

PARTICULARITĂȚI ALE UNUI SISTEM DE COMANDĂ CU SERVOMOTOR DE C.C.

dr. ing. Octavian Grigore

Universitatea Politehnica București

Rezumat: Comanda sistemelor de poziționare cu ajutorul motoarelor pas cu pas și a servomotoarelor de curent continuu, pentru a obține o mișcare incrementală precisă este, încă, un subiect de actualitate [9]. De obicei, acesta a fost abordat doar la sisteme cu dinamică lentă, care nu sunt supuse la perturbații (acționarea mașinilor cu CN, a imprimantelor, plotterelor etc.). În această lucrare, se tratează subiectul menționat pentru sisteme de urmărire, înbarcate la bordul unei aeronave, deci, sisteme cu o dinamică rapidă și supuse continuu la diferite perturbații. Acestea se folosesc, în general, în probleme de urmărire a țintelor fixe și mobile și sunt, de obicei, acționate de sisteme de urmărire giroscopice, iar, în prezenta lucrare, a fost propusă acționarea lor cu ajutorul servomotoarelor de curent continuu.

Cuvinte cheie: chopper, sistem de poziționare, sistem de urmărire.

1. Introducere

Sistemul de comandă pentru un servomotor de c.c. este, practic, un sistem de acționare electrică, având în componență motorul electric (servomotorul de c.c.), obiectul acționat, transmisia și elementul de execuție (figura 1).

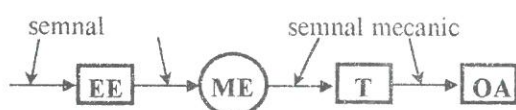


Figura 1. Schema bloc a unui sistem de acționare cu servomotor de c.c.

Motorul electric – ME – realizează transformarea puterii electrice în putere mecanică. Obiectul acționat – OA – este antrenat de ME și realizează anumite mișcări impuse. Transmisia – T – reprezintă legătura mecanică dintre ME și OA cu rolul de a realiza transferul de putere mecanică și, eventual, de a schimba parametrii acestei puteri (viteză unghiulară, cuplu).

Elementul de execuție – EE – are drept scop alimentarea cu energie electrică a ME și comanda funcționării acestuia în conformitate cu anumite cerințe. Pentru determinarea acesteia, este important să se țină seama de următoarele caracteristici:

- caracteristica viteză unghiulară – moment (cuplu) $\Omega = f(M)$, în regim staționar atât a motorului, cât și a obiectului acționat;
- gama de viteze de lucru necesară, definită ca fiind raportul dintre viteza unghiulară minimă și maximă;
- precizia de menținere a vitezei.

Comanda servomotoarelor de c.c. se face cu binecunoscutele Choppere – convertoare statice de c.c. – c.c. (figura 2), a căror proiectare este explicitată în [2], [4], [6], [7].

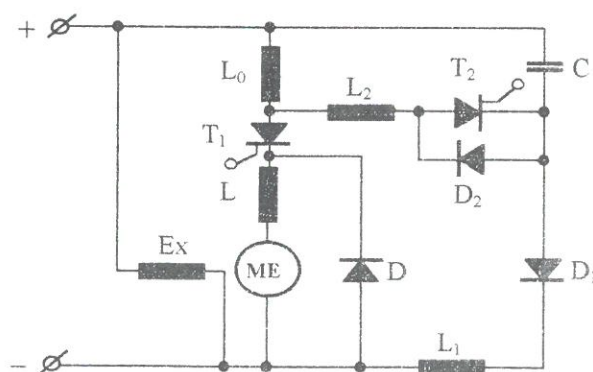


Figura 2. Schema electrică a unui chopper

În această lucrare, se dorește să se realizeze un sistem de urmărire acționat cu ajutorul unor servomotoare de c.c.

2. Comanda unui sistem de poziționare cu motor de c.c.

Caracteristic unui sistem de poziționare este faptul că distanța programată se obține prin realizarea unui profil de viteză impus, aria acestuia fiind egală cu distanța parcursă. Din acest considerent, majoritatea

schemelor de poziționare sunt, de fapt, sisteme de reglare automată a vitezei, având, în unele cazuri, o buclă de poziție pentru marcarea ciclului de poziționare.

Una din cele mai simple scheme de poziționare cu profil de viteză impus este arătat în figura 3 [5].

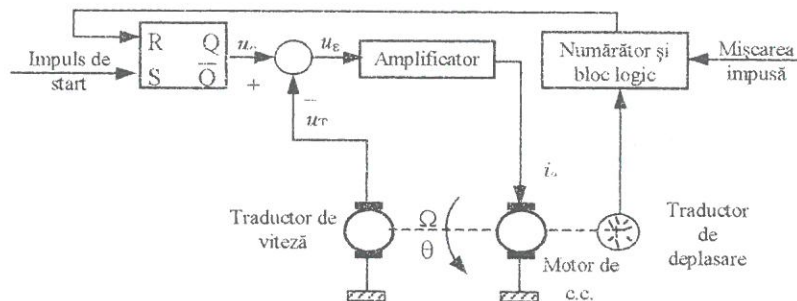


Figura 3. Schema de principiu a unui sistem de poziționare cu profil de viteză impus

Pentru a face analiza sistemului automat de poziționare, se pleacă de la ecuațiile regimului dinamic:

- motorul de c.c. cu sarcina mecanică:

$$\begin{aligned} u_a &= k_e \Omega + R_a i_a + L_a \frac{di_a}{dt} \\ M_e &= M_r + J \frac{d\Omega}{dt} + B\Omega \\ M_e &= k_m i_a; \end{aligned} \quad (1)$$

- amplificatorul:

$$u_a = k_A u_e; \quad (2)$$

- tahogeneratorul:

$$u_r = k_T \Omega. \quad (3)$$

În aceste ecuații, notațiile sunt: k_e – constanta t.e.m.; L_a – inductivitatea indusului; u_a – tensiunea pe indus; M_e – cuplul electromagnetic; B – coeficientul frecării vâscoase; k_A – factorul de amplificarea al amplificatorului (regulator P), k_T – gradientul de transfer al tahogeneratorului.

Modelul matematic obținut este liniar, deci, se pretează la studiul cu transformata Laplace. Efectuând transformările în ecuațiile de mai sus și ținând cont de faptul că, în sistemele de reglare a poziției, se folosesc motoare cu inerție redusă $L_a \approx 0$, se obține schema bloc a sistemului de reglare, reprezentată în figura 4 ($M_r = 0$) și funcția de transfer:

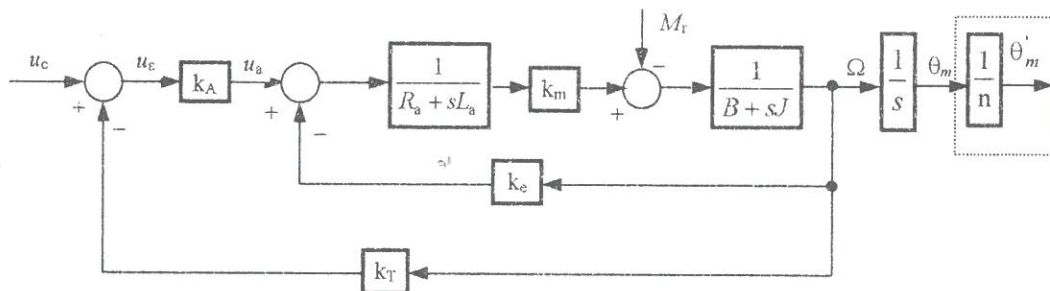


Figura 4. Schema bloc a sistemului de reglare automată a poziției

$$H(s) = \frac{\Omega(s)}{u_c(s)} = \frac{1}{s} \cdot \theta(s) = \frac{k_A \left(1 + \delta + \frac{k_A k_T}{k_e} \right)}{1 + s \frac{T_m k_e}{(1 + \delta) k_e + k_A k_T}}, \quad (4)$$

unde $\delta = \frac{R_a B}{k_e k_m}$ este factor de amortizare și $T_m = \frac{R_a J}{k_e k_m}$ constanta de timp mecanică a motorului de c.c.

De asemenea, se poate observa că:

- motorul de c.c. se comportă ca element inerțial de ordinul I, având un răspuns de tip exponențial;
- sistemul prezintă stabilitate absolută la orice factor de amplificare kA ;
- amortizarea introdusă de coeficientul frecării vâscoase B reduce atât constanta de timp a motorului, cât și factorul de amplificare global;
- factorul de amplificare kA reduce constanta de timp și mărește amplificarea globală, fapt care duce la extinderea benzii de trecere a sistemului și, deci, la obținerea unui răspuns mai rapid.

Sistemele de poziționare reprezintă, de fapt, o reglare discretă a poziției, deși ciclul de poziționare se supune unui sistem de reglare automată continuă a vitezei. Explicația constă în aceea că fiecare ciclu de poziționare constituie o cantitate bine determinată de mișcare, o deplasare incrementală denumită și pas. Reducerea erorii de poziționare se face prin reducerea constantei de timp mecanică (prin introducerea reacției negative de viteză), iar anularea acumulării erorilor de poziționare de la un ciclu la altul se face prin intersecția buclei de poziție.

3. Aplicație a acționării cu servomotor de c.c. – sistem de urmărire

Cu ajutorul specificațiilor din Capitolul precedent, se proiectează un sistem de urmărire a unei ținte – satelit. Acest sistem de urmărire este, de fapt, o platformă orientabilă, instalată la bordul unei aeronave – centru de supraveghere – care are sarcina de a asigura legăturile logistice între centrul de comandă și locul de interes (figura 5).

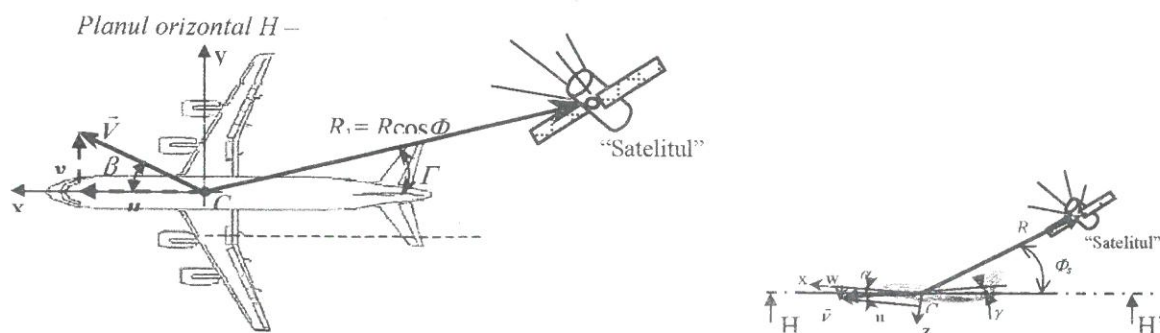


Figura 5. Sistemul de urmărire și sistemul de coordonate

Pentru aceasta, considerăm că supravegherea se face în plan orizontal, astfel încât sistemul de coordonate precum și mărimile caracteristice sunt cele din figura de mai sus [3]. Ecuațiile cinematice, care descriu sistemul de urmărire, respectiv legătura dintre platforma îmbarcată pe aeronavă și satelit, sunt:

$$\begin{cases} \dot{R}_1 = -V \cos(\Gamma + \beta) \\ \dot{\Gamma} = \frac{V}{R_1} \sin(\Gamma + \beta) \end{cases}, \quad (5)$$

unde $R_1 = R \cos \Phi$, cu R este distanța dintre aeronavă și satelit, Φ , este azimutul satelitului, β unghiul de derapare al aeronavei, V este vectorul viteză al aeronavei, iar Γ este unghiul de variație al liniei de vizare al satelitului.

Fiind vorba de un sistem de urmărire, trebuie luată în considerare și mișcarea relativă a platformei, deci, mișcarea aeronavei. Astfel, se consideră modul lateral de mișcare al unei aeronave de mare capacitate B747 [1], la o viteză de 0,8 M și o altitudine de 40.000 ft, caracterizat prin:

Greutate:	$G = 2,83176 \times 10^6 \text{ N}$	Suprafață portantă:	$S = 511,0 \text{ m}^2$
Coarda medie aerodinamică:	$\bar{c} = 8,324 \text{ m}$	Anvergura:	$b = 59,64 \text{ m}$
Momentul de inerție față de axa x: $I_x = 0,247 \times 10^8 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$		Momentul de inerție față de axa y:	$I_y = 0,449 \times 10^8 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
Momentul de inerție față de axa z: $I_z = 0,673 \times 10^8 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$		Momentul de inerție centrifugal:	$I_{zx} = -0,212 \times 10^7 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
Viteza orizontală:	$u_0 = 235,9 \text{ m/s}$	Densitatea aerului:	$\rho = 0,3045 \text{ kg/m}^3$
Coeficientul de portanță:	$C_{z_0} = 0,654$	Coeficientul de rezistență:	$C_{x_0} = 0,0430$

Cu aceste date, pentru modul lateral se poate calcula matricea de stabilitate A pentru vectorul de stare $x^T = [v \ p \ r \ \Phi]^T$ [1]:

$$A = \begin{bmatrix} -0,0558 & 0 & -774 & 32,2 \\ -0,003865 & -0,4342 & 0,4136 & 0 \\ 0,001086 & -0,006112 & -0,1458 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

unde: v este variația vitezei verticale;
 p – variația componentei orizontale a vitezei unghiulare;
 r – variația componentei verticale a vitezei unghiulare;
 Φ – unghiul de rulu al aeronavei,

și matricea de comandă B pentru vectorul $u^T = [\Delta\delta_r \quad \Delta\delta_a]$:

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 5,642 \\ -0,1431 & 0,1144 \\ 0,003741 & -0,4859 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

unde: $\Delta\delta_r$ este variația comenzii de direcție;
 $\Delta\delta_a$ – variația comenzii pe eleroane.

Cu aceste două matrici, ecuațiile de mișcare ale aeronavei B747 în planul orizontal sunt:

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\Phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,0558 & 0 & -774 & 32,2 \\ -0,003865 & -0,4342 & 0,4136 & 0 \\ 0,001086 & -0,006112 & -0,1458 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \Phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 5,642 \\ -0,1431 & 0,1144 \\ 0,003741 & -0,4859 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_r \\ \Delta\delta_a \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Stabilitatea aeronavei pentru modul lateral este dată de semnul părții reale a valorilor proprii ale ecuației caracteristice a matricii de stare A . Folosind programul Matlab [8] acestea sunt:

Modul 1 (modul spiral): $\lambda_1 = -0,0072973$
 Modul 2 (modul de rulu): $\lambda_2 = -0,56248$
 Modul 3 (modul rulu olandez): $\lambda_{3,4} = -0,033011 \pm 0,94655i$,

cu următoarele caracteristici dinamice:

Modul	Nume	$T(s)$	$t_{injumătățire}(s)$	$n_{injumătățire}(cicluri)$
1	Spiral	--	95	--
2	Rulu	--	1,23	--
3	Rulu olandez	6,64	21	3,16

Din aceste date, se poate trage concluzia că modurile laterale al aeronavei B747 sunt două asimptotice, unul rapid și celălalt foarte lent, și al treilea este o oscilație amortizată.

Pentru comandă, voi folosi pentru direcție o variație de $\Delta\delta_r = \pm 10^\circ$, iar pentru eleroane $\Delta\delta_a = \pm 2^\circ$.

Mărimea care comandă platforma este tocmai unghiul Γ care este reprezentat în figura 5 și care este transformată în tensiune de comandă u_c cu ajutorul unui tahogenerator cu constanta $k_{TG} = 2^\circ/V \cdot s$. Pentru acționarea platformei, se alege un servomotor de c.c. tip SMU 370, fabricat de ICPE-București, care are următoarele caracteristici:

- rezistența indusului: $R_a = 1,64 \Omega$;
- inductanța indusului: $L_a \ll R_a \Rightarrow L_a \approx 0 \Omega$;
- tensiunea nominală: $U_a = 28 V$;
- constanta vâscoasă a cuplului: $B = 0,013 N \cdot m$;
- momentul de inerție: $J = 3,5 \cdot 10^4 kg/m^2$.

Celelalte mărimi din schema bloc prezentată la Capitolul 2 sunt:

- constanta de amplificarea: $k_A = 100$;
- constanta cuplului: $k_m = 10,5 V$;
- constanta traductorului de poziție: $k_p = 0,5^\circ/V$.

Cu aceste date, viteza de rotație a servomotorului (4) este:

$$\theta_m(s) = \frac{1}{s} \frac{6 \left(1 + 0,0003 + \frac{100 \times 2}{6} \right)}{1 + s \frac{820 \times 6}{(1 + 0,0003)6 + 100 \times 2}} u_c(s) = \frac{1}{s} \frac{6 \left(1 + \frac{100 \times 2}{6} \right)}{1 + s \frac{820 \times 6}{6 + 100 \times 2}} u_c(s) = \frac{1}{s} \frac{0,48}{1 + 23,88s} u_c(s) = \frac{1}{s} \frac{0,02}{s + 0,04} u_c(s) = \left(\frac{0,48}{s} - \frac{0,48}{s + 0,04} \right) u_c(s),$$

relație care, trecută în timp, devine:

$$\theta_m(t) = 0,48(1 - e^{-0,04t}) u_c(t) = 0,48 \times (1 - e^{-0,04t}) \times 2 \times \frac{180}{\pi} \times \Gamma(t) \stackrel{t \geq 100}{\cong} 55 \times \Gamma(t) [\text{rad}]. \quad (7)$$

Unghiul $\Gamma(t)$, care este, de fapt, variabila de comandă provine din ecuațiile de dirijare (5) astfel încât platforma instalată pe aeronavă să urmărească în permanență satelitul. Din relația (7), se poate observa că unghiul de înclinare a platformei în planul orizontal θ_m este proporțional cu unghiul de vizare a satelitului Γ , constanta de proporționalitate fiind aproximativ 55. Aceasta poate fi redusă la 1 dacă în lanț (figura 4) se introduce un reductor cu raportul de transmisie $n=55$.

5. Concluzii și rezultate

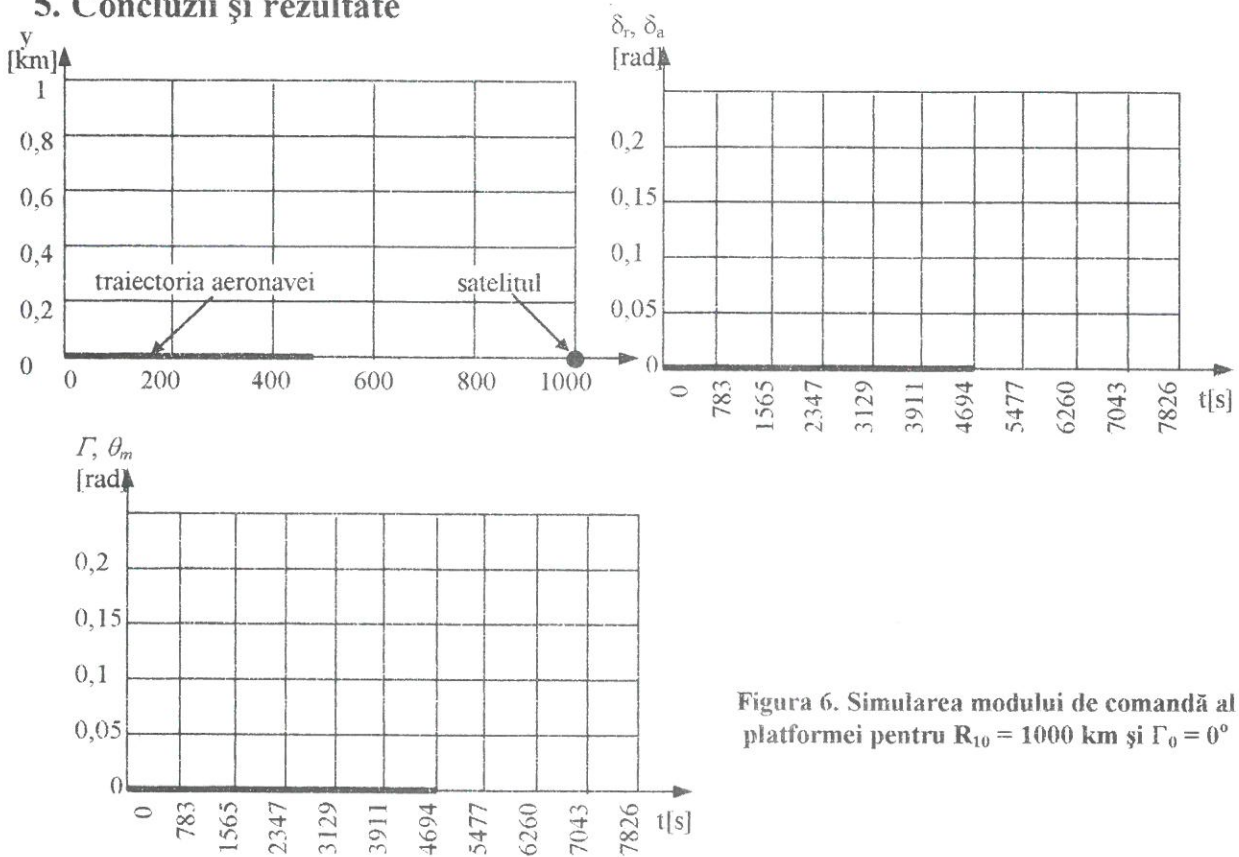
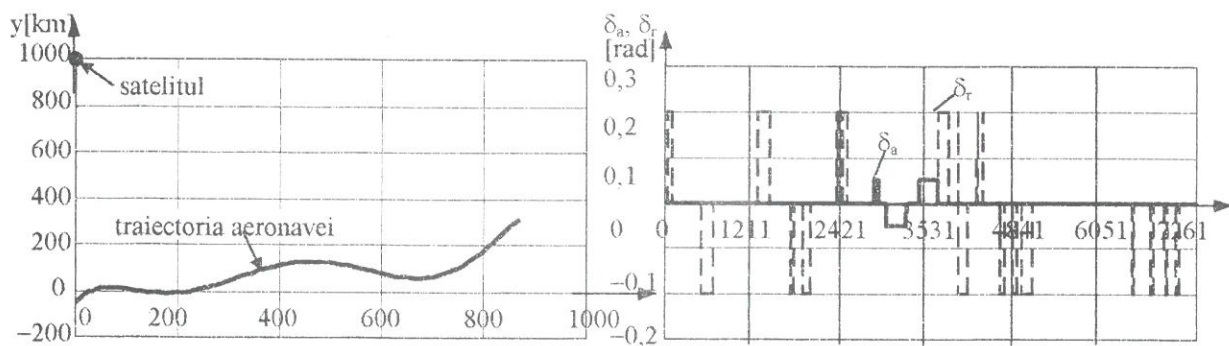


Figura 6. Simularea modului de comandă al platformei pentru $R_{10} = 1000 \text{ km}$ și $\Gamma_0 = 0^\circ$



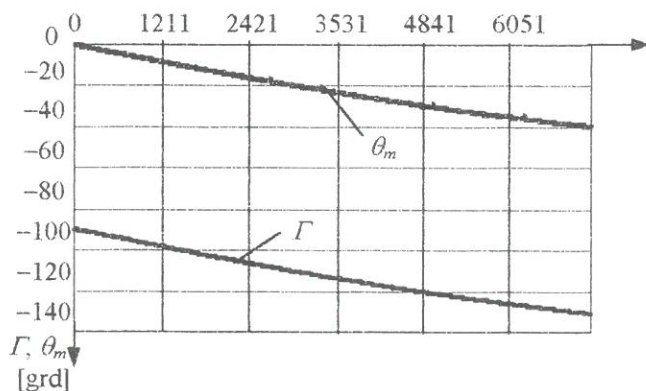


Figura 7. Simularea modului de comandă al platformei pentru $R_{10} = 1000$ km și $\Gamma_0 = 90^\circ$

În figurile 6 și 7, sunt prezentate două dintre simulările făcute. Acestea au următoarele condiții inițiale: distanța aeronavă satelit $R_{10} = 1000$ km și unghiul de vizare $\Gamma_0 = 0^\circ$, respectiv pentru cel de-al doilea caz $R_{10} = 1000$ km și $\Gamma_0 = 90^\circ$. Sistemul de coordonate ale figurilor este cel asociat în figura 5. Aceste figuri conțin trei grupuri de grafice: unul reprezintă variația centrului de greutate al aeronavei C – traiectoria aeronavei, alt grup reprezintă variația comenzii pe direcție δ_i și a comenzii pe eleroane δ_a funcție de timp, iar ultimul grup arată modul de variație în timp a unghiului care comandă sistemul de control al platformei – Γ și, respectiv, unghiul de poziționare al ei θ_m . Pentru verificarea sistemului automat de comandă a platformei îmbarcate în figura 6 s-a ales o traiectorie rectilinie, iar asupra aeronavei nu se execută comenzi (ceea ce înseamnă că $\delta_i = \delta_a = 0$). În acest caz, se observă din figură că unghiul de comandă și unghiul de poziționare ale platformei sunt egale cu zero ($\Gamma = \theta_m = 0$). În celălalt caz, aeronava execută manevre conform graficului, rezultând o variație a unghiului de vizare Γ ca în figură. Din același grafic (cel de-al treilea), se observă că variația unghiului de poziționare a platformei θ_m este aceeași, dar decalată cu unghiul inițial de vizare al satelitului. Acest lucru se explică prin faptul că sistemul automat este unul de urmărire, deci, prima dată el trebuie poziționat pe obiectiv, după care, cu senzorii de la bord, se dau corecțiile necesare pentru obținerea semnalelor necesare sistemului automat de poziționare.

În concluzie, sistemul de poziționare proiectat este apt să urmărească o țintă, indiferent de manevrele aplicate sistemului pe care este îmbarcat.

Bibliografie

1. ETKIN, B., REID, L.D.: Dynamics of Flight. Stability and Control. Third Edition, John Wiley & Sons Inc., New York, 1994.
2. FRANSUA, AL., MĂGUREANU, R.: Mașini și acționări electrice, Editura Tehnică, București, 1986.
3. GRIGORE, O.: An Incremental Motion Tracking Controller for on Board Directly Platform, În: Rev. Roum. Sci. Techn. – Electrotehn. Et Energ., 3, Bucharest, 2000.
4. KUO, B.C., KELEMEN, A., CRIVII, M: Sisteme de comandă și reglare incrementală a poziției, Editura Tehnică, București, 1981.
5. KUO, B.C.: Automatic Control Systems. Third Edition, Prentice – Hall Inc., New Jersey, 1975.
6. LEONHARD, W.: Control of Electrical Drives, Springer Verlag, Berlin, 1985.
7. RAMSHAW, R.S.: Power Electronics, Thiristor Controlled Power for Electric Motors, Chapman and Hall, London – England, 1984.
8. * * * Matlab Robust - Control Toolbox. User's Guide.
9. * * * TMS329C2000. User's Guide. Texas Instruments Catalog, 2000.