Stojadin Manojlović,
potporučnik, dipl. inž.
Dr Bojan Zrnić,
major, dipl. inž.
Vojna akademija – Odsek logistike,
Beograd

RAČUNARSKO MODELOVANJE SAMONAVOĐENE RAKETE SA POKRETNIM PRATEĆIM KOORDINATOROM

UDC: 623.465.32 : 519.863

Rezime:

Sistemi vođenja i upravljanja raketama uopšte, uključujući i sisteme samovođenja kao njihov poseban oblik, složeni su sistemi koji zahtevaju primenu znanja iz više oblasti, kako bi na precizan način mogli da se formiraju što realniji matematički modeli svih strukturnih elemenata. Na osnovu matematičkog modela moguće je stvoriti računarski model pomoću kojeg se vrši analiza dinamičkog ponašanja sistema. U ovom radu predstavljeno je programsko rešenje za modelovanje sistema samovođenja zasnovano na programskom jeziku MATLAB. Rešenje je implementirano na modularnom principu, što omogućava lakšu kontrolu eventualnih grešaka i olakšava nadogradnju novim komponentama, npr. drugi tip zakona vođenja.

Ključne reči: vođenje, upravljanje, rakete, računarsko modelovanje.

COMPUTER MODELLING OF HOMING SYSTEMS WITH A MOBILE ACCOMPANYING COORDINATOR

Summary:

Guidance and control systems, including homing systems, are complex systems requiring the application of knowledge from different areas in order to form precise mathematical models of all system elements. The computer model is based on the mathematical model of a homing system and it enables the system dynamical performance analysis. In this paper a computer model of the homing system is presented. The described software is open for upgrade, i.e. for another type of the guidance law.

Key words: guidance, control, rockets, computer model.

Uvod

Raketa predstavlja objekat upravljanja sa veoma složenim karakteristikama, jer raspolaže sa šest stepeni slobode kretanja. Osim toga, mora se voditi računa i o interakciji rakete sa okolinom koja zavisi od velikog broja različitih faktora. Uključivanje rakete u petlju vođenja zahteva modelovanje i svih ostalih elemenata petlje, kako bi se dobio zatvoren sistem vođenja [1, 2]. Svi navedeni modeli su, u stvari, skupovi matematičkih jednačina čija postavka iziskuje znanje iz više oblasti koje karakterišu ovu problematiku, kao što su mehanika leta, automatsko upravljanje i druge. U ovom radu prikazano je računarsko modelovanje leta hipotetičke samonavođene rakete, koja je opremljena pokretnim pratećim koordinatorom.

Modelovanje sistema samovođenja rakete u vertikalnoj ravni

Postupak modelovanja sistema vođenja i upravljanja raketom može se podeliti u više faza, pri čemu svaka od njih obuhvata modelovanje pojedinih elemenata koji ulaze u sastav sistema. Na početku je potrebno formirati model prostornog kretanja rakete sa definisanim ulaznim i izlaznim promenljivim. Na sličan način modeluje se i kinematika kretanja cilja. Kako se razmatra problematika samovođenja, u posebnom bloku moraju se računati relativne koordinate cilja u odnosu na raketu. Odgovarajuća zakonitost vođenja zahteva modelovanje senzora koji će na osnovu ulaznih parametara formirati signal za autopilot. Model autopilota treba da obuhvati proces formiranja signala upravljanja koji se prenosi u model rakete i menja njegove izlazne promenljive. Te promenljive uvode se u blok za proračun relativnih koordinata, čime se zatvara petlja vođenja. Da bi se modelovala svaka od navedenih celina moraju se definisati matematičke jednačine (redukovane na vertikalnu ravan), koje povezuju ulazne i izlazne veličine pojedinih modula preko kojih se on uključuje u celokupan sistem. Osnovu za ovaj rad predstavljaju matematički modeli sistema samovođenja rakete dati u literaturi [1].

Model rakete

Ulazne veličine ovog modula su ugaoni otkloni krmila (δ_m) i ugaoni otklon gasodinamičkog organa (δ_l) koji dolaze iz modula autopilota. Zadate veličine su:

– karakteristična površina rakete (S),

– kalibar (d),

– dužina (l),

– rastojanje referentne tačke u odnosu na koju su mereni aerodinamički koeficijenti (x_{ref}),

– ubrzanje Zemljine teže (g),

– temperatura, pritisak i gustina vazduha na nivou mora $(T_0, p_0 \ i \ \rho_0)$.

– fiksni otkloni komandnih površina $(\delta_{m0}, \delta_{l0})$.

Brzina leta (V) i napadni ugao (α) dobijaju se iz sledećih izraza:

$$V = \sqrt{v_{xB}^2 + v_{zB}^2} \qquad (1)$$

$$\alpha = arctg(\frac{v_{zB}}{v_{xB}}) \qquad (2)$$

gde su v_{xB} i v_{zB} komponente brzine u koordinatnom sistemu vezanom za telo rakete BKS (Body axes).

Dinamički pritisak dobija se iz formule:

$$Q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \qquad (3)$$

Za vertikalnu ravan potrebno je proračunati sledeće aerodinamičke koeficijente sila:

$$C_x = C_{x0} + C_{x\alpha} \cdot \alpha^2 \qquad (4)$$

$$\mathrm{C_z} = \mathrm{C}_{z\alpha} \cdot \alpha + \mathrm{C}_{z\delta_m} \cdot \delta_m + \left(\mathrm{C}^*_{zq} \cdot \frac{\mathrm{d}}{2\mathrm{V}} \right) \cdot \mathrm{q} \qquad (5)$$

i aerodinamičkih koeficijenata momenata za referentnu tačku:

$$C'_m = C_{m\alpha} \cdot \alpha + \left(C^*_{mq} \cdot \frac{d}{2V} \right) \cdot q + C_{m\delta_m} \cdot \delta_m + \left(C^*_{m\dot\alpha} \cdot \frac{d}{2V} \right) \cdot \dot\alpha \qquad (6)$$

dok je aerodinamički koeficijent momenta za centar mase:

$$C_m = C_m^r - \frac{x_m - x_{ref}}{d} \cdot C_z \qquad (7)$$

U ovom modelu računaju se i sledeće sile i momenti:

– aerodinamičke sile

$$X = Q \cdot S \cdot C_x \qquad (8)$$

$$Z = Q \cdot S \cdot C_Z \qquad (9)$$

– aerodinamički moment

$$M = Q \cdot S \cdot d \cdot C_m \qquad (10)$$

– komponente sile potiska

$$F_x = F \cdot cos(\delta_l + \delta_{l0}) \qquad (11)$$

$$F_z = -F \cdot sin(\delta_l + \delta_{l0}) \qquad (12)$$

gde je F sila potiska data kao ulazni parametar,

– moment sile potiska

$$M_f = -F_z \cdot (x_m - l) \qquad (13)$$

gde je x_m položaj centra mase koji se menja sa vremenom.

Na osnovu prethodno izračunatih parametara mogu se proračunati izvodi komponenti brzine u BKS-u:

$$\dot{v}_{xB} = -q \cdot v_{zB} + \frac{X + F_x}{m} - g \cdot \sin\theta \qquad (14)$$

$$\dot{v}_{zB} = q \cdot v_{xB} + \frac{Z + F_z}{m} + g \cdot \cos\theta \qquad (15)$$

i izvod ugaone brzine propinjanja:

$$\dot{q} = \frac{M + M_f}{I_y} \qquad (16)$$

pri čemu se moment inercije I_y zadaje na ulazu. Izvod ugla propinjanja jednak je ugaonoj brzini propinjanja:

$$\dot{\theta} = q \qquad (17)$$

Preostale dve komponente, koje karakterišu kinematiku rakete, jesu izvodi koordinata položaja centra mase koji su jednaki komponentama brzine u geodetskom koordinatnom sistemu (GKS):

$$\dot{R}_{xG} = v_{xG} = v_{xB} \cdot \cos\theta + v_{zB} \cdot \sin\theta \qquad (18)$$

$$\dot{R}_{zG} = v_{zG} = -v_{xB} \cdot \sin\theta + v_{zB} \cdot \cos\theta \qquad (19)$$

Da bi se mogla odrediti relativna ubrzanja cilja u odnosu na raketu, potrebno je odrediti i ubrzanja centra mase rakete u GKS-u. Prethodno se navedena ubrzanja računaju u BKS-u:

$$a_{xB} = \frac{X + F_x}{m} - g \cdot \sin\theta \qquad (20)$$

$$a_{zB} = \frac{Z + F_z}{m} + g \cdot \cos\theta \qquad (21)$$

a onda se na osnovu njih dobijaju ubrzanja u GKS-u:

$$a_{xG} = a_{xB} \cdot \cos\theta + a_{zB} \cdot \sin\theta \qquad (22)$$

$$a_{zG} = -a_{xB} \cdot \sin\theta + a_{zB} \cdot \cos\theta \qquad (23)$$

Podaci o vrednostima sile potiska, položaju centra mase, derivativima aerodinamičkih koeficijenata i momentima inercije zadaju se kao ulazni parametri hipotetičke rakete opisane u literaturi [1].

Model kretanja cilja

U ovom modulu proračunavaju se vrednosti parametara koji opisuju kinematiku kretanja centra mase cilja u zavisnosti od zadatih početnih uslova. Početni uslovi su:

– brzina cilja *(v_c)*,

– početni ugao vektora brzine cilja *(γ_c)*,

– početni položaj centra mase cilja na *x* osi GKS-a *(x_{c0G})*,

– početni položaj centra mase cilja na *z* osi GKS-a *(z_{c0G})*,

– ubrzanje centra mase cilja po *x* osi *(a_{cx})*,

– ubrzanje centra mase cilja po *z* osi *(a_{cz})*.

Na osnovu početnih uslova mogu se izračunati komponente brzine cilja u GKS-u:

$$v_{cxG} = v_c \cdot \cos\gamma_c \tag{24}$$

$$v_{czG} = -v_c \cdot \sin\gamma_c \tag{25}$$

i komponente ubrzanja cilja u GKS-u:

$$a_{cxG} = a_{cx} \cdot \cos\gamma_c - a_{cz} \cdot \sin\gamma_c \tag{26}$$

$$a_{czG} = a_{cx} \cdot \sin\gamma_c + a_{cz} \cdot \cos\gamma_c \tag{27}$$

Osnovni parametri koji se računaju, a vezani su za trajektoriju leta cilja, jesu izvodi brzine i ugla vektora brzine cilja, kao i izvodi koordinata centra mase cilja u GKS-u:

$$\dot{v}_c = a_{cx} \tag{28}$$

$$\dot{\gamma}_c = -\frac{a_{cz}}{v_c} \tag{29}$$

$$\dot{r}_{cxG} = v_{cxG} \tag{30}$$

$$\dot{r}_{czG} = v_{czG} \tag{31}$$

Model relativnog kretanja cilja u odnosu na raketu

Međusobni položaj rakete i cilja prikazan je na slici 1.

Na osnovu izračunatih ubrzanja, brzina i koordinata centara mase cilja i rakete u prethodnim modulima, računaju se relativna ubrzanja, brzine i koordinate:

$$a_{rxG} = a_{cxG} - a_{xG} \tag{32}$$

$$a_{rzG} = a_{czG} - a_{zG} \tag{33}$$

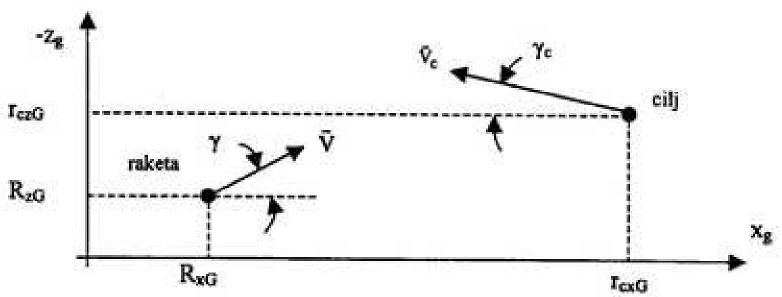
$$v_{rxG} = v_{cxG} - v_{xG} \tag{34}$$

$$v_{rzG} = v_{czG} - v_{zG} \tag{35}$$

$$r_{rxG} = r_{cxG} - R_{xG} \tag{36}$$

$$r_{rzG} = r_{czG} - R_{zG} \tag{37}$$

Da bi se mogla primeniti zahtevana metoda vođenja, neophodno je poznavati relativno rastojanje cilja i rakete, kao i



Sl. 1 – Međusobni položaj rakete i cilja trenutnu vrednost ugla linije viziranja cilja (LVC):

$$rr = \sqrt{r_{rxG}^2 + r_{rzG}^2} \tag{38}$$

$$\varphi_r = \arcsin\left(-\frac{r_{rzG}}{rr}\right) \tag{39}$$

Model koordinatora

Pokretni prateći koordinator (senzor) cilja meri ugaonu brzinu LVC koja je osnovni parametar za realizaciju poznate metode samovođenja koja se zove proporcionalna navigacija. Funkcionalna šema pokretnog pratećeg koordinatora prikazana je na slici 2 [1].

Pokretni prateći koordinator montira se na telo rakete tako da, osim praćenja cilja, prateći sistem treba da ostvari i stabilizaciju koordinatora u odnosu na oscilacije rakete. Antena glave za samovođenje može se pokretati u prostoru pomoću servomotora. Davač ugaone brzine (DUB) jeste brzinski žiroskop na čijem izlazu je napon proporcionalan ugaonoj brzini ekvisignalnog pravca antene:

$$U_{\dot{\varphi}_a} = k_{dg} \cdot \dot{\varphi}_a \tag{40}$$

gde je k_{dg} konstanta DUB-a. Napon U_ε proporcionalan je uglu greške ε:

$$U_\varepsilon = k_1 \cdot \varepsilon \tag{41}$$

gde je k_1 konstanta osetljivog elementa. Kako je $\varphi = \varphi_a + \varepsilon$, važi i $\dot{\varphi} = \dot{\varphi}_a + \dot{\varepsilon}$, što znači da će se u bloku formiranja signala vođenja napon U_ε prvo diferencirati, pa tek onda sabrati sa naponom $U_{\dot{\varphi}_a}$ kako bi se dobio njihov zbir:

$$U = U_{\dot{\varphi}_a} + U_\varepsilon \tag{42}$$

što odgovara jednakosti:

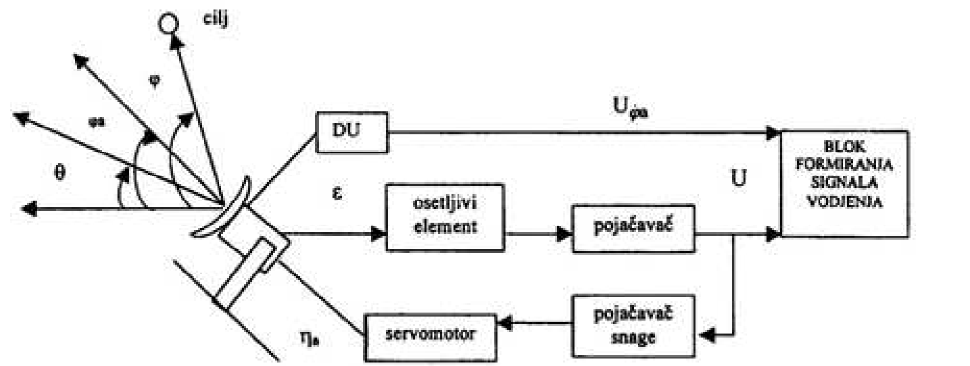
$$U = k_{dg} \cdot \dot{\varphi}_a + k_1 \cdot \dot{\varepsilon} \tag{43}$$

Ako se ispuni uslov kompenzacije greške praćenja $k_{dq} = k_1 = k_{\dot{\varphi}}$ dobija se sledeća zavisnost:

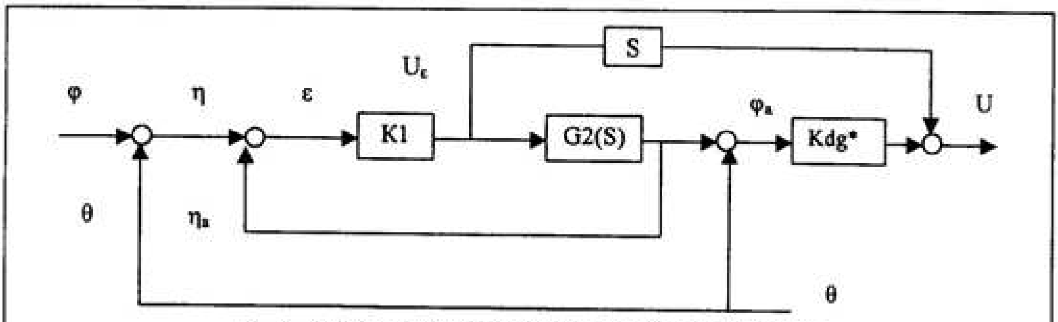
$$U = U_{\dot{\varphi}} = k_{\dot{\varphi}} \cdot (\dot{\varphi}_a + \dot{\varepsilon}) = k_{\dot{\varphi}} \cdot \dot{\varphi} \tag{44}$$

tj. dobijeni napon je proporcionalan ugaonoj brzini LVC.

Koristeći sledeće veze među uglovima: $\varepsilon = \eta - \eta_a$, $\eta = \varphi - \theta$ i $\varphi_a = \eta_a + \theta$,



Sl. 2 – Funkcionalna šema pokretnog pratećeg koordinatora



Sl. 3 – Strukturna šema pokretnog pratećeg koordinatora

gde su η i η_a uglovi pelenga cilja i ose antene, a θ ugao propinjanja rakete, može se formirati i strukturna šema koordinatora, kao što je prikazano na slici 3 [1].

Pojačavač i osetljivi elementi opisuju se prenosnom funkcijom koju predstavlja konstanta:

$$G_1(s)=\frac{U_s(s)}{\varepsilon(s)}=k_1^{*} \qquad (45)$$

Prenosna funkcija pojačavača snage, motora i reduktora ima oblik:

$$G_2(s)=\frac{\eta_a(s)}{U_\varepsilon(s)}=\frac{k_2}{s\cdot(T_2s+1)\cdot(T_1s+1)} \qquad (46)$$

Brzinski žiroskop opisuje se funkcijom prenosa:

$$G_{dg}(s)=\frac{U_{\varphi_a}(s)}{\varphi_a(s)}=k_{dg}\cdot s \qquad (47)$$

Blok za formiranje signala vođenja može se opisati sledećom jednačinom:

$$U(s)=U_{\varphi_a}(s)+s\cdot U_\varepsilon(s) \qquad (48)$$

Na osnovu definisanih funkcija prenosa pojedinih komponenti koordinatora moguće je odrediti i prenosnu funkciju zatvorene petlje:

$$\Phi(s)=\frac{\eta_a(s)}{\eta(s)}=\frac{k_1\cdot k_2}{s\cdot(T_2s+1)\cdot(T_1s+1)} \qquad (49)$$

Sa strukturne šeme moguće je napisati sledeću jednakost:

$$\begin{aligned}U&=k_1\cdot\dot{\varepsilon}+k_{dg}\cdot\dot{\varphi}_a=k_1\cdot(\dot{\eta}-\dot{\eta}_a)+k_{dg}\cdot(\dot{\eta}_a+\dot{\theta})=\\&=k_1\cdot(\dot{\varphi}-\dot{\theta}-\dot{\eta}_a)+k_{dg}\cdot(\dot{\eta}_a+\dot{\theta})=\\&=k_1\cdot\dot{\varphi}+(k_{dg}-k_1)\cdot\dot{\theta}+(k_{dg}-k_1)\cdot\dot{\eta}_a \qquad (50)\end{aligned}$$

Može se zaključiti da će u slučaju ispunjenja uslova kompenzacije greške automatskog praćenja cilja, tj. $k_{dg}=k_1=k_\phi$, napon na izlazu bloka formiranja signala sigurno biti proporcionalan samo ugaonoj brzini LVC, dok će uticaj promene ugla propinjanja biti eliminisan. Usvajajući navedeni uslov može se konstatovati da je koeficijent proporcionalnosti između napona na izlazu koordinatora i ugaone brzine LVC jednak koeficijentu žiroskopa k_{dg}

Da bi se modelovala mogućnost ovog senzora da meri brzinu zbliženja rakete i cilja i ugaonu brzinu LVC, u ovaj modul uključuju se i sledeće jednačine:

$$\dot{r}_r=v_{rxr}=v_{rxG}\cdot\cos\varphi_r-v_{rzG}\cdot\sin\varphi_r \qquad (51)$$

$$\dot{\varphi}_r=-\frac{v_{rzr}}{r_r}=-\frac{v_{rxG}\cdot\sin\varphi_r+v_{rzG}\cdot\cos\varphi_r}{r_r} \qquad (52)$$

Koristeći proračunate veličine moguće je odrediti i ugao promašaja:

$$\nu = \arcsin(\frac{rr \cdot \dot{\varphi}_r}{v_r}) \tag{53}$$

i trenutni promašaj:

$$h = \frac{rr^2 \cdot \dot{\varphi}_r}{v_r} \tag{54}$$

gde je v_r modul brzine zbliženja:

$$v_r = \sqrt{v_{rxr}^2 + v_{rzr}^2} \tag{55}$$

Zakon vođenja

Kao poznati parametri u ovom modulu zadaju se pojačanje sistema autopilot–raketa *(K_E)*, konstanta *(N)* i radijus „mrtve" zone RMZ. Ulazni parametri su pojačanje senzora *(K_G)*, signal proporcionalan ugaonoj brzini linije viziranja cilja *(U)*, rastojanje između rakete i cilja *(rr)* i relativna brzina zbliženja rakete i cilja ($r\dot{r}$). Prvo se proračunava navigaciona konstanta *(K_N)* i pojačanje *(K_F)*:

$$K_N = N \cdot |r\dot{r}| \tag{56}$$

gde je $|r\dot{r}|$ apsolutna vrednost relativne brzine zbliženja rakete i cilja

$$K_F = \frac{K_N}{K_E \cdot K_G} \tag{57}$$

Signal vođenja formira se kao sledeći proizvod:

$$UVGS = K_F \cdot U \tag{58}$$

U slučaju da veličina rastojanja rakete i cilja bude ispod vrednosti radijusa mrtve zone RMZ, signal vođenja se isključuje, tj. pridružuje mu se nulta vrednost.

Modelovanje zakona upravljanja (autopilot)

Autopilot prihvata signal vođenja UVGS iz modula zakona vođenja i upoređuje ga sa maksimalno dozvoljenom vrednošću koja se zadaje (UMM), ne dozvoljavajući da je premaši, što je rešeno sledećim izrazom:

$$UVA = \begin{Bmatrix} -UMM, UVGS \leq -UMM \\ UVGS, -UMM < UVGS < UMM \\ UMM, UVGS \geq UMM \end{Bmatrix} \tag{59}$$

gde je UVA signal upravljanja.

U autopilotu se nalazi žiroskop koji se opisuje koeficijentom k_{dg}, a meri ugaonu brzinu propinjanja *q*, tako da je napon na njegovom izlazu:

$$Uq = k_{dg} \cdot q \tag{60}$$

Akcelerometar, kao merač linearnih ubrzanja duž osa rakete, modeluje se koeficijentom k_{du}, tako da je napon na izlazu:

$$U_{du} = k_{du} \cdot f \tag{61}$$

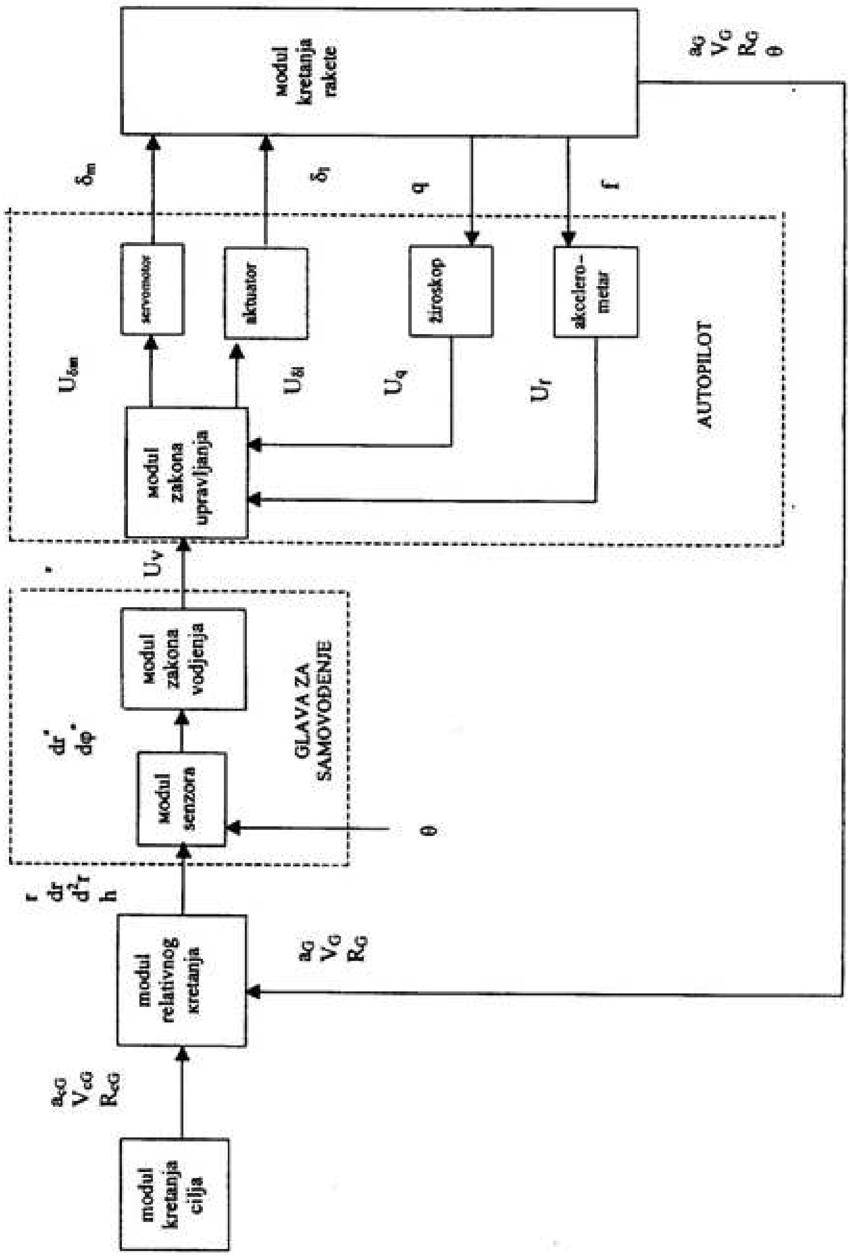
pri čemu je f opterećenje duž određene ose.

Servouređaj, koji pokreće krmila za ugao δ_m koji je proporcionalan signalu upravljanja UVA, opisuje se koeficijentom k_a, tako da je:

$$\delta_m = k_a \cdot UVA \tag{62}$$

Veličina δ_m se ograničava na zadatu vrednost δ_{mm}, i to tako da je:

$$\delta_m = \begin{Bmatrix} -\delta_{mm}, \delta_m \leq -\delta_{mm} \\ \delta_m, -\delta_{mm} < \delta_m < \delta_{mm} \\ \delta_{mm}, \delta_m \geq \delta_{mm} \end{Bmatrix} \tag{63}$$



Sl. 4 – Blok-šema simulacionog modela sistema samonavođenja rakete u vertikalnoj ravni

Aktuator, kao pokretač gasodinamičkog organa upravljanja, predstavlja se koeficijentom k_{ak}. Ugao pomeraja gasodinamičkog organa proporcionalan je naponu UDELL:

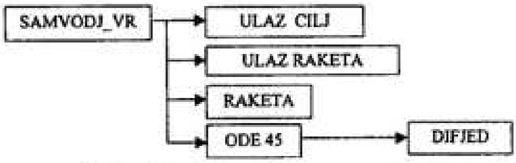
$$\delta_l = k_{ak} \cdot UDELL \qquad (64)$$

Na isti način kao i ugao pokretanja krmila δ_{mp} i ugao δ_l se ograničava na vrednost δ_{lm}. Iz modula autopilota u modul rakete dolaze signali δ_m i δ_l, utičući na promenu tekućih vrednosti izlaznih parametara ovog modula koji, prenoseći se u modul relativnog kretanja cilja u odnosu na raketu, zatvaraju petlju vođenja. Blok-šema simulacionog modela celokupnog sistema vođenja u vertikalnoj ravni prikazana je na slici 4 [1].

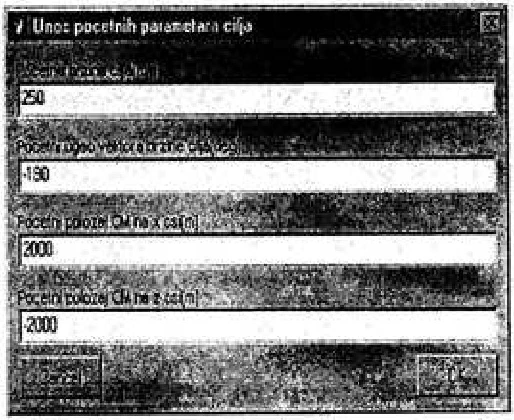
Računarsko modelovanje sistema samovođenja

Računarsko modelovanje sistema samovođenja urađeno je u programskom jeziku MATLAB po modularnom principu. Modularni princip podrazumeva da svaki modul, koji je objašnjen u prethodnom poglavlju, bude implementiran posebnim potprogramom. Svaki modul poseduje zadate parametre (poznate pre početka simulacije), parametre koje zadaje korisnik, zatim parametre koje preuzima iz prethodnih modula i izlazne parametre koji se proračunavaju u njemu i preko kojih je on povezan sa ostalim modulima. Struktura programskog rešenja prikazana je na slici 5.

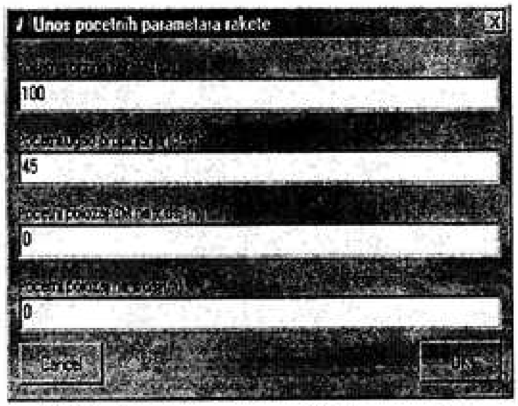
U glavnom programu se na početku zadaju početni i krajnji trenutak integracije i korak integracije. Pozivanjem potprograma ULAZ CILJ otvara se prozor prikazan na slici 6. U njemu su zadate početne vrednosti parametara kretanja cilja (korisnik može zadati nove vrednosti). Posle toga, poziva se potprogram ULAZ RAKETA koji otvara novi prozor u kojem se na analogan način, kao u slučaju cilja, mogu koristiti već definisane ili zadavati nove početne vrednosti parametara koji karakterišu kretanje rakete (slika 7).



Sl. 5 – Struktura glavnog programa



Sl. 6 – Prozor za unos početnih parametara cilja



Sl. 7 – Prozor za unos početnih parametara rakete

U potprogramu RAKETA zadate su geometrijske karakteristike rakete, tabele promene mase, centra mase, momenata inercije i sile potiska sa vremenom, kao i tabele promene derivata koeficijenata aerodinamičkih sila i momenata u funkciji Mahovog broja.

Funkcija ODE 45 je sistemska funkcija koja služi za rešavanje sistema diferencijalnih jednačina metodom Runge-Kutta. Sistem diferencijalnih jednačina definiše se u potprogramu DIFJED, koji poziva odgovarajuće potprograme u kojima se definišu komponente vektora stanja, tj. desne strane diferencijalnih jednačina opisanih u prethodnom delu teksta. U potprogramu DIFJED ispituje se da li je rastojanje između rakete i cilja manje od zadate vrednosti (po programu je postavljeno na 30 m) i da li je greška praćenja veća od zadate (u programu iznosi 1 stepen). Ako je ispunjen bilo koji od ova dva uslova prekida se simulacija. Na kraju se crtaju grafici svih promenljivih stanja sistema.

Rezultati simulacije

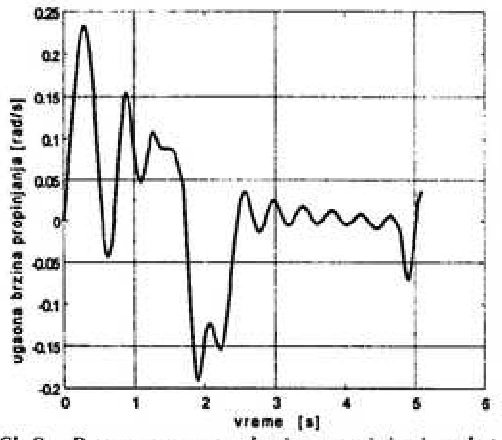
Zadati početni uslovi za kretanje cilja su:

– brzina 250 m/s,
– ugao nagiba vektora brzine 180°,
– položaj centra mase na *h* osi 2000 m,
– položaj centra mase na *z* osi 2000 m.

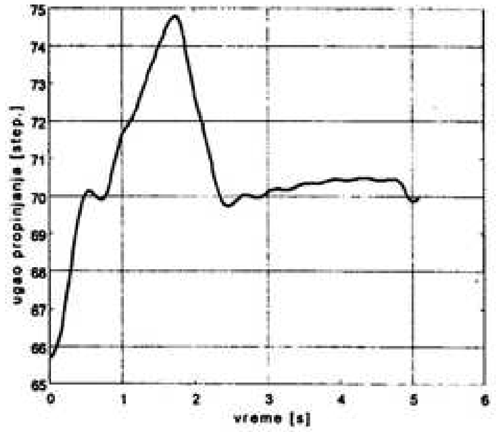
Početni podaci za kretanje rakete su:

– brzina 100 m/s,
– ugao propinjanja 45°,
– položaj centra mase na *x* osi 0 m,
– položaj centra mase na *z* osi 0 m.

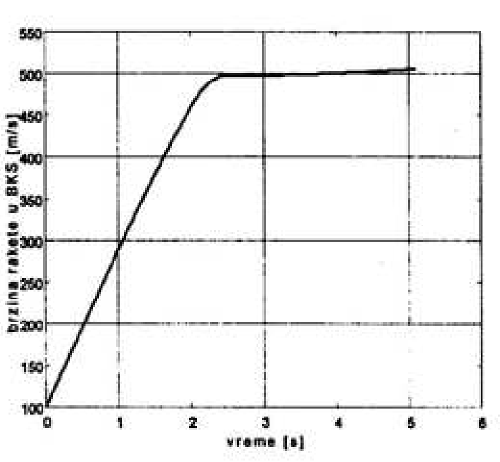
Usvajajući navedene početne podatke, glavni program crta karakteristične grafike vezane za kretanje rakete, od kojih su neki prikazani na slikama 8, 9, 10 i 11.



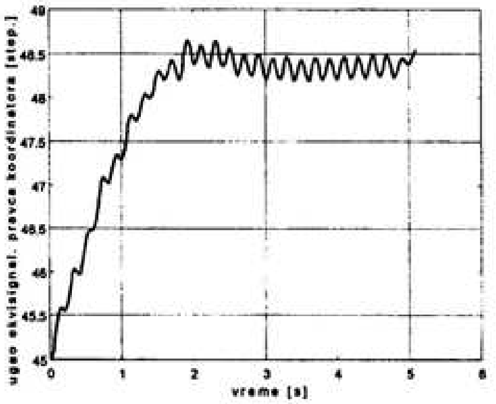
Sl. 8 – Promena ugaone brzine propinjanja rakete



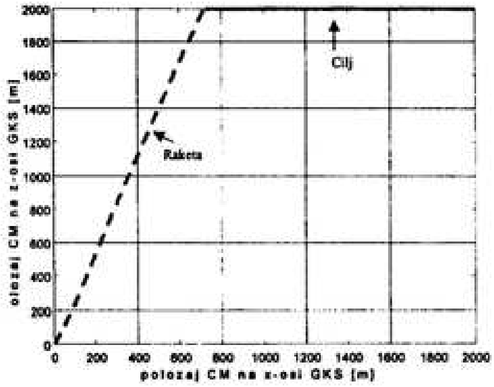
Sl. 9 – Promena ugla propinjanja rakete



Sl. 10 – Brzina rakete u BKS-u



Sl. 11 – Ugao ekvisignalnog pravca koordinatora



Sl. 12 – Trajektorije leta rakete i cilja

Simulacija je prekinuta u 5,1 sekundi, jer je rastojanje između rakete i cilja postalo manje od 30 m. Trajektorije leta rakete i cilja prikazane su na slici 12, pri čemu tanja linija predstavlja trajektoriju rakete, a punija trajektoriju cilja.

Zaključak

Sistemi vođenja i upravljanja raketa uopšte, uključujući i sisteme samovođenja kao njihov poseban oblik, složeni su sistemi koji zahtevaju primenu znanja iz više oblasti, kako bi se na precizan način mogli formirati što realniji matematički modeli svih strukturnih elemenata. Na osnovu matematičkog modela moguće je formirati računarski model pomoću kojeg se vrši analiza dinamičkog ponašanja sistema. Programski jezik MATLAB pokazao se kao vrlo pogodan računarski alat za simulaciju ovih sistema.

U ovom radu predstavljeno je programsko rešenje za modelovanje sistema samovođenja, zasnovano na modularnom principu, što omogućava lakšu kontrolu eventualnih grešaka i olakšava nadogradnju sa novim komponentama, npr. drugi tip koordinatora. Dodatna prednost ovog pristupa u odnosu na programska rešenja, zasnovana na klasičnim programskim jezicima, jeste jednostavno kreiranje grafičkog korisničkog interfejsa.

Literatura:

[1] Deskovski, S.: Sistemi samovođenja, skripta, VVTŠ KoV JNA, Zagreb, 1991.

[2] Garnel, P.; East, D. J.: Guided Weapon Control Systems, Pergamon Press, 1977.

[3] Skolnik, M.: Radar Handbook, Artech House, Norwood, 1990.