

PROIECTAREA CONTROLLERELOR CONVENȚIONALE PENTRU CONTROLUL ALTITUDINII DE ZBOR

Lucrarea prezintă un studiu a două sisteme de comandă automată a altitudinii de zbor. Se pleacă de la modelele matriceale ale celor două mișcări ale aeronavelor și se proiectează legi de comandă pentru stabilizarea sistemelor. Se face, de asemenea, identificarea sistemelor utilizându-se ca metode de identificare metoda celor mai mici pătrate (CMMP) sau metoda variabilelor instrumentale (MVI).

1. CHESTIUNI TEORETICE

Altitudinea de zbor (deplasarea pe verticală) poate fi comandată prin intermediul profundorului (stabilizatorului) sau al vectorului forță de tracțiune. În cele ce urmează se vor analiza doar sistemele de comandă a altitudinii prin intermediul profundorului întrucât comanda H prin modificarea forței de tracțiune nu este eficientă deoarece deplasarea mare a manetei de gaze conduce la modificarea vitezei de zbor V , acest lucru măbind durata proceselor dinamice [1-3].

Comanda automată a altitudinii de zbor prin bracarea profundorului, cu constrângerea vitezei de zbor

Pentru ușurință presupunem că elementele din sistem nu au erori dinamice, ipoteză ce este valabilă în cazul în care mișcarea centrului de greutate al aparatului de zbor se consideră lentă.

Considerând $V \cong ct.$ (cazul existenței unui automat de viteză), mișcarea avionului este descrisă de ecuația

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{22} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ a_{42} & 0 & a_{44} & 0 \\ -1 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ b_p & b_0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_p \\ z_2 \\ z_3 \\ v_z \end{bmatrix}. \quad (1.1)$$

Legea de comandă are forma

$$\delta_p = k_p^H (\bar{H} - H) - k_p^H \dot{H} - k_p^0 \theta - k_p^0 \dot{\theta}. \quad (1.2)$$

Din ecuația (1.1) rezultă ecuațiile

$$\begin{aligned}
\dot{\alpha} &= a_{22}\alpha + \dot{\theta} + z_2, \\
\ddot{\theta} &= a_{42}\alpha + a_{44}\dot{\theta} + b_p\delta_p + b_0z_2 + z_3, \\
\dot{H} &= -\alpha + \theta + v_z \cong \theta + v_z.
\end{aligned} \tag{1.3}$$

Eliminând α între ultimele trei ecuații se obține una din formele

$$\ddot{\theta} + a_1'\ddot{\theta} + a_0'\dot{\theta} = b_p\dot{\delta}_p - b_p a_{22}\delta_p + \overset{\dots}{b_0}\dot{z}_2 + (a_{42} - b_0 a_{22})z_2 + \dot{z}_3 - a_{22}z_3, \tag{1.4}$$

$$\overset{\dots}{H} + a_1'\overset{\dots}{H} + a_0'\overset{\dots}{H} = b_p\dot{\delta}_p - b_p a_{22}\delta_p + b_0\dot{z}_2 + (a_{42} - b_0 a_{22})z_2 + \dot{z}_3 - a_{22}z_3 + (\ddot{v}_z + a_1'\ddot{v}_z + a_0'\dot{v}_z), \tag{1.5}$$

în care $a_0' = a_{22}a_{44} - a_{42}$, $a_1' = -(a_{22} + a_{44})$.

Derivând legea de comandă (1.2), ecuația (1.5) poate fi exprimată sub formă matriceal – vectorială

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \dot{H} \\ \ddot{H} \\ \overset{\dots}{H} \\ \overset{\dots}{H} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -a_0' & -a_1' \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H \\ \dot{H} \\ \ddot{H} \\ \overset{\dots}{H} \end{bmatrix} + b_p \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -a_{22} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_p \\ \dot{\delta}_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ a_{42} - b_0 a_{22} & b_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_2 \\ \dot{z}_2 \end{bmatrix} + \\
&+ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -a_{22} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_3 \\ \dot{z}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_0' & a_1' & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_z \\ \dot{v}_z \\ \ddot{v}_z \\ \overset{\dots}{v}_z \end{bmatrix}.
\end{aligned} \tag{1.6}$$

Ecuației de mai sus (ecuația avionului) i se adaugă ecuația P.A. Aceasta din urmă are forma

$$\begin{bmatrix} \delta_p \\ \dot{\delta}_p \end{bmatrix} = k_p^H \begin{bmatrix} \bar{H} \\ \dot{\bar{H}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_p^H & (k_p^0 + k_p^H) & k_p^0 & 0 \\ 0 & k_p^H & (k_p^0 + k_p^H) & k_p^0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H \\ \dot{H} \\ \ddot{H} \\ \overset{\dots}{H} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_p^0 & k_p^0 & 0 & 0 \\ 0 & k_p^0 & k_p^0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_z \\ \dot{v}_z \\ \ddot{v}_z \\ \overset{\dots}{v}_z \end{bmatrix}. \tag{1.7}$$

Ecuația P.A. – A se obține introducând legea (1.7) în (1.6)

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \dot{H} \\ \ddot{H} \\ \overset{\dots}{H} \\ \overset{\dots}{H} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -a_0 & -a_1 & -a_2 & -a_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H \\ \dot{H} \\ \ddot{H} \\ \overset{\dots}{H} \end{bmatrix} + b_p k_p^H \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -a_{22} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{H} \\ \dot{\bar{H}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ a_{42} - b_0 a_{22} & b_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_2 \\ \dot{z}_2 \end{bmatrix} \\
&+ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -a_{22} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_3 \\ \dot{z}_3 \end{bmatrix} + b_p \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -a_{22}k_p^0 & (a_0' - a_{22}k_p^0 + k_p^0) & (a_1' + k_p^0) & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_z \\ \dot{v}_z \\ \ddot{v}_z \\ \overset{\dots}{v}_z \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{1.8}$$

în care

$$\begin{aligned}
 a_0 &= -a_{22}b_p k_p^H, \\
 a_1 &= -a_{22}b_p (k_p^{\dot{\theta}} + k_p^{\dot{\theta}}) + b_p k_p^H, \\
 a_2 &= a'_0 - a_{22}b_p k_p^{\dot{\theta}} + b_p (k_p^{\dot{\theta}} + k_p^{\dot{H}}), \\
 a_3 &= a'_1 + b_p k_p^{\dot{\theta}}.
 \end{aligned} \tag{1.9}$$

Funcția de transfer în circuit închis a sistemului este

$$H_0(s) = \frac{H(s)}{\bar{H}(s)} = \frac{b_p k_p^H (s - a_{22})}{s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0}. \tag{1.10}$$

Utilizând legea (1.2), prima ecuație (1.3), ecuația (1.4) și a treia ecuație (1.3), se obține schema bloc a sistemului P.A.-A, dată în fig.1.1.

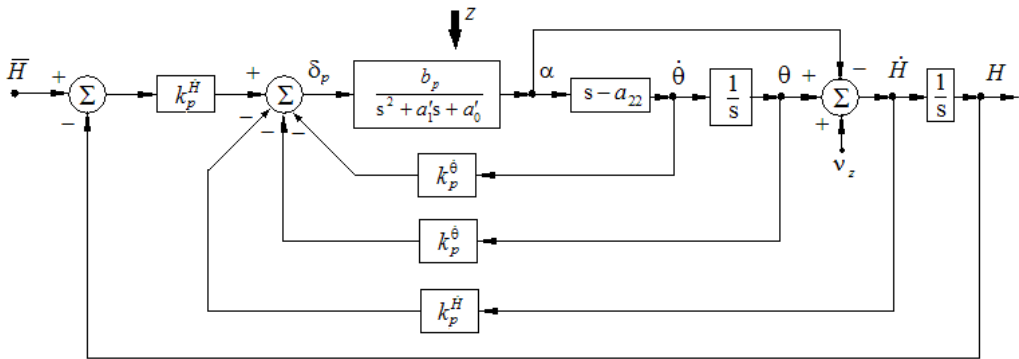


Fig.1.1 Sistem de comandă automată a altitudinii de zbor prin bracarea profundorului, cu constrângerea vitezei de zbor

Scriind funcția de transfer (1.10) sub formă Vișnegradski [4], adică impunând $a_0 = \omega_0^4, a_1 = A_1 \omega_0^3, a_2 = A_2 \omega_0^2, a_3 = A_3 \omega_0$, se obțin relațiile celor patru rapoarte de transmisie adimensionale

$$\begin{aligned}
 \hat{k}_p^H &= -\frac{\omega_0^4}{b_p a_{22}}, \\
 \hat{k}_p^{\dot{H}} &= -\frac{1}{b_p a_{22}} [a_{22} (a'_0 + a_{22} a'_1) + \omega_0^4 - A_1 a_{22} \omega_0^3 + a_{22} \omega_0 (A_2 \omega_0 + A_3 a_{22})], \\
 \hat{k}_p^{\dot{\theta}} &= \frac{1}{b_p} [a'_0 + a_{22} (a'_1 + A_3 \omega_0) + A_2 \omega_0^2], \\
 \hat{k}_p^{\theta} &= \frac{1}{b_p} (-a'_1 + A_3 \omega_0).
 \end{aligned} \tag{1.11}$$

Obținerea rapoartelor de transmisie dimensionale se face astfel

$$k_p^0 = \hat{k}_p^0, k_p^{\dot{0}} = \tau_a \hat{k}_p^{\dot{0}}, k_p^H = \frac{1}{\tau_a V^*} \hat{k}_p^H, k_p^{\dot{H}} = \frac{1}{V^*} \hat{k}_p^{\dot{H}}, \quad (1.12)$$

unde τ_a – constanta de timp aerodinamică și V^* – viteza de zbor a avionului.

Comanda automată a altitudinii de zbor prin bracarea profundorului, fără constrângerea vitezei de zbor

Mișcarea avionului este descrisă de ecuația matriceală – vectorială

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & 0 & 0 \\ a_{21} & a_{22} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ a_{41} & a_{42} & 0 & a_{44} & 0 \\ 0 & -1 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ \alpha \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_m & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & b_p & 0 & b_0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_m \\ \delta_p \\ z_1 \\ z_2 \\ z_3 \\ v_z \end{bmatrix}, \quad (1.13)$$

legea de comandă fiind tot de forma (1.2), neglijându-se raportul de transmisie $k_p^{\dot{H}}$; se obține

$$\delta_p = k_p^H (\bar{H} - H) - k_p^0 \theta - k_p^{\dot{0}} \dot{\theta}. \quad (1.14)$$

Din ecuația (1.13) se obțin relațiile

$$\begin{aligned} \dot{V} &= a_{11}V + a_{12}\alpha + a_{13}\theta + b_m \delta_m + z_1, \\ \dot{\alpha} &= a_{21}V + a_{22}\alpha + \dot{\theta} + z_2, \\ \ddot{\theta} &= a_{41}V + a_{42}\alpha + a_{44}\dot{\theta} + b_p \delta_p + b_0 z_2 + z_3, \\ \dot{H} &= -\alpha + \theta + v_z \cong \theta + v_z. \end{aligned} \quad (1.15)$$

Prin eliminarea variabilelor V, α și θ între aceste ecuații, ținându-se seama de (1.14), se obține funcția de transfer în circuit închis

$$H_0(s) = \frac{H(s)}{\bar{H}(s)} = \frac{b_2 s^2 + b_1 s + b_0}{s^5 + a_4 s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0}, \quad (1.16)$$

în care

$$\begin{aligned} a_4 &= -(a_{11} + a_{22} + a_{44}) + b_p k_p^{\dot{0}}, \\ a_3 &= a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21} - a_{42} + a_{44} (a_{11} + a_{22}) + b_p k_p^0 - b_p k_p^{\dot{0}} (a_{11} + a_{22}), \\ a_2 &= -a_{41} (a_{13} + a_{12}) + a_{42} a_{11} - a_{44} (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21}) + \\ &\quad + b_p k_p^H - b_p k_p^0 (a_{11} + a_{22}) + b_p k_p^{\dot{0}} (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21}), \\ a_1 &= a_{41} a_{13} a_{22} - a_{42} a_{13} a_{21} + b_p k_p^0 (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21}) - b_p k_p^H (a_{11} + a_{22}), \\ a_0 &= b_p k_p^0 (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21}), \end{aligned} \quad (1.17)$$

și

$$\begin{aligned}
 b_2 &= b_p k_p^H, \\
 b_1 &= -b_p k_p^H (a_{11} + a_{22}), \\
 b_0 &= b_p k_p^H (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21}).
 \end{aligned}
 \tag{1.18}$$

În regim staționar se impune ca $H = \bar{H}$, adică $a_0 = b_0$, lucru care se confirmă analizând expresiile celor doi coeficienți. Funcția de transfer (1.16) se aproximează cu o funcție de transfer cu numitorul de ordinul 3, adică

$$H_0(s) = \frac{H(s)}{\bar{H}(s)} = \frac{b_2}{s^3 + A_2 \omega_0 s^2 + A_1 \omega_0^2 s + \omega_0^3},
 \tag{1.19}$$

în care $A_1 = 2 \div 3$, $A_2 = 2\xi = 1.4$, $\omega_0 = 5$.

Din egalitatea relațiilor (1.16) și (1.17), prin identificare, rezultă sistemul de ecuații

$$\begin{aligned}
 b_1 + b_2 A_2 \omega_0 &= b_2 a_4, \\
 b_2 A_1 \omega_0^2 + b_1 A_2 \omega_0 + b_0 &= b_2 a_3, \\
 b_2 \omega_0^3 + b_1 A_1 \omega_0^2 + b_0 A_2 \omega_0 &= b_2 a_2, \\
 b_1 \omega_0^3 + b_0 A_1 \omega_0^2 &= b_2 a_1, \\
 \omega_0^3 &= b_2.
 \end{aligned}
 \tag{1.20}$$

cu necunoscutele $k_p^H, k_p^0, k_p^{\dot{0}}$.

Ținând cont de (1.17) și (1.18), sistemul precedent devine

$$\begin{aligned}
 b_p k_p^{\dot{0}} &= c_1, \\
 b_p k_p^0 - b_p k_p^{\dot{0}} &= c_2, \\
 b_p k_p^H - b_p k_p^0 (a_{11} + a_{22}) + b_p k_p^{\dot{0}} (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21}) &= c_3, \\
 b_p k_p^0 (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21}) - b_p k_p^H (a_{11} + a_{22}) &= c_4, \\
 b_p k_p^H &= c_5.
 \end{aligned}
 \tag{1.21}$$

unde

$$\begin{aligned}
 c_1 &= A_2 \omega_0 + a_{44}, \\
 c_2 &= A_1 \omega_0^2 + (a_{11} + a_{22})(-A_2 \omega_0 - a_{44}) + a_{42}, \\
 c_3 &= \omega_0^3 - (a_{11} + a_{22}) A_1 \omega_0^2 + (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21})(A_2 \omega_0 + a_{44}) + a_{41}(a_{13} + a_{12}) - a_{42} a_{11}, \\
 c_4 &= -\omega_0^3 (a_{11} + a_{22}) + A_1 \omega_0^2 (a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21}) - a_{41} a_{13} a_{22} + a_{42} a_{13} a_{21}, \\
 c_5 &= \omega_0^3.
 \end{aligned}
 \tag{1.22}$$

Sistemul de ecuații (1.21) poate fi scris sub formă matriceal – vectorială

$$A \cdot x = b, \quad (1.23)$$

adică

$$\begin{bmatrix} b_p & 0 & 0 \\ -b_p(a_{11} + a_{22}) & b_p & 0 \\ b_p(a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}) & -b_p(a_{11} + a_{22}) & b_p \\ 0 & b_p(a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}) & -b_p(a_{11} + a_{22}) \\ 0 & 0 & b_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_p^{\dot{\theta}} \\ k_p^{\theta} \\ k_p^H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_1 \\ c_2 \\ c_3 \\ c_4 \\ c_5 \end{bmatrix}. \quad (1.24)$$

Sistemul anterior poate fi rezolvat utilizând metoda celor mai mici pătrate [5]. Această metodă combină cele 5 ecuații în grupuri (sisteme) de 3 ecuații cu 3 necunoscute. Se obțin în acest fel 10 astfel de sisteme și, deci, 10 vectori soluție x . Metoda celor mai mici pătrate minimizează $\|b - Ax\|$, și alege din cele 10 soluții pe aceea care îndeplinește cel mai bine condiția anterioară de minimizare.

În acest fel se obțin rapoartele de transmisie adimensionale și apoi, cu ecuații de tipul (1.12) rapoartele de transmisie dimensionale

2. MODUL DE LUCRU

Se realizează în Matlab programul din anexă. Acesta studiază ambele cazuri de sisteme de comandă a altitudinii de zbor descrise mai sus.

Comanda automată a altitudinii de zbor prin bracarea profundorului, cu constrângerea vitezei de zbor

Pentru primul dintre sisteme se consideră cazul mișcării longitudinale pentru 3 tipuri de aeronave și regimuri de zbor (tabelul 8.1). Se realizează modelul Matlab/Simulink – fig.1.2 (*LI.1_sch*) asociat schemei bloc a sistemului de comandă automată a altitudinii de zbor prin bracarea profundorului, cu constrângerea vitezei de zbor. În simularea modelului Matlab/Simulink s-a ales pasul de integrare *Pas_integrare=0.01*, iar ca metodă de integrare metoda Runge – Kutta [6].

Pentru acest sistem se impun $\omega_0 = 6, A_1 = 4, A_2 = 6, A_3 = 4$. Funcția de transfer în circuit închis este (1.10), în timp ce rapoartele de transmisie adimensionale și dimensionale se calculează cu ecuațiile (1.11), respectiv (1.12).

Identificarea celor trei sisteme (corespunzătoare celor trei regimuri de zbor) se face aici utilizând metoda celor mai mici pătrate (CMMP).

Prin intermediul programului Matlab (pentru cele trei tipuri de aeronave și regimuri de zbor) se obțin:

- rapoartele de transmisie adimensionale (*kpH, kpHp, kpteta, kptetap*) și dimensionale (*kpt, kptp, kpHH, kpHHp*);
- funcțiile de transfer în circuit închis (*sysi*) și deschis (*sysd*);
- polii și zerourile sistemului în circuit închis (*poli, zerouri*);
- funcțiile de transfer în variabilă discretă (*sys_z*);

- matricele din descrierea matriceală a sistemului (A, B, C, D , respectiv A_z, B_z, C_z, D_z);
- caracteristicile de frecvență;
- funcția pondere;
- răspunsul la intrare de tip impuls Dirac;
- variația în timp a altitudinii de zbor H ;
- variația în timp a unghiului de tangaj θ ;
- variația în timp a unghiului de incidență α ;
- variația în timp a bracajului profundorului δ_p ;
- variația în timp a vitezei unghiulare de tangaj $\omega_y = \dot{\theta}$;
- graficul comparativ y (culoare roșie) și $\hat{y} = y_model$ (culoare neagră); cele două semnale sunt ieșirea sistemului condus, respectiv a modelului pentru cazul identificării utilizând metoda celor mai mici pătrate – CMMP [5].

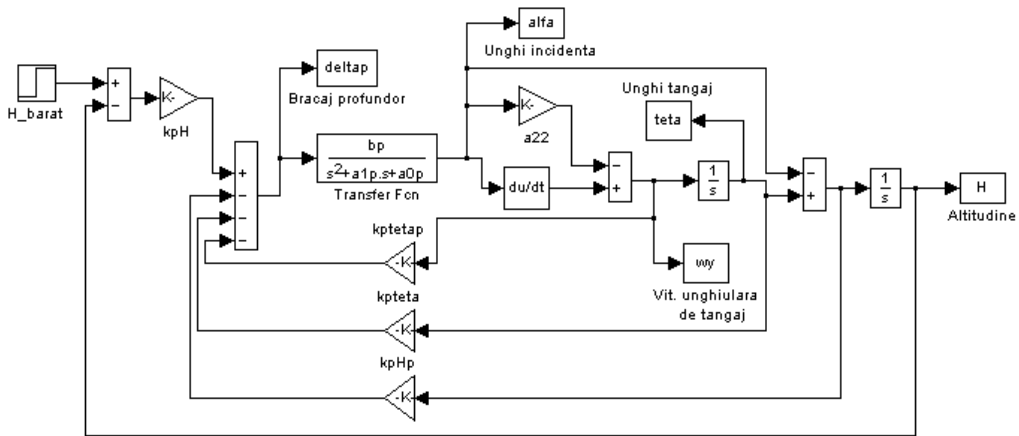


Fig.1.2 Modelul Matlab/Simulink (*L1.1_sch*) asociat sistemului de comandă automată a altitudinii de zbor prin bracarea profundorului, cu constrângerea vitezei de zbor

Comanda automată a altitudinii de zbor prin bracarea profundorului, fără constrângerea vitezei de zbor

Pentru cel de-al doilea sistem se consideră cazul mișcării longitudinale pentru o aeronavă de greutate medie ce zboară la $H=4$ km. Coeficienții din (1.13) se determină pe baza ecuațiilor (1.25) și (1.26).

$$\begin{aligned}
 a_{11} &= -n_{11}, a_{12} = -n_{12}, a_{21} = n_{21}, a_{13} = -n_{13}, \\
 a_{41} &= -(n_{31} + n_0 \cdot n_{21}), a_{42} = n_0 \cdot n_{22} - n_{32}, \\
 a_{22} &= -n_{22}, a_{42} = n_0 \cdot n_{22} - n_{32}, a_{44} = -(n_0 + n_{33}), bp = -n_B,
 \end{aligned} \tag{1.25}$$

$$\begin{aligned}
 n_{22} &= 2.66, n_0 = 0.6, n_{32} = 10.6, n_{33} = 1.7, n_B = 24.5, \\
 n_{11} &= 0.019, n_{12} = -0.02, n_{21} = -0.6, n_{13} = 0.3, n_0 = 0.6, n_{31} = 0.
 \end{aligned} \tag{1.26}$$

Se realizează modelul Matlab/Simulink – fig.1.3 (*LI.2_sch*) asociat schemei bloc a sistemului de comandă automată a altitudinii de zbor prin bracara profundorului, fără constrângerea vitezei de zbor. În simularea modelului Matlab/Simulink s-a ales pasul de integrare $Pas_integrare=0.001$, iar ca metodă de integrare metoda Runge – Kutta.

Pentru acest sistem se impun

$$\omega_0 = 5, \xi = 0.707, A_1 = 2, A_2 = 1.4. \quad (1.27)$$

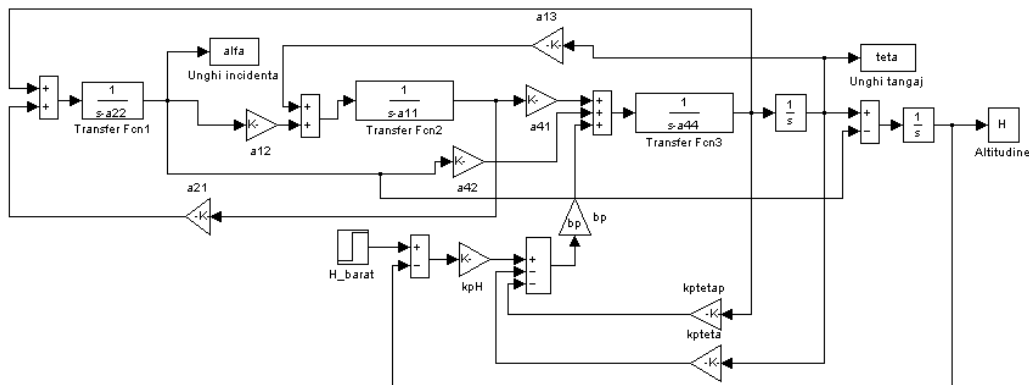


Fig.1.3 Modelul Matlab/Simulink (*LI.2_sch*) asociat sistemului de comandă automată a altitudinii de zbor prin bracara profundorului, fără constrângerea vitezei de zbor

Funcția de transfer în circuit închis este (1.19), în timp ce rapoartele de transmisie adimensionale se calculează cu ecuațiile (1.24). Identificarea sistemului se face, în acest caz, utilizând metoda variabilelor instrumentale (iv4).

Prin intermediul programului Matlab (partea a doua) se obțin:

- rapoartele de transmisie adimensionale (kpH , $kpteta$, $kpteta_p$) și dimensionale (kpt , $kptp$, $kpHH$);
- funcțiile de transfer în circuit închis ($sysi$) și deschis ($sysd$);
- polii și zerourile sistemului în circuit închis ($poli$, $zerouri$);
- funcțiile de transfer în variabilă discretă (sys_z);
- matricele din descrierea matriceală a sistemului (A , B , C , D , respectiv A_z , B_z , C_z , D_z);
- caracteristicile de frecvență;
- funcția pondere;
- răspunsul la intrare de tip impuls Dirac;
- variația în timp a altitudinii de zbor H ;
- variația în timp a unghiului de tangaj θ ;
- variația în timp a unghiului de incidență α ;
- caracteristicile de frecvență pentru cazul identificării prin metoda celor mai mici pătrate – comanda *spa*, dar și caracteristicile de frecvență pentru cazul identificării cu metoda variabilelor instrumentale – instrucțiunea *bodeplot*.

3. CHESTIUNI DE STUDIAT

Pe baza caracteristicilor grafice, a programului din anexă și a modelelor Matlab/Simulink (fig.1.2 și fig.1.3) se duc la îndeplinire următoarele sarcini de lucru:

- se calculează suprareglajul (σ) pentru cele 3 sisteme;
- se calculează durata regimului tranzitoriu (t_r) pentru cele 3 sisteme;
- se calculează coeficientul de amortizare (ξ) pentru cele 3 sisteme;
- se calculează rezervele de stabilitate RSA (Gm) [dB] și RSF (Pm) [grade] pentru cele 3 sisteme;
- se calculează frecvențele ω_π și ω_r , din caracteristicile de frecvență pentru cele 3 sisteme;
- se analizează stabilitatea sistemelor pe baza funcției pondere, a criteriului de poziționare a polilor sau a frecvențelor ω_π și ω_r ;
- se concluzionează dacă metodele CMMP (pentru cazul cu constrângerea vitezei de zbor), respectiv metoda variabilelor instrumentale (pentru cazul fără constrângerea vitezei de zbor) sunt bune; acest lucru se face fie utilizând graficele ce prezintă variația în timp a y și $\hat{y} = y_model$, fie analizând cât de mari sunt diferențele între perechile (A, B) și (\hat{A}, \hat{B}) .

Se completează în tabelul de mai jos datele obținute.

Tabelul 1.1

Tip avion/ Regim de zbor	Rap.de transmisie		Poli sistem	Supra- reglajul (σ)	Durată regim tranzi- toriu (t_r)	Coeficient de amortizare (ξ)	Rezervele de stabilitate	
	Adimen- -sionale	Dimen- -sionale					RSA [dB]	RSF [grd]
Comanda automată a altitudinii de zbor prin bracara profundorului, cu constrângerea vitezei de zbor								
Avion ușor H=10 km; M=0.8								
Avion mediu H=10 km; M=0.9								
Avion greu H=12 km; M=0.9								
Comanda automată a altitudinii de zbor prin bracara profundorului, fără constrângerea vitezei de zbor								
Tip avion/ Regim de zbor	Rap.de transmisie		Poli sistem	Supra- reglajul (σ)	Durată regim tranzi- toriu (t_r)	Coeficient de amortizare (ξ)	Rezervele de stabilitate	
	Adimen- -sionale	Dimen- -sionale					RSA [dB]	RSF [grd]
Avion mediu H=4 km; M=0.65								

Anexă

```
% Comanda automata a altitudinii de zbor prin bracarea profundorului
% Comanda automata a altitudinii de zbor prin bracarea profundorului, cu
constrangerea vitezei de zbor
close all;clear all;
for i=1:3,
    if i==1
        H=11 % Avion usor, H=11 km
        n22=2.4;n0=0.4;n32=38;n33=2.45;nB=49;
    elseif i==2
        H=4 % Avion mediu, H=4 km
        n22=2.66;n0=0.6;n32=10.6;n33=1.7;nB=24.5;
    else
        H=8 % Avion greu, H=8 km
        n22=3;n0=1.17;n32=42;n33=2.5;nB=28;
    end
a22=-n22;a42=n0*n22-n32;a44=-(n0+n33);bp=-nB;
a0p=a22*a44-a42;a1p=-(a22+a44);
w0=6;A1=4;A2=6;A3=4;
kpH=(w0^4)/(-bp*a22)
kpHp=(a22*(a0p+a22*a1p)+w0^4-A1*a22*(w0^3)+a22*w0*(A2*w0+A3*a22))/(-
bp*a22)
kpteta=(a0p+a22*(a1p+A3*w0)+A2*(w0^2))/bp
kptetap=(-a1p+A3*w0)/bp
% Calculul rapoartelor de transmisie dimensionale
Ta=2.9;V=300;
kpt=kpteta
kptp=Ta*kptetap
kpHH=kpH/(Ta*V)
kpHHp=kpHp/V
% Declararea functiilor de transfer
a3=a1p+bp*kptetap;
a2=a0p-a22*bp*kptetap+bp*(kpteta+kpHp);
a1=-a22*bp*(kpteta+kpHp)+bp*kpH;
a0=-a22*bp*kpH;
numi=[0 0 0 bp*kpH -bp*kpH*a22];
deni=[1 a3 a2 a1 a0];
numd=numi;dend=deni-numi;
sysi=tf(numi,deni)
sysd=tf(numd,dend)
sysd=tf(numd,dend);poli=pole(sysi)
zerouri=zero(sysi);
[A,B,C,D]=tf2ss(numi,deni)
Ts=.025;sys_z=c2d(sysi,Ts);
[num_z,den_z]=tfdata(sys_z,'v');
sys_z=tf(num_z,den_z)
```

```

[A_z,B_z,C_z,D_z]=tf2ss(num_z,den_z)
% Caracteristici grafice
h=figure;margin(sysd);grid;
sim('L10_1_sch');t=1:length(H);Pas_integrare=0.01;timp=t*Pas_integrare;
[Gm,Pm,Wcg,Wcp]=margin(sysd)
Gm=20*log10(Gm)
h=figure;
subplot(3,1,1);step(sysi);grid;
subplot(3,1,2);impulse(sysi);grid;
subplot(3,1,3);plot(timp,H);grid;xlabel('Timp');ylabel('Altitudinea de zbor');
h=figure;
subplot(2,2,1);plot(timp,teta);grid;xlabel('Timp');ylabel('Unghiul de tangaj');
subplot(2,2,2);plot(timp,alfa);grid;xlabel('Timp');ylabel('Unghiul de incidenta');
subplot(2,2,3);plot(timp,deltap);grid;xlabel('Timp');ylabel('Deltap');
subplot(2,2,4);plot(timp,wy);grid;xlabel('Timp');ylabel('Vit.unghiulara de tangaj');
% Identificarea sistemului folosind metoda celor mai mici patrate
Bq=[num_z(2) num_z(3) num_z(4) num_z(5)];
Aq=[den_z(1) den_z(2) den_z(3) den_z(4) den_z(5)];
tho=poly2th(Aq,Bq); % Se scrie sistemul in operator theta, rezultatul fiind tho
u=idinput(300,'rbs'); % Se genereaza un semnal de intrare aleator - vector cu 300
elemente
e=randn(300,1);
y=idsim([u,e],tho); % Se obtine iesirea (y) a sistemului condus
z=[y,u]; % Se realizeaza vectorul z ce contine matricea de intrare si cea de iesire
nn=[3 2 0];th=ARX(z,nn);
y_model=idsim([u,e],th); % Se obtine iesirea modelului sistemului (y_model)
% Graficele comparative ale celor doua sisteme (sistem condus si model)
h=figure;tt=1:length(y);plot(tt,y,'r',tt,y_model,'-*k');
grid;title('Iesirea sistemului condus (rosu) si a modelului (negru)');xlabel('Timp');
present(tho)
present(th)
end

```

*% Comanda automata a altitudinii de zbor prin bracarea profundorului, fara
constrangerea vitezei de zbor*

% Avion mediu, H=4 km

```
clear all;H=4
```

```
n22=2.66;n0=0.6;n32=10.6;n33=1.7;nB=24.5;n11=0.019;
```

```
n12=-0.02;n21=-0.6;n13=0.3;n0=0.6;n31=0;
```

```
a11=-n11;a12=-n12;a21=n21;a13=-n13;a41=-(n31+n0*n21);
```

```
a42=n0*n22-n32;a22=-n22;a42=n0*n22-n32;a44=-(n0+n33);bp=-nB;
```

```
w0=5;csi=0.707;A1=2;A2=1.4;
```

% Calculul rapoartelor de transmisie adimensionale

```
TL1=A2*w0+a44;TL2=A1*(w0^2)+(a11+a22)*(-A2*w0-a44)+a42;
```

```
TL3=w0^3-(a11+a22)*(A1*w0*w0)+(a11*a22-a12*a21)*(A2*w0+a44)+  
a41*(a13+a12)-42*a11;
```

```

TL4=-(w0^3)*(a11+a22)+(a11*a22-a12*a21)*A1*(w0^2)-
a41*a13*a22+a42*a13*a21;
TL5=w0^3;
AA=[bp 0 0;-bp*(a11+a22) bp 0;bp*(a11*a22-a12*a21) -bp*(a11+a22) bp;
0 bp*(a11*a22-a12*a21) -bp*(a11+a22);0 0 bp];
bb=[TL1;TL2;TL3;TL4;TL5];
x=lsqr(AA,bb);
kptetap=x(1)
kpteta=x(2)
kpH=x(3)
% Calculul rapoartelor de transmisie dimensionale
Ta=2.9;V=300;
kpt=kpteta
kptp=Ta*kptetap
kpHH=kpH/(Ta*V)
% Declararea functiilor de transfer
numi=[0 0 0 bp*kpH];
deni=[1 A2*w0 A1*w0*w0 w0^3];
numd=numi;dend=deni-numi;
sysi=tf(numi,deni)
sysd=tf(numd,dend)
sysd=tf(numd,dend);poli=pole(sysi)
zerouri=zero(sysi);
[A,B,C,D]=tf2ss(numi,deni)
Ts=.025;sys_z=c2d(sysi,Ts);[num_z,den_z]=tfdata(sys_z,'v');
sys_z=tf(num_z,den_z)
[A_z,B_z,C_z,D_z]=tf2ss(num_z,den_z)
% Caracteristici grafice
sim('L10_2_sch');t=1:length(H);Pas_integrare=0.001;timp=t*Pas_integrare;
h=figure;margin(sysd);[Gm,Pm,Wcg,Wcp]=margin(sysd)
Gm=20*log10(Gm)
h=figure;
subplot(2,1,1);step(sysi);grid;subplot(2,1,2);impulse(sysi);grid;
h=figure;
subplot(3,1,1);plot(timp,H);grid;xlabel('Timp');ylabel('Altitudinea de zbor');
subplot(3,1,2);plot(timp,teta);grid;xlabel('Timp');ylabel('Unghiul de tangaj');
subplot(3,1,3);plot(timp,alfa);grid;xlabel('Timp');ylabel('Unghiul de incidenta');
% Identificarea sistemului folosind metoda variabilelor instrumentale
Bq=[num_z(2) num_z(3) num_z(4)];Aq=[den_z(1) den_z(2) den_z(3) den_z(4)];
tho=poly2th(Aq,Bq); % Se scrie sistemul in operator theta, rezultatul fiind tho
u=idinput(300,'rbs'); % Se genereaza un semnal de intrare aleator - vector cu 300
elemente
e=randn(300,1);
y=idsim([u,e],tho); % Se obtine iesirea (y) a sistemului condus
z=[y,u]; % Se realizeaza vectorul z ce contine matricea de intrare si cea de iesire
nn=[3 2 0];th=iv4(z,nn);
% Caracteristici de frecventa pt. cazul CMMP si pt. cazul iv4

```

```
h=figure;[Gs,Nss]=spa(z);
Gi=trf(th);bodeplot([Gs Gi]);grid;
% Afisarea comparativa a tho si th
present(tho)
present(th)
```

BIBLIOGRAFIE

- [1] Calise, A.J., Yang, B.J., Craig, J.I., *An Augmenting Adaptive Approach to Control of Flexible Systems*. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Monterey, CA, August 5 – 8, 2002. In proceedings, 10 pag.
- [2] Larin, V.B. *Stabilisation of the System by Static Output Feedback*. Applied and Computational Mathematics. An International Journal, vol. 2, nr.1, 2003, 10 pag.
- [3] Lungu, R. *Aircraft's Longitudinal Motion Command Efficiency Control Laws*. 8th International Conference on Applied and Theoretical Electricity ICATE 2006. Published in Annals of the University of Craiova, Seria „Inginerie electrică”, 2006, pag. 359 – 361.
- [4] Bodner, V.A. *Teoria avtomaticheskogo upiravlenia poletom*. Izd. Nanka, Moscova, 1964.
- [5] Ionescu, Vl. *Teoria sistemelor*. Editura Didactică și Pedagogică, București, 1985.
- [6] Ghinea, M., Fireteanu, V. *Matlab – calcul numeric – grafica – aplicatii*. Editura Teora, 2001.