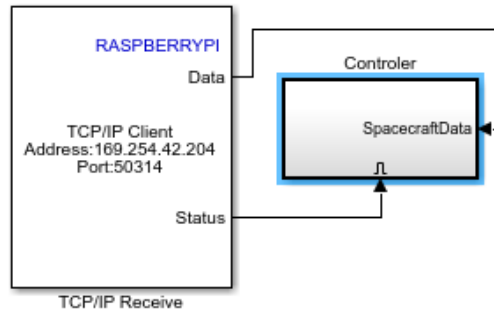


Fig. 5.26. Modelul MATLAB/SIMULINK pentru aplicația de control al atitudinii rachetei purtătoare

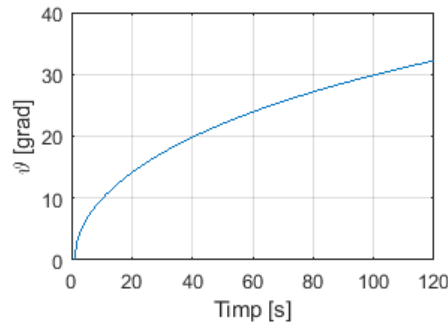


Fig. 5.29. Evoluție unghi ψ

5.6. REZULTATE EXPERIMENTALE

Se rulează aplicația pentru simularea dinamicii rachetei purtătoare cu fișierul de configurație „Flight_config_1.txt” din anexa A5.1. Întrucât cheia „controller.board.app” are valoarea „LaunchVehicleAdaptiveController.elf” la pornire aplicația lansează și executabilul „LaunchVehicleAdaptiveController.elf” din directorul „/home/pi” al SBC Raspberry Pi. În timpul simulării în interfața grafică se afișează mesajele aferente Logger-ului: starea conexiunii, inițializarea fluxului de intrare/ieșire, durata simulării, momentul lansării, precum și altitudinea, latitudinea, longitudinea și numărul Mach la fiecare 5s .

După terminarea simulării (fig. 5.32) în interfața grafică se găsesc afișate următoarele mesaje din fig. 5.33.

Fișierul „ParametersController.dat” din locația /home/pi de pe placa Raspberry Pi, care conține evoluția în timp a parametrilor înregistrați în timpul simulării, se recuperează folosind comanda *getFile* în consola MATLAB ca în fig. 5.34. De asemenea aplicația Java generează un fișier FlightData.dat (cu parametrii zborului).

Apelând funcția MATLAB *plotParametersControllerLV* cu argumentele *'./ParametersController.dat'* și *'./FlightData.dat'*, ce reprezintă calea relativă a celor două fișiere, (funcție dată în anexa A5.21) se generează caracteristicile de timp din fig. 5.35.

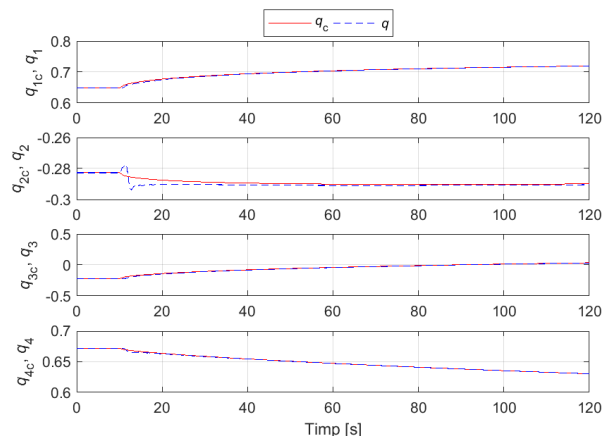


Fig. 5.35.a. Vectorul quaternion unitate (valoarea impusă și ieșirea actuală a sistemului)

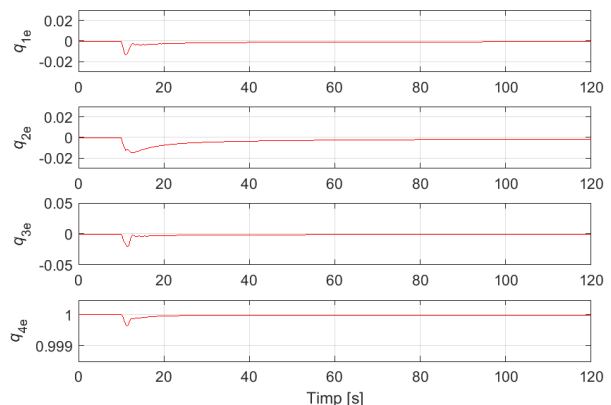


Fig. 5.35.b. Vectorul quaternion eroare

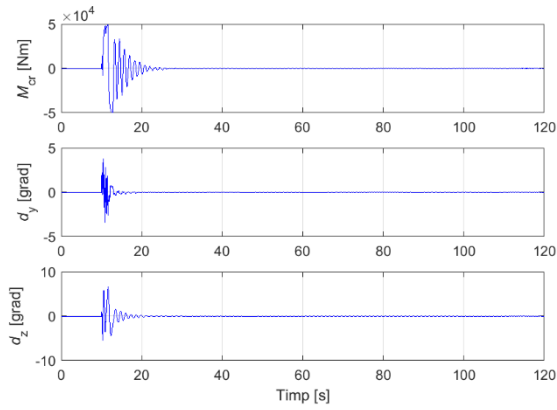


Fig. 5.35.c. Momentul de comandă al mișcării de rulu (M_{cr}) și unghiurile de comandă a ajutorului (δ_y și δ_z)

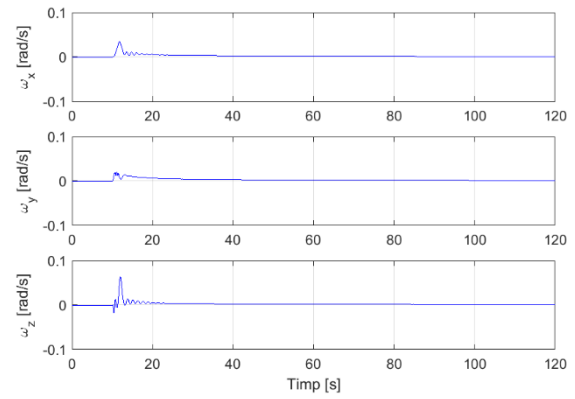


Fig. 5.35.d. Vitezele unghiulare în triedrul “rachetă” ($oxyz$)

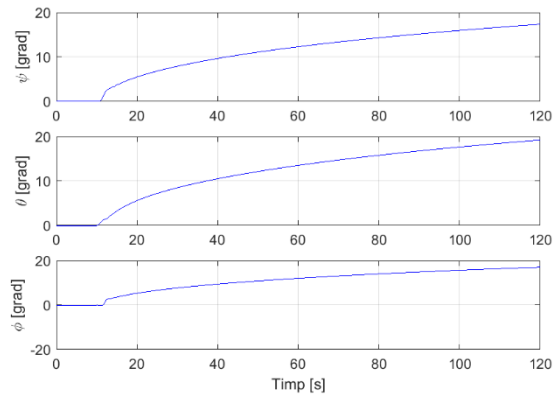


Fig. 5.35.e. Evoluția în timp a unghiurilor φ, θ, ψ (ruluu, tangaj girație)

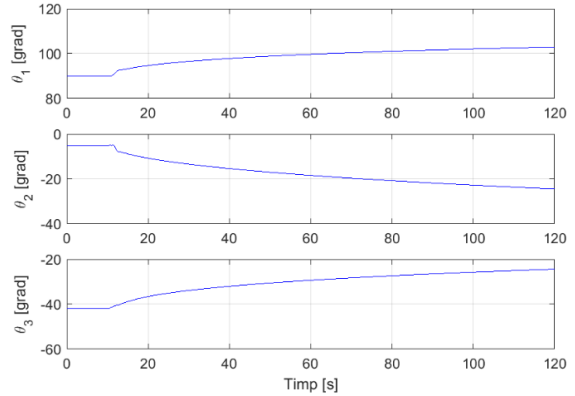


Fig. 5.35.e. Unghiurile lui Euler

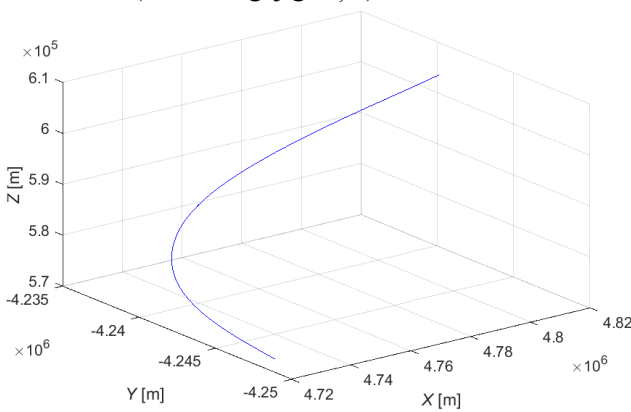


Fig. 5.35.f. Traiectoria de zbor exprimată în triedrul inerțial

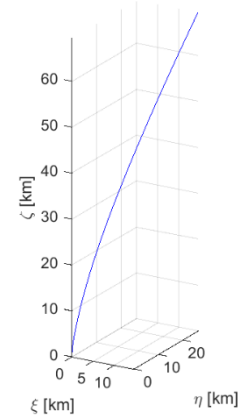


Fig. 5.35.g. Traiectoria de zbor exprimată în triedrul orizontal local (Darboux)

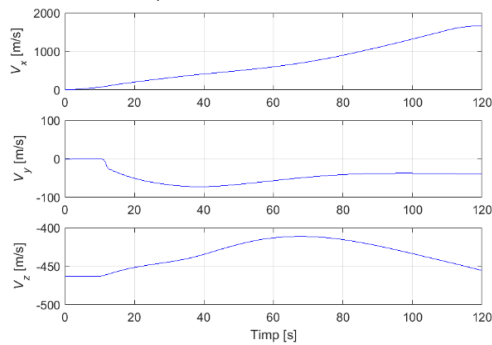


Fig. 5.35.h. Vitezele liniare în triedrul “rachetă” ($oxyz$)

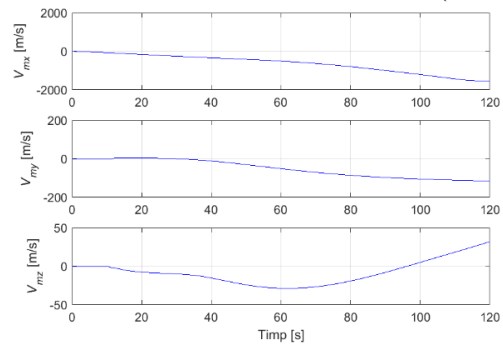


Fig. 5.35.i. Viteza relativă a R față de fileurile de aer

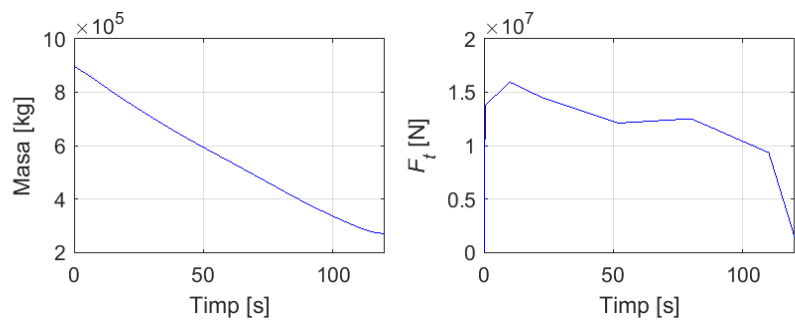


Fig. 5.35.j. Masa și forța de tracțiune

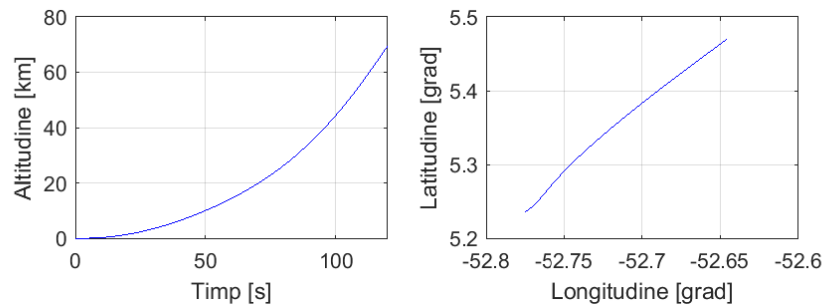


Fig. 5.35.k. Altitudinea de zbor și coordonatele (latitudinea și longitudoinea)

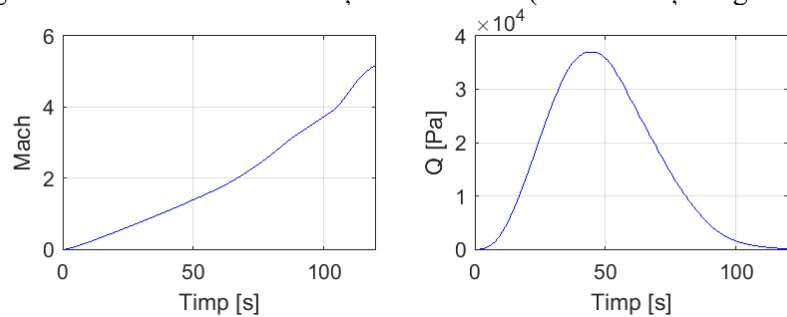


Fig. 5.35.l. Numărul Mach și presiunea dinamică

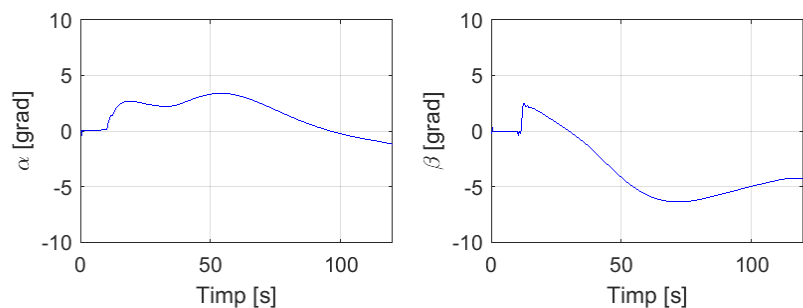


Fig. 5.35.m. Unghiul de incidență și unghiul de derapaj

CAPITOLUL 6

CONCLUZII ȘI CONTRIBUȚII

Mai jos sunt menționate contribuțiile aduse în lucrarea de față:

1. Deducerea ecuațiilor neliniare ale dinamicii rachetei purtătoare, liniarizarea acestora relativ la mișcarea neperturbată și obținerea ecuației vectoriale liniare de stare (1.82) în care vectorul de stare este alcătuit din componentele vectorului vitezelor de translație după axele triedrului rachetei, vectorului coordonatelor în sistemul de referință inerțial, vectorului vitezelor unghiulare de rotație în jurul axelor triedrului legat de rachetă și vectorului quaternion unitate.
2. Proiectarea sistemului cu structura din fig. 1.5 pentru controlul adaptiv al atitudinii rachetei purtătoare folosind conceptul inversării dinamice și o rețea neuronală, pentru calculul componentei adaptive a legii de control; s-a construit modelul din fig. 1.6 în mediul de simulare Matlab/Simulink. Caracteristicile dinamice ale acestui sistem sunt reprezentate grafic în fig. 1.7 și fig. 1.8.
3. Proiectarea sistemului de control optimal al zborului rachetei din fig. 2.2 cu legea de comandă obținută de forma (2.162), respectiv (2.163); cu aceasta, folosind modelul Matlab/Simulink din fig. 2.3, se obțin caracteristicile de timp din fig. 2.4 și traiectoria rachetei. Programele de calcul numeric sunt date în anexele A2.1÷A2.3.
4. Proiectarea sistemului de control automat cu metoda Backstepping prezentat în fig. 2.6, utilizând modelul dinamic neliniar al rachetei (2.164); se controlează panta de zbor a rachetei în plan longitudinal, cu reacții după unghiul de pantă, unghiul de tangaj și viteza unghiulară de tangaj. Se construiește în mediul de simulare Matlab/Simulink modelul din fig. 2.7 împreună cu funcțiile Matlab din anexa A2.4, iar cu acestea s-au obținut caracteristicile dinamice prezentate în fig. 2.8.
5. Proiectarea sistemului din fig. 2.9 pentru controlul adaptiv *sliding mode* a rachetei, folosind metoda inversării dinamice a funcției neliniare ce descrie dinamica unghiului de pantă; se determină gradul relativ al sistemului de control al unghiului de pantă a traiectoriei de zbor a rachetei ($r=3$); legea de control este descrisă de ecuația (2.227), în funcție de variabilele estimate, soluții ale ecuațiilor diferențiale (2.235), obținute din condiția de stabilitate asimptotică a sistemului în circuit închis, folosind metoda funcțiilor Liapunov; s-a dezvoltat în mediul de simulare Matlab/Simulink modelul sistemului din fig. 2.9 împreună cu funcțiile Matlab din anexa A2.5, iar cu acestea s-au obținut caracteristicile dinamice date în fig. 2.11.
6. Proiectarea legii de control cu structura din fig. 3.14 a mișcării S, satelit artificial, pe o traiectorie orbitală în jurul Pământului apoi pe o orbită de transfer către Luna; pentru proiectare se alege o funcție Liapunov de forma (3.137); aceasta se exprimă în funcție de vectorii care reprezintă abaterile vectorilor de poziție și de viteză ($\Delta \mathbf{r}$ și $\Delta \mathbf{V}$) relativ la cei corespunzători traiectoriei de referință; s-a dezvoltat în mediul de simulare Matlab/Simulink modelul sistemului din fig. 3.14 împreună cu funcțiile Matlab din anexa A3.6, iar cu acestea s-au obținut caracteristicile dinamice date în fig. 3.18 și fig. 3.21 ÷ 3.23.
7. Proiectarea sistemului de control adaptiv neliniar a poziției și atitudinii relative a vehiculului urmăritor relativ la vehiculul țintă cu structura dată în fig. 4.2; pentru acesta

s-a realizat modelul Matlab/Simulink din fig. 4.3 împreună cu funcțiile Matlab din anexa A4.1 și s-au obținut caracteristicile de timp date în fig. 4.4.

8. Proiectarea sistemului de control adaptiv neliniar a poziției și atitudinii relative a vehiculului urmăritor relativ la vehiculul țintă cu structura din fig. 4.5; s-a realizat modelul Matlab/Simulink din fig. 4.6 împreună cu funcțiile implementate în Matlab și s-au obținut caracteristicile de timp reprezentate grafic în fig. 4.7.
9. Proiectarea structurii de control optimal din fig. 4.9 folosind metoda H_∞ ; apoi, pentru aceasta s-a implementat în mediul de simulare Matlab/Simulink modelul din fig. 4.10 împreună cu funcțiile Matlab din anexa A4.3, iar apoi s-au trasat caracteristicile dinamice din fig. 4.11.
10. Proiectarea arhitecturii software orientată pe obiecte a simulatorului pentru dinamica rachetei purtătoare, descrisă prin: diagrama de secvență din fig. 5.12 (modelarea dinamicii celor trei fire de execuție și a aplicației de control), algoritmi implementați în cele trei fire de execuție – fig. 5.13 (algoritmul pentru programul principal Main și threadul “Run”) și fig. 5.15 (algoritmul pentru threadul server) și diagramele cu modelul obiectual UML al claselor Java create în fig. 5.10 (modelul forțelor implementate), fig. 5.11 (modelul atmosferic implementat), fig. 5.14 (modelul firelor de execuție create).
11. Implementarea în limbajul Java cu mediul de dezvoltare Eclipse a simulatorului pentru dinamica rachetei purtătoare conform cu arhitectura software concepută.
12. Proiectarea controlerului numeric experimental cu structura din fig. 5.5. Pentru structura aceasta, s-a construit în mediul de simulare Matlab/Simulink modelul prezentat în fig. 5.26 și fig. 5.28 împreună cu funcțiile Matlab prezentate în anexele A5.12 ÷ A5.16, iar caracteristicile dinamice ale sistemului alcătuit din controllerul proiectat și implementat pe SBC-ul Raspberry Pi și simulatorul software al dinamicii rachetei purtătoare sunt reprezentate grafic în fig. 5.35.

Simulările numerice concepute în primele patru capitole au fost realizate integral în mediul de simulare Matlab/Simulink. Pentru platforma prezentată în capitolul cinci s-a folosit și mediul de dezvoltare Eclipse pentru Java. Programele de calcul numeric concepute în limbajele Java, respectiv Matlab sunt prezentate în anexe.

BIBLIOGRAFIE (Selectiva)

- [9] Bărbulescu L. F., **Buțu, F. A.**, Mamuleanu M. L., Scorțan S. L., Ceolin T., Alacevich R., Grzymisch J. OrbiPro – a toolbox for accurate orbit propagation. 2018 SpaceOps Conference, 28 May - 1 June 2018, Marseille, France.
- [10] Bărbulescu L.F., **Buțu F.A.**, Marian M., Stîngă F., Estimation of the attitude of a CubeSat under environmental torques. 21st International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC) Sinaia 2017, pag. 291-296.
- [11] Bobál, V., Böhm, J., Fessler, J., Macháček, J. Digital Self-tuning Controllers, Springer-Verlag, London, U.K., 2005.
- [12] Bouadi, H., Wu, H., Mora-Camino, F. "Flight path tracking based-on direct adaptive sliding mode control," IEEE Intelligent Vehicles Symposium, 2011, pag. 25-30.
- [13] Bowring, B.R. The accuracy of geodetic latitude and height equations, Survey Review, 1985, pag. 202-206.
- [14] Brown, C.D. Spacecraft Mission Design, Second Edition. American Institute of Aeronautics and astronautics, 1998.
- [15] Bugajski, D.J., Enna, D.F. Nonlinear Control Law with Application to High Angle of attack Flight. Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 15, Nr. 3, 1992, pag. 761-777.
- [16] Butt, A., Popp C. G., Pitts, H. M., Sharp D. J. NASA Ares I Launch Vehicle Roll and Reaction Control Systems Design Status, 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2-5 august 2009, Denver, Colorado.
- [17] **Buțu, F. A.**, Lungu R. Dynamics modeling and online identification of model parameters for a launch vehicle. In Proc. of New Challenges in Aerospace Sciences International Conference (NCAS), Bucharest, 5-6 november, 2015.
- [18] **Buțu, F. A.**, Lungu R., Bărbulescu L. F., Adaptive flight control for a launch vehicle based on the concept of dynamic inversion. In Proc. of 20th International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC), Sinaia , October 13-15, 2016, pag. 812-817.
- [19] **Buțu, F. A.**, Lungu, R. Automatic control of a spacecraft transfer trajectory from an Earth orbit to a moon orbit, U.P.B. Sci. Bull., Series D, Vol. 81 Iss.1, 2019, ISSN 1454-2358
- [20] Calise, A.J., Rysdyk, R.T. Nonlinear adaptive flight control using neural networks, Control Systems, IEEE, Volume 18, Issue 6.
- [30] Du, W. Dynamic modeling and Flight Control of Ares-I Crew Launch Vehicle. Thesis, Iowa State University, 2010.
- [60] Lungu, M., Lungu, R. Estimarea stării aparatelor de zbor. Editura Sitech, Craiova, 2014
- [61] Lungu, M., Lungu, R., **Buțu, F. A.** Reduced-order Multiple Observer with Application to the State Estimation of a Controlled Generic Reentry. 2018 IEEE International Systems Engineering Symposium (ISSE), Rome, 2018, pag. 1-6
- [62] Lungu, R. Automatizarea aparatelor de zbor. Editura Universitaria, Craiova, 2000
- [63] Lungu, R. Lungu, M. Controlul automat al aeronavelor la aterizare. Editura Sitech, Craiova, 2015.
- [64] Lungu, R. Sisteme de dirijare aerospațială. Editura Sitech, Craiova, 2002.
- [65] Lungu, R., **Buțu F. A.**, ș.a., Contract de cercetare Platforma hardware bazată pe utilizarea rețelelor neuronale pentru vehicule spațiale sub-orbitale și orbitale. PN III, NR. 232PED/2017.
- [66] Lungu, R., **Buțu, F. A.**, Lungu, M. Automatic Control of Space Vehicles' Orbit around Earth. 2018 IEEE International Systems Engineering Symposium (ISSE), 1-3 Oct. 2018, Rome, Italy, 2018, pag. 1-6.
- [67] Lungu, R., **Buțu, F. A.**, Lungu, M. Flight control of a launch vehicle using the hierarchical structured dynamic inversion with three time-scales, 2018 IEEE International Systems Engineering Symposium (ISSE), Rome, 2018, pag. 1-5.

- [68] Lungu, R., **Buțu, F. A.**, Lungu, M. Sliding Mode Control of Launch Vehicles' Flight Path Slope Angle, 2018 26th Mediterranean Conference on Control and Automation, June 19-22, 2018, Zadar, Croatia, pag. 1-6.
- [82] Sahjendra, N. , Singh, M. Variable Structure and Nonlinear Adaptive Flight Path Control. In Proceedings of the American Control Conference, Anchorage, May, 2002.
- [83] Sharma, M. Flight Path Angle Control via Neuro-Adaptive Backstepping. In Proceedings AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Monterey, Canada, August 2002.
- [84] Sharma, M., Calise, A. J. Neural-Network Augmentation of Existing Linear Controllers, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 28, No. 1, January-February 2005.
- [85] Sidi, M. J. Spacecraft Dynamics and Control. Cambridge University Press, 2000.
- [86] Sidi, M.J. Spacecraft Dynamics and Control a Practical Engineer Approach. New York, Cambridge University Press, 1997
- [87] Simulink Support Package for Raspberry Pi Hardware, URL: <https://www.mathworks.com/help/supportpkg/raspberrypi/>
- [88] Stengel, R. F. Optimal Control And Estimation, Dover Publications, New York 1994.
- [89] Stuelpnagel, J. On the Parametrization of the Three-dimensional Rotation Group, SLAB Review, Vol. 6, Nr. 4, 1964.
- [90] Sun, L., Huo, W. Robust Adaptive Control of Spacecraft Proximity Maneuvers Under Dynamic Coupling and Uncertainty. Advances in Space Research, Vol. 56, 2017, pag. 2206-2217
- [91] Sun, L., Huo, W. Robust Adaptive Relative Position and Attitude Synchronization for Spacecraft Rendezvous. Journal Aerospace Science and Technology, Vol. 41, 2015, pag. 28-35.
- [92] Sun, L., Huo, W., Jiao, Z. Adaptive Nonlinear Robust Relative Pose Control of Spacecraft Autonomous Rendezvous and Proximity Operations. Journal ISA Transactions, Vol. 67, 2017, pag. 47-55.
- [93] Sun, L., Huo, W., Jiao, Z. Robust Adaptive Relative Position and Attitude Control for Spacecraft Autonomous Proximity, Journal ISA Transaction, Vol. 63, 2016, pag. 11-19.
- [94] Teodorescu, C., Ionescu, D., Zăgănescu, Fl. Sateliți artificiali la sfârșit de mileniu. Editura Științifică și Enciclopedică, București, 1988.
- [97] Tudosie, A. N., **Buțu, F. A.** Aircraft landing with decelerated approach (Longitudinal movement model). 2016 International Conference on Applied and Theoretical Electricity (ICATE), Craiova, Romania, 6-8 October, 2016, pag 1-6.
- [98] U.S. Standard Atmosphere 1976, URL: <http://www.pdas.com/atmosTable1SI.html>, <http://www.pdas.com/atmosTable2SI.html>
- [99] Vallado, D., Fundamentals of Astrodynamics and Applications. 4th ed., Microcosm Press, US, 2007.
- [100] Van Der Ha, J.C., Janssens, F.L. Jet-Damping and Misalignment Effects During Solid-Rocket-Motor Burn, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 28, No. 3 (2005), pag. 412-420.
- [101] Voicu, S. C., **Buțu, F. A.** H-Infinity Design for Automatic Landing System. International Journal of Modeling and Optimization, Vol. 7, No. 3, June 2017, pag. 173-178.
- [107] Wu, J., Liu, K., Han, D. Adaptive Sliding Mode Control for Six-DOF Relative Motion of Spacecraft with Input Constraint. Journal Acta Astronautica, Vol. 87, 2013, pag. 64-76
- [113] Yucelen, T., Calise, A.J. Derivative-Free Model Reference Adaptive Control. Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 34, No. 4, 2011, pag. 933–950

LISTA LUCRĂRILOR PUBLICATE

1. **Buțu, F. A.**, Lungu R. *Dynamics modeling and online identification of model parameters for a launch vehicle*. The 2nd edition of New Challenges in Aerospace Science International Conference, NCAS 2015, Bucharest, Romania, 5-6 November 2015.
2. **Buțu, F. A.**, Lungu R., Bărbulescu L. F., *Adaptive flight control for a launch vehicle based on the concept of dynamic inversion*. In Proc. of 20th International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC), Sinaia, October 13-15, 2016, pp. 812-817. Database: IEEE Xplore, Web of Science Core Collection.
3. **Buțu, F. A.**, Lungu, R. *Automatic control of a spacecraft transfer trajectory from an Earth orbit to a moon orbit*, U.P.B. Sci. Bull., Series D: Mechanical Engineering, Vol. 81 Iss.1, 2019, ISSN 1454-2358.
4. Tudosie, A. N., **Buțu, F. A.** *Aircraft landing with decelerated approach (Longitudinal movement model)*. 2016 International Conference on Applied and Theoretical Electricity (ICATE), Craiova, Romania, 6-8 October, 2016, pp. 1-6. Database: IEEE Xplore, Web of Science Core Collection.
5. Bărbulescu L.F., **Buțu, F. A.**, Marian M., Stîngă F., *Estimation of the attitude of a CubeSat under environmental torques*. 21st International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC) Sinaia 2017, pp. 291-296. Database: IEEE Xplore, Web of Science Core Collection.
6. Voicu, S. C., **Buțu, F. A.** *H-Infinity Design for Automatic Landing System*. International Journal of Modeling and Optimization, Vol. 7, No. 3, June 2017, pp. 173-178.
7. Bărbulescu L. F., **Buțu, F. A.**, Mamuleanu M. L., Scorțan S. L., Ceolin T., Alacevich R., Grzymisch J. *OrbiPro – a toolbox for accurate orbit propagation*. 2018 SpaceOps Conference, 28 May - 1 June 2018, Marseille, France. Database: AIAA Aerospace Research Central
8. Lungu, M., Lungu, R., **Buțu, F. A.** *Reduced-order Multiple Observer with Application to the State Estimation of a Controlled Generic Reentry*. 2018 4th IEEE International Systems Engineering Symposium (ISSE), Rome, 2018, pp. 1-6. Database: IEEE Xplore, Web of Science Core Collection.
9. Lungu, R., **Buțu, F. A.**, Lungu, M. *Automatic Control of Space Vehicles' Orbit around Earth*. 2018 4th IEEE International Systems Engineering Symposium (ISSE), 1-3 Oct. 2018, Rome, Italy, 2018, pp. 1-6. Database: IEEE Xplore, Web of Science Core Collection.
10. Lungu, R., **Buțu, F. A.**, Lungu, M. *Flight control of a launch vehicle using the hierarchical structured dynamic inversion with three time-scales*, 2018 4th IEEE International Systems Engineering Symposium (ISSE), Rome, 2018, pp. 1-5. Database: IEEE Xplore, Web of Science Core Collection.

11. Lungu, R., **Buțu, F. A.**, Lungu, M. *Sliding Mode Control of Launch Vehicles' Flight Path Slope Angle*, 2018 26th Mediterranean Conference on Control and Automation, June 19-22, 2018, Zadar, Croatia, pp. 553-558. *Database: IEEE Xplore, Web of Science Core Collection.*