

Generisanje trajektorija borbenog aviona

Dr Nenad Dodić, dipl.inž.¹⁾

Generisanje trajektorija manevrišućeg borbenog aviona od velikog je značaja za istraživanje savremenih postupaka praćenja i gađanja cilja sredstvima PVO, kao i proveru taktika odbrane od napada savremenih letelica korišćenjem računarske simulacije. Opisana su dva postupka generisanja trajektorija. Prvi postupak zasniva se na računarskoj simulaciji leta borbenog aviona u realnom vremenu. Drugi je novi postupak sastavljanja trajektorija od niza fragmenata koji odgovaraju različitim režimima leta. Predstavljena su odgovarajuća softverska rešenja, ilustrovana primerima.

Ključne reči: Generisanje trajektorija, borbeni avion, simulacija leta, režimi leta, protivvazдушna odbrana.

Uvod

KRETANJE borbenog aviona pri napadu na cilj na zemlji je složen proces, koji je, u opštem slučaju, ograničen jedino tehničkim mogućnostima aviona i sposobnošću pilota. Sa stanovišta protivvazdušne odbrane (PVO), to je proces koji se ne može sa potpunom izvesnošću predvideti, jer njime upravlja pilot u skladu sa sopstvenom taktikom i procenom borbene situacije. U dosadašnjoj praksi, pri analizama efikasnosti sistema PVO, po pravilu se pretpostavljao pravolinijski horizontalni let cilja konstantnom brzinom. Pri ovakvom režimu kretanja, letelice su najviše ugrožene. Stoga je jasno je da će protivnik, u zoni vatrenog dejstva oruđa bliske PVO, koristiti ovaj način kretanja samo kada je to zaista neophodno za dejstvo po ciljevima na zemlji. U tom slučaju će rezultati analiza efikasnosti važiti samo u vrlo ograničenim vremenskim intervalima. Situacija je povoljnija pri analizama dejstva sistema PVO srednjeg i velikog dometa, jer letelice, napadača, zbog ograničene količine goriva i što bržeg dolaska u zonu napada, veći deo puta prelaze krećući se pravolinijski konstantnom brzinom.

S obzirom da je navedeni način kretanja letelice potpuno određen njenim koordinatama u proizvoljnom trenutku i pravcem i brzinom kretanja koji su konstantni, generisanje odgovarajuće trajektorije je trivijalno. Znatno veći problem je generisati trajektoriju letelice koja manevriše, zbog složene dinamike njenog kretanja, kao i složenog upravljanja kretanjem. Sa stanovišta dejstva PVO, najsloženije kretanje ima borbeni avion, ne samo zbog svojih manevarskih mogućnosti, već i zbog nepredvidljivosti upravljačkog dejstva pilota. Pored toga, borbeni avion predstavlja i najozbiljniju pretnju iz vazduha, u uslovima konvencionalnog ratovanja. Zbog toga je od izuzetnog značaja da se ispita efikasnost dejstva PVO (posebno bliske PVO) na manevrišuće borbene avione, a naročito efikasnost praćenja i gađanja, s obzirom da su to najdelikatniji i verovatno najvažniji procesi u sistemima PVO.

Zbog svoje složenosti, ovakve analize se vrše korišćenjem računarske simulacije. Da bi se ona obavila, neophod-

no je generisati različite trajektorije leta borbenog aviona koje obuhvataju klasične, ali i sve druge izvodljive manevre napada cilja na zemlji. U nastavku će biti opisana dva moguća rešenja generisanja ovih trajektorija. Prvo rešenje je simulacija leta aviona, korišćenjem dobro poznatih diferencijalnih jednačina leta. Drugo rešenje predstavlja novinu: uvode se pretpostavke o karakterističnim režimima leta aviona i trajektorija se formira spajanjem fragmenata koji odgovaraju tim režimima.

Pre nego što se pristupi generisanju trajektorija, potrebno je definisati formu trajektorije, pogodnu za korišćenje tokom istraživanja postupaka zahvata, praćenja i gađanja cilja, kao i drugih postupaka koji se obavljaju u sistemima PVO. Po pravilu, prati se i gađa sam centar cilja, pa je za većinu analiza dovoljno razmatrati kretanje centra letelice u odnosu na zemlju. Trajektorija kretanja centra cilja predstavlja vremenski niz (sekvencu) vektora, čiji su elementi veličine koje određuju to kretanje. Usvaja se sledeći vektor:

$$\mathbf{x} = (x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \ddot{x} \ \ddot{y} \ \ddot{z})^T = (\mathbf{r}^T \ \dot{\mathbf{r}}^T \ \ddot{\mathbf{r}}^T)^T \quad (1)$$

Koordinate centra cilja u pravougloj inercijalnom koordinatnom sistemu su označene sa x , y , z . Veličine \mathbf{r} , $\dot{\mathbf{r}}$ i $\ddot{\mathbf{r}}$ su vektori položaja, brzine i ubrzanja:

$$\mathbf{r} = (x \ y \ z)^T \quad (2)$$

$$\dot{\mathbf{r}} = (\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z})^T \quad (3)$$

$$\ddot{\mathbf{r}} = (\ddot{x} \ \ddot{y} \ \ddot{z})^T \quad (4)$$

"T" označava transpoziciju - pretvaranje matrice-vrste u vektor (matricu kolonu) ili obrnuto. Na osnovu vektora \mathbf{x} , koji se uslovno može nazvati *vektor stanja cilja*, mogu se pogodnim postupcima, tačno ili približno, odrediti i druge potrebne veličine, kao što su kurs (pravac) leta ili treći izvodi koordinata. Trajektorija se generiše u sledećem obliku:

¹⁾ Vojnotehnički institut VJ, 11000 Beograd, Katanićeva 15

$$\{\mathbf{x}(t), t = 0, \Delta t, \dots, t_k\} = \{\mathbf{x}(0), \mathbf{x}(\Delta t), \dots, \mathbf{x}(T\Delta t)\} \quad (5)$$

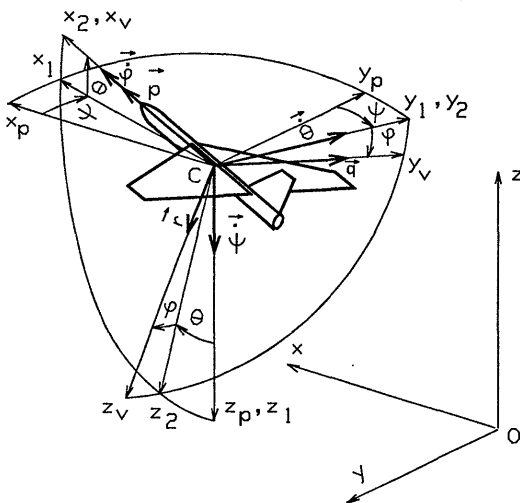
gde su: Δt - konstantan interval vremena a $t_k = T\Delta t$ - trajanje trajektorije.

Generisanje trajektorije simulacijom leta aviona

Simulacijom leta smatra se postupak rešavanja sistema diferencijalnih jednačina kretanja aviona, za zadato upravljanje avionom. Kada se delovanje pilota simulira ili se vrši automatsko upravljanje letom, željena putanja letelice mora se unapred definisati i sintetizovati odgovarajući zakon upravljanja [1]. Ako upravljanje vrši (zadaje) operator, simulacija se mora odvijati u realnom vremenu i mora da obezbedi pregledan prikaz svih veličina, bitnih za ručno upravljanje letelicom. Jedno ovakvo rešenje simulacije leta prikazaće se u nastavku rada.

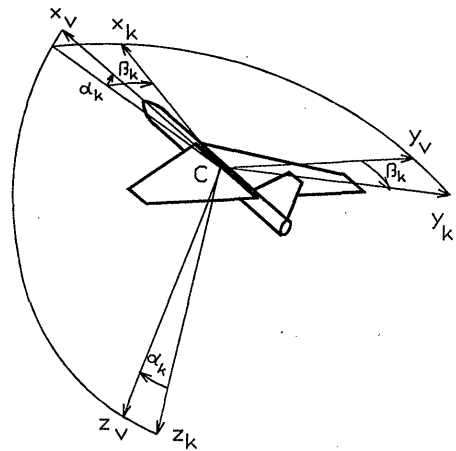
Za definisanje i izvođenje matematičkog modela kretanja aviona, koristi se nekoliko pravouglavih desnih koordinatnih sistema (slike 1 i 2):

- Inercijalni koordinatni sistem ($0xyz$) - x -osa može biti proizvoljno orijentisana (najčešće je usmerena prema severu), a z -osa je usmerena vertikalno naviše.
- Pokretni koordinatni sistem ($Cx_p y_p z_p$) - vezan je za letelicu, koordinatni početak je u centru mase letelice, ose su paralelne osama inercijalnog koordinatnog sistema, s tim što Cx_p ima smer Ox , a Cy_p i Cz_p imaju smerove suprotne smerovima Oy i Oz .
- Vezani koordinatni sistem ($Cx_v y_v z_v$) - vezan je za letelicu, koordinatni početak je u centru mase letelice, x_v -osa je uzdužna osa aviona, usmerena u pravcu nosa letelice, z_v -osa je u ravni simetrije letelice, usmerena prema dnu letelice. Ovaj koordinatni sistem se dobija rotacijom nepokretnog koordinatnog sistema oko ose x_p za ugao skretanja ψ , a zatim rotacijom tako dobijenog koordinatnog sistema oko ose y_1 za ugao nagiba θ i na kraju, rotacijom oko ose x_2 za ugao valjanja ϕ letelice (sl.1).



Slika 1. Inercijalni, pokretni i vezani koordinatni sistem

- Brzinski (kinematski) koordinatni sistem ($Cx_k y_k z_k$) - nastao rotacijom vezanog koordinatnog sistema oko y_v -ose za vrednost napadnog ugla α_k , a zatim rotiranjem oko z_k -ose za vrednost ugla klizanja β_k letelice. Osa Cx_k je usmerena u pravcu kretanja letelice (sl.2).



Slika 2. Vezani i brzinski koordinatni sistem

Inercijalni koordinatni sistem je referentan za generisanje trajektorije. Pokretni koordinatni sistem je pomoćno sredstvo za transformaciju koordinata. Vezani koordinatni sistem je pogodan za postavljanje jednačina ravnoteže momenata koji deluju na avion, jer su momenti inercije oko osa ovog sistema konstantni. Brzinski koordinatni sistem je pogodan za postavljanje jednačina ravnoteže sila, jer potisna sila i sila čeonog otpora deluju duž ose Cx_k , a sila uzgona duž ose Cy_k .

Sistem diferencijalnih jednačina koji u potpunosti definiše let aviona, dat u formi vektorske diferencijalne jednačine, glasi:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \quad (6)$$

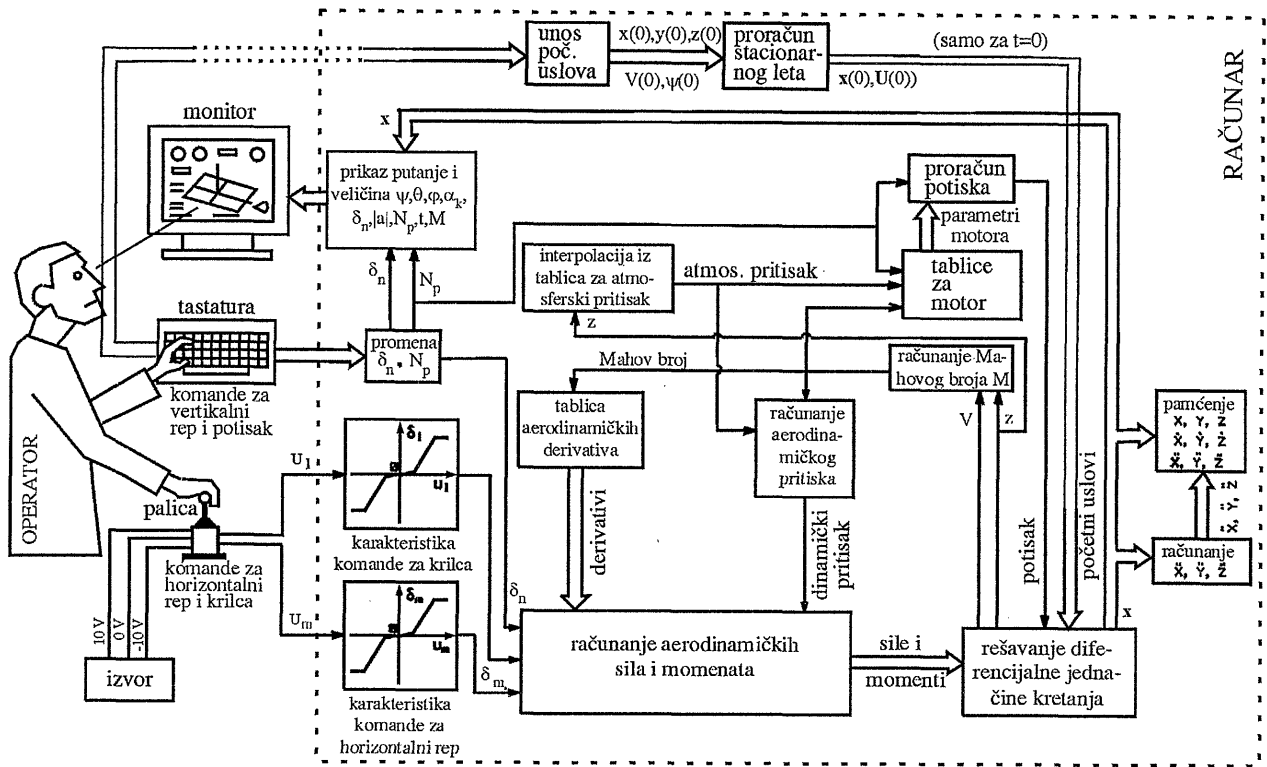
gde su

$$\mathbf{X} = (\alpha_k, \beta_k, V, p, q, r, \psi, \theta, \phi, x, y, z)^T \quad (7)$$

$$\mathbf{U} = (\delta_l, \delta_m, \delta_n, N_p)^T \quad (8)$$

V je brzina, p, q, r su ugaone brzine letelice oko osa vezanog koordinatnog sistema, δ_l je ugao krilaca, δ_m i δ_n su uglovi horizontalnog i vertikalnog repa, a N_p je broj obrtaja motora. Relacije koje opisuju dinamiku leta aviona, na osnovu kojih je formirana jednačina (6), date su u [2,3]. Vektorska nelinearna funkcija $\mathbf{f}(\mathbf{X}, \mathbf{U})$ sadrži koeficijente (tzv. derivative), koji zavise od Mahovog broja (odnos brzine aviona i brzine zvuka) i visine leta i obično se daju u obliku tablica. Oni su specifični za svaki tip aviona i tip pogonskog motora. Zato ih treba smatrati ulaznim parametrima postupka simulacije, ako se želi projektovati simulator koji generiše trajektorije različitih tipova borbenih aviona.

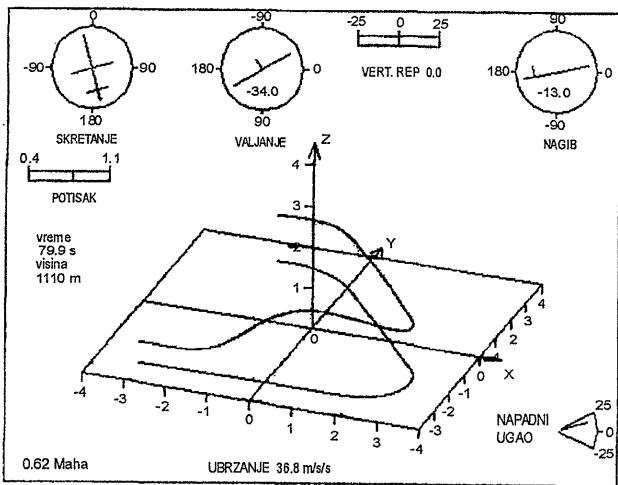
Autor je izradio program LET za računare Hewlett-Packard, serija 200 i 300. Program simulira let borbenog aviona u realnom vremenu, tako što operator upravlja avionom zadajući komande δ_l i δ_m , posredstvom analogne komandne palice i δ_n, N_p , posredstvom tastature - sl.3. Da bi operator patio dejstvo upravljanja, na monitoru se grafički i brojčano prikazuju: ugao vertikalnog repa, broj obrtaja motora, uglovi prostorne orijentacije aviona, napadni ugao, visina, Mahov broj i vreme. Takođe se u realnom vremenu crta trodimenzionalni dijagram ostvarene putanje i njene projekcije na horizontalnu ravan - sl.4. Po želji se može uključiti i dijagramski prikaz intenziteta ubrzanja, kako bi operator imao trenutni uvid u finoću upravljanja, što je korisno s obzirom da je njegovo radno mesto nepomično, pa



Slika 3. Funkcionalna šema simulatora leta borbenog aviona

fizički ne oseća ubrzanje letelice. Program LET je napisan na programskom jeziku PASCAL, za operativni sistem PASCAL WORKSTATION. Izlaz programa je fajl sa trajektorijom, generisanom u obliku (5).

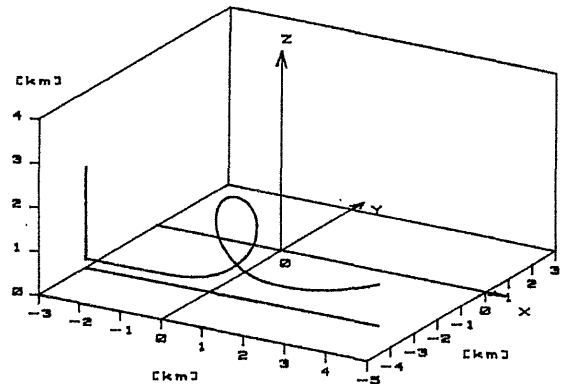
trapeznog pravila [5], što predstavlja kompromis između jednostavnosti i tačnosti. Korak integraljenja treba da bude $\Delta t \leq 0,05$ s, što obezbeđuje zadovoljavajuću tačnost integraljenja.



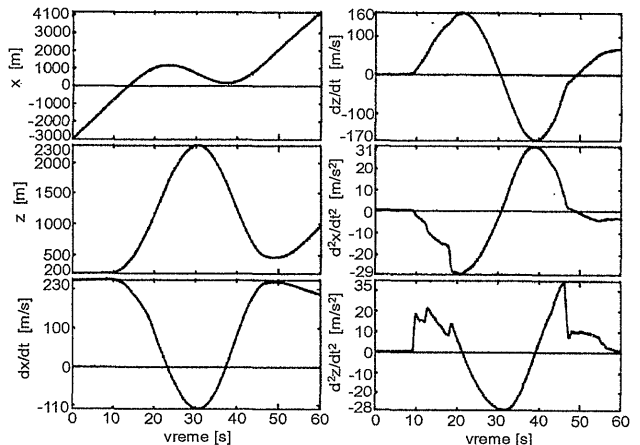
Slika 4. Prikaz na monitoru

Simulacija počinje kao horizontalni stacionarni let zadržanom brzinom, po zadržanom kursu i na zadržanoj visini. Ovakav let traje sve dok operator, davanjem odgovarajućih komandi, ne promeni način kretanja simuliranog aviona. Na sl.5 je prikazana putanja za manevar tipa petlje i njene projekcije na ravni Oxy i Oyz. Petlja je generisana opisanim simulatorom leta. Na sl.6 su prikazane odgovarajuće x i z komponente vektora položaja, brzine i ubrzanja.

Vektorska diferencijalna jednačina leta može se rešavati nekom od brojnih numeričkih metoda, npr. metodom Runge-Kutta, koja je jedna od najtačnijih ili primenom konačnih razlika [4], što je najjednostavnije. U programu LET integraljenje (rešavanje) jednačina je vršeno korišćenjem



Slika 5. Petlja generisana programom LET



Slika 6. Koordinate i komponente brzine i ubrzanja - petlja

Generisanje trajektorije aviona sastavljanjem niza fragmenata

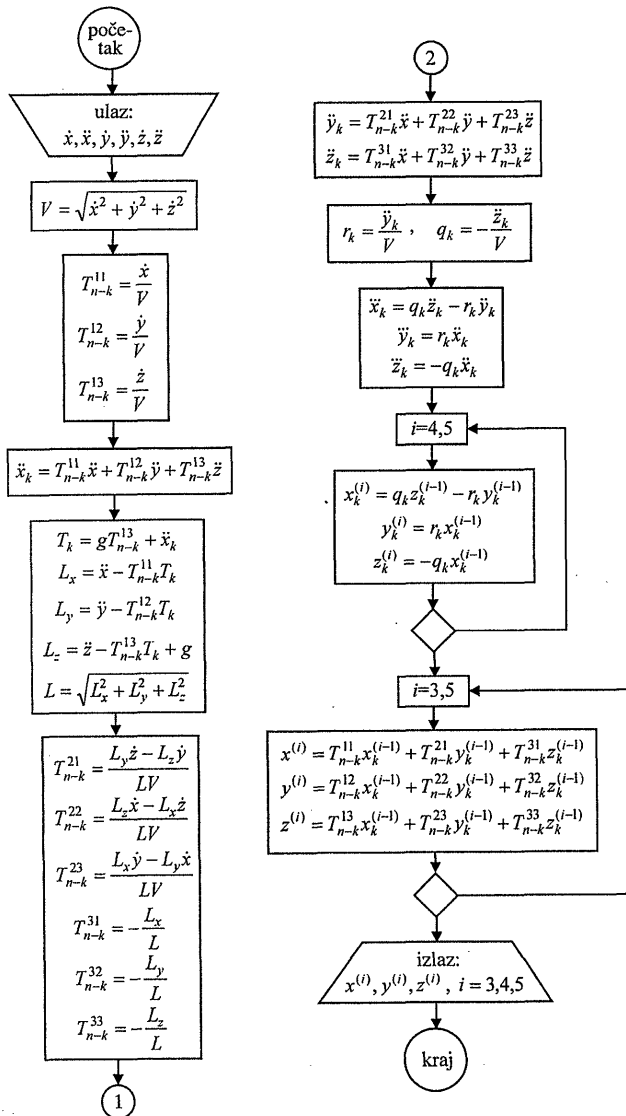
Mogu se pretpostaviti sledeći režimi leta aviona (cilja):

- režim pravolinijskog leta konstantnom brzinom,
- režim leta konstantnim vektorom ubrzanja,
- režim koordinisanog zaokreta i
- režim neustaljenog leta (prelazni režim).

Prvi režim karakteriše konstantnost vektora brzine ($\dot{\mathbf{r}} = \text{cons}$), a drugi konstantnost vektora ubrzanja ($\ddot{\mathbf{r}} = \text{cons}$). Koordinisani zaokret je manevar u ravni, takav da su razlika sile potiska i otpora, sila uzgona i ugao valjanja (φ) i ugao klizanja (β_k) konstantni. Ravan manevara može biti horizontalna, kosa ili vertikalna. Za ovaj manevar je karakteristično da su treći i viši izvodi vektora položaja centra cilja aviona funkcije jedino vektora brzine i ubrzanja:

$$\mathbf{r}^{(i)} = \mathbf{f}_i(\dot{\mathbf{r}}, \ddot{\mathbf{r}}), \quad i = 3, 4, 5, \dots \quad (9)$$

Relacije, koje u potpunosti definišu veze (9), date su u [6]. Na sl.7 je prikazan algoritam za izračunavanje ovih izvoda, kada su date komponente vektora položaja i brzine aviona (cilja)



Slika 7. Izračunavanje trećih i viših izvoda koordinata cilja koji vrši koordinisani zaokret

Prva tri navedena režima leta su ustaljeni režimi leta - ako je poznato stanje cilja $\mathbf{x}(t_0)$ u bilo kom trenutku t_0 , može se rekonstruisati deo trajektorije koji odgovara posmatranom ustaljenom režimu leta, bez korišćenja dodatnih informacija. Neustaljeni režim leta je onaj pri kome se tangencijalna i/ili normalna komponenta vektora ubrzanja značajno menjaju tokom vremena. Da bi se rekonstruisalo neustaljeno kretanje cilja, pored $\mathbf{x}(t_0)$, potrebno je poznavati zakon promene vektora ubrzanja cilja.

Jasno je da četiri navedena režima leta obuhvataju sve moguće slučajeve leta cilja. To znači da se bilo koja trajektorija kretanja cilja (aviona) može smatrati nizom fragmenata određenog trajanja, kojima odgovara neki od četiri data režima leta.

Delovi (fragmenti) trajektorije, koji odgovaraju ustaljenim režimima leta, mogu se generisati korišćenjem sledećih rekurentnih relacija:

- pravolinijski let konstantnom brzinom:

$$\ddot{\mathbf{r}}((k+1)\Delta t) = 0 \quad (10)$$

$$\dot{\mathbf{r}}((k+1)\Delta t) = \dot{\mathbf{r}}(k\Delta t) \quad (11)$$

$$\mathbf{r}((k+1)\Delta t) = \mathbf{r}(k\Delta t) + \Delta t \dot{\mathbf{r}}(k\Delta t) \quad (12)$$

- let konstantnim vektorom ubrzanja:

$$\ddot{\mathbf{r}}((k+1)\Delta t) = \ddot{\mathbf{r}}(k\Delta t) \quad (13)$$

$$\dot{\mathbf{r}}((k+1)\Delta t) = \dot{\mathbf{r}}(k\Delta t) + \Delta t \ddot{\mathbf{r}}(k\Delta t) \quad (14)$$

$$\mathbf{r}((k+1)\Delta t) = \mathbf{r}(k\Delta t) + \Delta t \dot{\mathbf{r}}(k\Delta t) + \Delta t^2 \ddot{\mathbf{r}}(k\Delta t) / 2 \quad (15)$$

- koordinisani zaokret:

$$\ddot{\mathbf{r}}((k+1)\Delta t) = \ddot{\mathbf{r}}(k\Delta t) + \Delta t \mathbf{r}^{(3)}(k\Delta t) + \Delta t^2 \mathbf{r}^{(4)}(k\Delta t) / 2 + \Delta t^3 \mathbf{r}^{(5)}(k\Delta t) / 6 \quad (16)$$

$$\dot{\mathbf{r}}((k+1)\Delta t) = \dot{\mathbf{r}}(k\Delta t) + \Delta t \ddot{\mathbf{r}}(k\Delta t) + \Delta t^2 \mathbf{r}^{(3)}(k\Delta t) / 2 + \Delta t^3 \mathbf{r}^{(4)}(k\Delta t) / 6 + \Delta t^4 \mathbf{r}^{(5)}(k\Delta t) / 24 \quad (17)$$

$$\mathbf{r}((k+1)\Delta t) = \mathbf{r}(k\Delta t) + \Delta t \dot{\mathbf{r}}(k\Delta t) + \Delta t^2 \ddot{\mathbf{r}}(k\Delta t) / 2 + \Delta t^3 \mathbf{r}^{(3)}(k\Delta t) / 6 + \Delta t^4 \mathbf{r}^{(4)}(k\Delta t) / 24 + \Delta t^5 \mathbf{r}^{(5)}(k\Delta t) / 120 \quad (18)$$

Δt je korak vremena, koji je obično konstantan.

Komponente vektora $\mathbf{r}^{(i)}(k\Delta t)$, $i=3,4,5$ se izračunavaju na osnovu $\dot{\mathbf{r}}(k\Delta t)$, $\ddot{\mathbf{r}}(k\Delta t)$, korišćenjem algoritma prikazanog na sl.7. Relacije (16-18) predstavljaju Tejlrove polinome. U njih se mogu uključiti i izvodi vektora položaja viši od petog, radi povećanja tačnosti, što nije neophodno, jer prvih pet izvoda obezbeđuju sasvim prihvatljivu tačnost (greške koordinata posle 10 sekundi zaokreta manje su od 2 m, za $\Delta t=0,04$ s). Očigledno, da bi se generisao fragment koji odgovara bilo kojem ustaljenom režimu leta, dovoljno je poznavati početno stanje cilja (1).

Fragmente neustaljenog leta treba generisati tako da predstavljaju lak prelaz s jednog ustaljenog režima na drugi. Ovo se može ostvariti tako što će se normalno (a_n) i tangencijalno ubrzanje (a_T) menjati kao sinusne funkcije vremena, takve da su im izvodi u početnom i krajnjem trenutku neustaljenog režima jednaki nuli:

$$a_n(k\Delta t) = a_n(k_1\Delta t) + \frac{1}{2}[a_n(k_2\Delta t) - a_n(k_1\Delta t)]c(k\Delta t) \quad (19)$$

$$a_T(k\Delta t) = a_T(k_1\Delta t) + \frac{1}{2}[a_T(k_2\Delta t) - a_T(k_1\Delta t)]c(k\Delta t) \quad (20)$$

gde je:

$$c(k\Delta t) = 1 + \sin\left(\pi \frac{k - k_1}{k_2 - k_1} - \frac{\pi}{2}\right) \quad (21)$$

$k_1\Delta t$ je početni, a $k_2\Delta t$ krajnji trenutak neustaljenog režima. Da bi se obezbedila mogućnost promene ugla ravni u kojoj se koordinisani zaokret vrši, definiše se ugao oskulatorne ravni (ravni kojoj pripadaju vektori normalnog i tangencijalnog ubrzanja) Φ , kao ugao između horizontalne prave normalne na vektor brzine i vektora normalnog ubrzanja. Tokom neustaljenog režima, ovaj ugao se menja po zakonu:

$$\Phi(k\Delta t) = \Phi(k_1\Delta t) + \frac{1}{2}[\Phi(k_2\Delta t) - \Phi(k_1\Delta t)]c(k\Delta t) \quad (22)$$

Transformacija (a_n , a_T) u (\ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z}) vrši se korišćenjem sledećih relacija:

$$\ddot{x} = T_{n-m}^{11}a_T + T_{n-m}^{21}a_N \quad (23)$$

$$\ddot{y} = T_{n-m}^{12}a_T + T_{n-m}^{22}a_N \quad (24)$$

$$\ddot{z} = T_{n-m}^{13}a_T + T_{n-m}^{23}a_N \quad (25)$$

gde su:

$$T_{n-m}^{23} = -\frac{V_{xy}}{V} \cos \Phi, \quad V_{xy} = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}, \quad T_{n-m}^{13} = \frac{\dot{z}}{V} \quad (26)$$

$$T_{n-m}^{21} = \frac{\dot{x}}{V} \frac{\dot{z}}{V_{xy}} \cos \Phi + \frac{\dot{y}}{V_{xy}} \sin \Phi \quad (27)$$

$$T_{n-m}^{22} = \frac{\dot{y}}{V} \frac{\dot{z}}{V_{xy}} \cos \Phi - \frac{\dot{x}}{V_{xy}} \sin \Phi \quad (28)$$

$$T_{n-m}^{23} = -\frac{V_{xy}}{V} \cos \Phi \quad (29)$$

$$V_{xy} = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2} \quad (30)$$

Transformacija (\ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z}) u (a_n , a_T , Φ), radi određivanja početnih uslova za neustaljeni režim, vrši se korišćenjem sledećih relacija:

$$\Phi = \arctan \frac{-T_{n-k}^{23}}{T_{n-k}^{33}} - \arctan \frac{\ddot{z}_k}{\ddot{y}_k} \quad (31)$$

$$a_T = \ddot{x}_k, \quad a_N = \sqrt{\ddot{y}_k^2 + \ddot{z}_k^2} \quad (32)$$

Komponente ubrzanja u brzinskom koordinatnom sistemu \ddot{x}_k , \ddot{y}_k , \ddot{z}_k , kao i T_{n-k}^{23} , T_{n-k}^{33} , sračunavaju se za ustaljene

režime leta po algoritmu na sl.7. Da bi se generisao fragment trajektorije koji odgovara neustaljenom režimu leta na intervalu ($k_1\Delta t$, a $k_2\Delta t$), potrebno je poznavati početno stanje $x(k_1\Delta t)$ (1) i zadati krajnje vrednosti $a_n(k_2\Delta t)$, $a_T(k_2\Delta t)$, $\Phi(k_2\Delta t)$. Postupak generisanja je sledeći: Na osnovu početnog stanja $x(k_1\Delta t)$, korišćenjem (31,32) i algoritma na sl.7, izračunaju se $a_n(k_1\Delta t)$, $a_T(k_1\Delta t)$ i $\Phi(k_1\Delta t)$. Zatim se računaju (19,20,22), a onda (23-25) i (14,15), za $k = k_1, k_1+1, \dots, k_2$. Ovim postupkom se ne mogu precizno aproksimirati svi mogući oblici neustaljenog leta. To je moguće jedino generisanjem odgovarajućeg upravljanja U (8) i rešavanjem (6). Međutim, primenom (19,20,22), moguće je jednostavno povezivanje dva ustaljena režima leta. Od niza fragmenta ustaljenog leta, povezanih fragmentima neustaljenog leta, mogu se sastaviti trajektorije koje odgovaraju mnogim oblicima napada aviona na cilj na zemlji.

Primer:

Trajektorija aviona koji prilazi cilju na zemlji, napada ga iz zaokreta, a zatim se izvlači iz napada, menjajući pravac kretanja, može se definisati kao niz fragmenata, na sledeći način:

Početni uslovi: $t = 0$ s, položaj $x(0) = -6784$ m, $y(0) = -1877$ m, $z(0) = 2300$ m, brzina $V(0) = 370$ m/s, kurs $\psi(0) = 370^\circ$, nagib $\theta(0) = 370^\circ$, komponente ubrzanja $a_n(0) = 0$ m/s², $a_T(0) = -10$ m/s².

Period odabiranja $\Delta t = 0,04$ s.

Fragment 1- konstantno ubrzanje - 10 m/s² u trajanju 7 s.

Fragment 2- neustaljeni let: trajanje 5 s, krajnje vrednosti $a_n(t_2) = 40$ m/s², $a_T(t_2) = 0$ m/s² i $\Phi(t_2) = 17^\circ$. Ovim fragmentom se prelazi sa pravolinijskog jednako ubrzanog kretanja na koordinisani zaokret.

Fragment 3 - koordinisani zaokret: trajanje 10 s.

Fragment 4 - neustaljeni let: trajanje 5 s, krajnje vrednosti $a_n(t_2) = 0$ m/s², $a_T(t_2) = 0$ m/s² i $\Phi(t_2) = 0^\circ$, $t_2 = 27$ s. Ovim fragmentom se prelazi sa koordinisanog zaokreta na pravolinijsko poniranje konstantnom brzinom.

Fragment 5 - pravolinijski let konstantnom brzinom: trajanje 7 s.

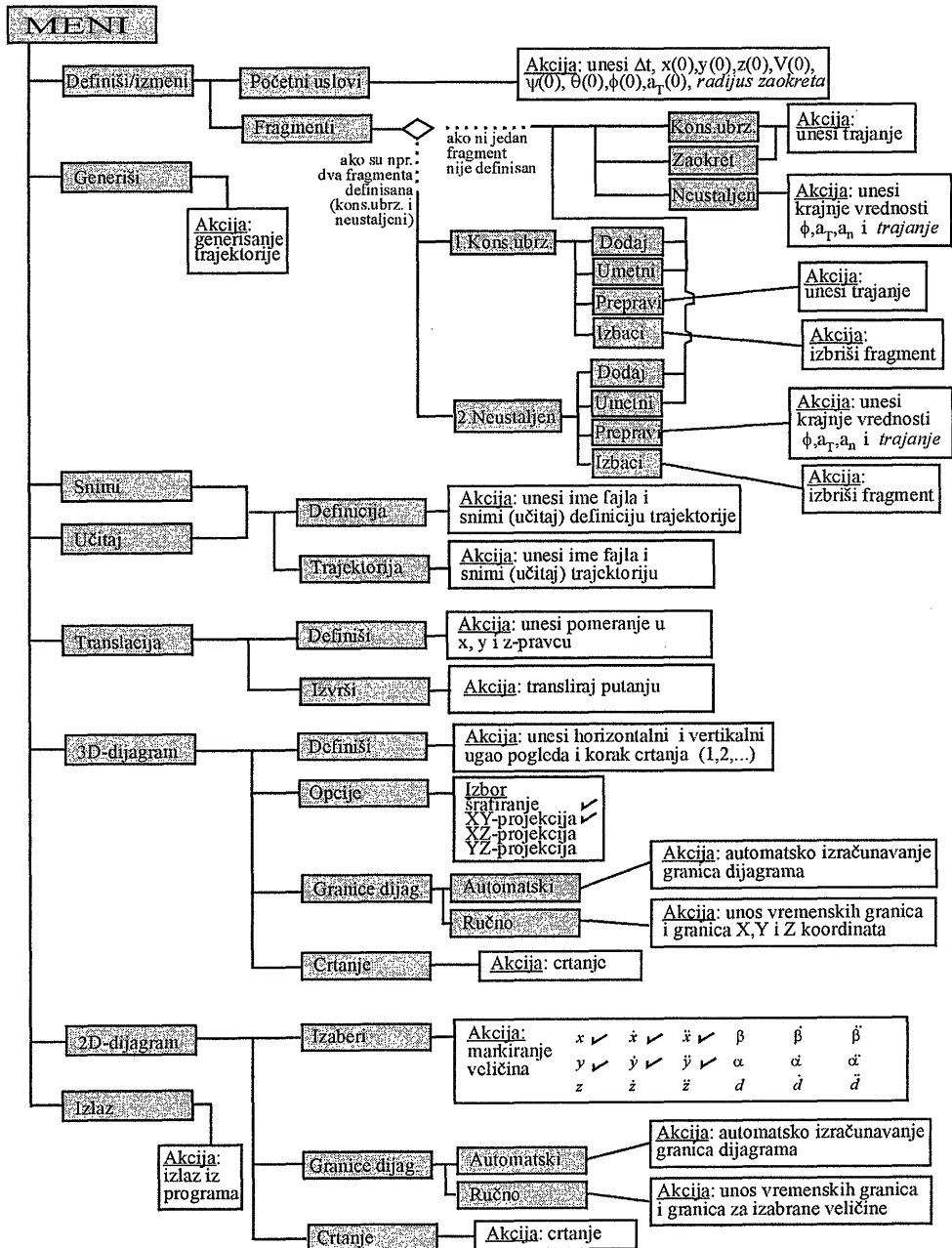
Fragment 6 - neustaljeni let: trajanje 5 s, krajnje vrednosti $a_n(t_2) = 45$ m/s², $a_T(t_2) = 4$ m/s² i $\Phi(t_2) = -50^\circ$, $t_2 = 39$ s. Ovim fragmentom se prelazi sa uniformnog kretanja na koordinisani zaokret u kosoj ravni (izvlačenje iz napada).

Fragment 7 - koordinisani zaokret: trajanje 10 s.

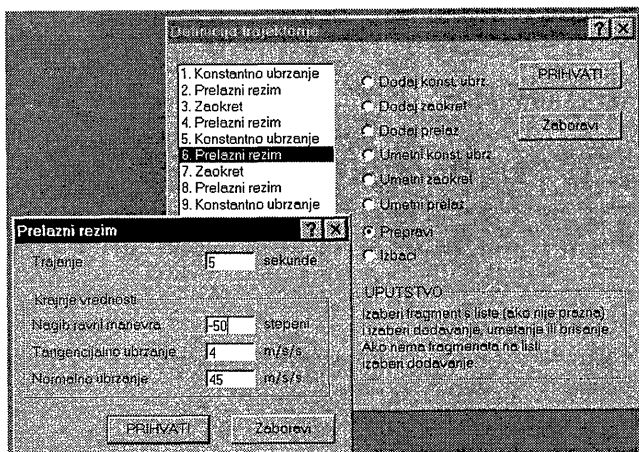
Fragment 8 - neustaljeni let: trajanje 5 s, krajnje vrednosti $a_n(t_2) = 0$ m/s², $a_T(t_2) = 0$ m/s² i $\Phi(t_2) = 0^\circ$, $t_2 = 52$ s.

Fragment 9 - pravolinijski let konstantnom brzinom: trajanje 8 s.

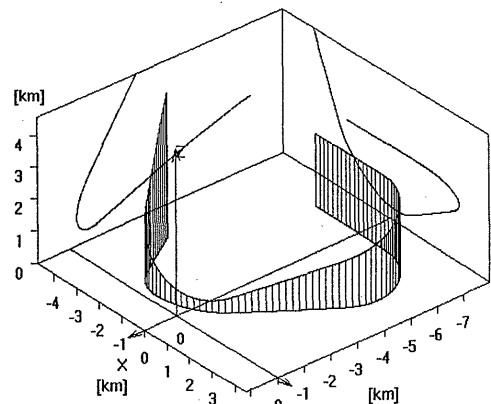
Autor je izradio program MANEVAR, kao 32-bitnu WINDOWS aplikaciju, za računare PC. Program omogućuje da se na opisani način definišu i generišu trajektorije cilja. Sl.8 prikazuje programski meni, sl.9 izgled dijaloga za definisanje fragmenata iz datog primera, sl.10 putanju aviona za dati primer i njene projekcije na koordinatne ravni a sl.11 programski prozor sa dijagramima komponenti brzine i ubrzanja generisane trajektorije. Izlaz programa je fajl sa trajektorijom u obliku (5) ili fajl sa vremenskim nizovima izabranih veličina (to mogu biti, na primer, sferne koordinate cilja i njihovi izvodi). Program MANEVAR pisan je na jeziku C++ i može da se izvršava pod operativnim sistemom WINDOWS, verzije 95, NT i 98.



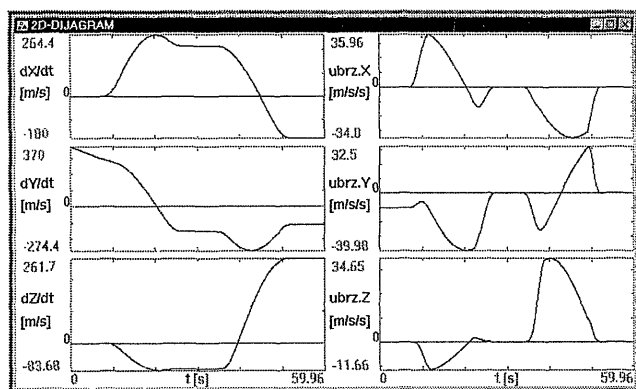
Slika 8. Meni program MANEVAR



Slika 9. Dijalog za definisanje fragmenata trajektorije



Slika 10. Putanja letelice generisana programom MANEVAR



Slika 11. Prikaz komponenti brzine i ubrzanja letelice u programu MANEVAR

Zaključak

Opisana su dva različita postupka generisanja trajektorije aviona, kao cilja na koji dejstvuju oruđa PVO. Prvi postupak, simulacija leta borbenog aviona, verno odslikava odziv aviona na upravljanje koje vrši operator i omogućuje verodostojno generisanje trajektorija aviona. Nedostaci ovog postupka su što zahteva veliku uvežbanost operatora, tim pre što se uslovi upravljanja simuliranom letelicom razlikuju od uslova koji postoje u stvarnoj letelici i što zahteva opremanje računara dodatnim hardverom (palica, stabilan

izvor napajanja, analogno-digitalni konvertori). Drugi postupak, sastavljanje trajektorije od karakterističnih fragmenata, je jednostavan za korišćenje, ne zahteva posebnu obuku i uvežbanost operatora, niti posebne dodatke računaru.

Opisani računarski programi, mogu se uspešno upotrebiti za generisanje većeg broja trajektorija, karakterističnih za napad aviona na cilj na zemlji. Generisane trajektorije se mogu koristiti za proveru različitih rešenja sistema i pod sistema PVO, primenom računarske simulacije.

Literatura

- [1] STOJIC, R. *Prilog sintezi dinamičkog upravljanja letom aviona*. doktorska disertacija. Tehnička vojna akademija, Beograd 1984.
- [2] VUKOBRATOVIĆ, M., CVETKOVIĆ, V., STOKIĆ, D. *Dinamika leta aviona*. knjiga u izdanju SSNO (tiraž 250 primeraka), Beograd 1980.
- [3] NENADOVIĆ, M. *Stabilnost i upravljivost letelica*. 1. deo, Mašinski fakultet, Beograd 1971.
- [4] DODIĆ, N. Savremeni pristup računarski podržanoj simulaciji servosistema. *Vojnotehnički glasnik*, 1999, vol.47, no.2, p.52-60.
- [5] DODIĆ, N. *Računarska simulacija leta borbenog aviona*. int. dok., VTI VJ, 1995.
- [6] DODIĆ, N. Praćenje manevrišućeg cilja u vazduhu na osnovu hipoteze o koordinisanom zaokretu. *Naučno-tehnički pregled*, 1997, vol. 47, no.4, p.9-15.

Rad primljen: 28.6.1999.god.