

Radiša Rakić
Vladimir Zeljković
Slavoljub Lukić

REFERAT

Vazduhoplovnotehnički institut
Žarkovo, Niška bb

OSTVARENJE PRINCIPA AUTONOMNOSTI
BOČNIH KRETANJA AVIONA

ACHIVING THE PRINCIP OF AUTONOMY
IN LATERAL DIRECTIONAL MOTION OF
AIRCRAFT

SADRŽAJ - Ovaj rad daje način razdvajanja poprečno-smernog kretanja aviona. Korišćen je kompletan i aproksimativan matematički model. Efekat razdvajanja kretanja je predstavljen na jednom primeru kroz odgovor funkcije ugla valjanja pri pritudi komande pravca.

ABSTRACT - This paper presents a way of decoupling of lateral - directional motion. Complet and reduced mathematical model were used. The effekt of motion decoupling is presented on one example trough the responce of bank angle function rudder input.

1. UVOD

Na osnovu potpunog i približnog matematičkog modela aviona u bočnom kretanju izveden je uslov nezavisnosti valjanja od skretanja. Na tipičnim odzivima pokazane su pogodnosti ostvarenja ovog uslova.

POTPUNI MATEMATIČKI MODEL AVIONA U BOČNOM KRETANJU

Uzevši u obzir i turbolentne poremećaje jednačine koje opisuju bočno kretanje aviona (L 1 do 5) su:

$$\begin{aligned}(s + a_1) \omega_z - a_2(\beta) + b_6 s \phi &= -a_3 \delta_v - a_2 \beta_T \\ \omega_z + (s + a_4) \beta + b_4 \phi &= a_7 \delta_v + a_4 \beta_T \\ -a_6 \omega_z + b_2 \beta - (s + b_1) s \phi &= a_5 \delta_v + b_3 \delta_k + b_2 \beta_T\end{aligned}\quad (1)$$

Koeficijenti a_1, b_1 za laki avion pri srednjim visinama i brzinama su:

$$\begin{array}{ll} a_1 = 0,516 & b_1 = 2,685 \\ a_2 = 6,62 & b_2 = 30,946 \\ a_3 = 5,07 & b_3 = 33,238 \\ a_4 = 0,104 & b_4 = -0,061 \\ a_5 = 1,1 & b_6 = 0,031 \\ a_6 = 0,874 & \\ a_7 = 0,032 & \end{array}$$

Nešto opštije napisane (1) postaju:

$$\begin{aligned} a_{11} \omega_z + a_{12} \beta + a_{13} \phi &= b_{11} \delta_v + b_{12} \beta_T \\ a_{21} \omega_z + a_{22} \beta + a_{23} \phi &= b_{21} \delta_v + b_{23} \beta_T \\ a_{31} \omega_z + a_{32} \beta + a_{33} \phi &= b_{31} \delta_v + b_{32} \delta_k + b_{33} \beta_T\end{aligned}\quad (2)$$

PRIBLIŽNI MATEMATIČKI MODEL AVIONA U BOČNOM KRETANJU

Sa zadovoljavajućom tačnošću je moguće približenje (L. 4) $b_6 = b_4 = a_7 = a_6 = a_5 = a_4 = 0$, kada (1) dobija oblik:

$$\begin{aligned}\phi &= \frac{1}{s(s+b_1)} (b_3 \delta_k - b_2 \beta + b_2 \cdot \beta_T) \\ \beta &= \frac{a_3 \delta_v + a_2 \beta_T}{s^2 + a_1 s + a_2}\end{aligned}\quad (3)$$

Iz (3) sledi: uticaj krmila pravca na valjanje, određen koeficientom sprege β , može biti znatan, dok je uticaj krilaca na skretanje i klizanje zanemariv.

ODREĐIVANJE POKAZATELJA \mathcal{K} UTICAJA SKRETANJA AVIONA NA VALJANJE

Prema (L.6) pokazatelj \mathcal{K} određuje uticaj (klizanja) skretanja izazvanog otklonom krmila pravca i turbulentnim strujanjima na valjanje aviona,

$$\mathcal{K} = \left| \frac{\omega_x \max}{\beta \max} \right| \quad \delta_v = 0 \quad (4)$$

$$\beta_T = 0$$

gde su $\omega_x \max$ i $\beta \max$ odgovarajući maksimumi ugaonih brzina valjanja i klizanja.

Pokazatelj \mathcal{K} karakteriše ukupno bočno kretanje i za avione bez priгуšivača (L.3) mora da je manji od jedinice. Otuda stav o autonomnosti bočnih kretanja, kada je pokazatelj \mathcal{K} zanemarljivo mali ($\omega_x \rightarrow 0$) valjanje aviona biće nezavisno od njegovog skretanja. Sa stanovišta pilota ovakav avion bi bio idealno upravljiv.

OSTVARENJE USLOVA AUTONOMNOSTI

Iz (3) sledi, uz jednostavnu mogućnost identifikacije ($\beta - \beta_T$), da se približni uslov autonomnosti ostvaruje sa

$$\delta_k^3 = \frac{b_2}{b_3} (\beta - \beta_T) = K (\beta - \beta_T), \quad K = \frac{b_2}{b_3} \quad (5)$$

gde su δ_k^3 automatsko prinudjeno kretanje krilaca i k koeficijent pojačanja.

Strukturna šema, shodno (3) i (5), je pokazana na sl. 1.

Medjutim, shodno potpunom matematičkom modelu (1) i (2), odakle sledi da je funkcija prinudjenog spregnutog prenosa određena sa

$$W_{\delta_v}^{\phi} = \frac{a_{31}(a_{12}b_{21} - a_{22}b_{11}) - (a_{32} - w_{\beta}^{\beta} b_{32})(a_{11}b_{21} - a_{21}b_{11}) + b_{31}(a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21})}{D} \quad (6)$$

dobijamo da se uslov autonomnosti ostvaruje sa

$$W_{\beta} = \frac{1}{b_3} (b_2 - F(s)) \quad (7)$$

gde su D - determinanta sistema, i

$$F(s) = \frac{-a_6 [-a_2 a_7 + (s+a_4) a_3] + b_{31} [(s+a_1)(s+a_4) + a_2]}{(s+a_1) a_7 + a_3}$$

Sa opravdanim zanemarivanjem članova sa a_1 , a_4 i a_7 , kada je

$$F(s) = \frac{a_5}{a_3} (s^2 - \frac{a_3 a_6}{a_5} s + a_2)$$

dobijamo da se pojačani uslov nezavisnosti ostvaruje sa

$$W^\beta = \frac{1}{b_3} \left[b_2 - \frac{a_5}{a_3} (s^2 - \frac{a_3 a_6}{a_5} s + a_2) \right] \quad (8)$$

Uz $b_2 \gg F(s)$ dobijamo odmah (5).

Prema datim podacima za laki avion, i uz jedinični impulsni otklon krmila pravca, dobijamo sledeće odzive

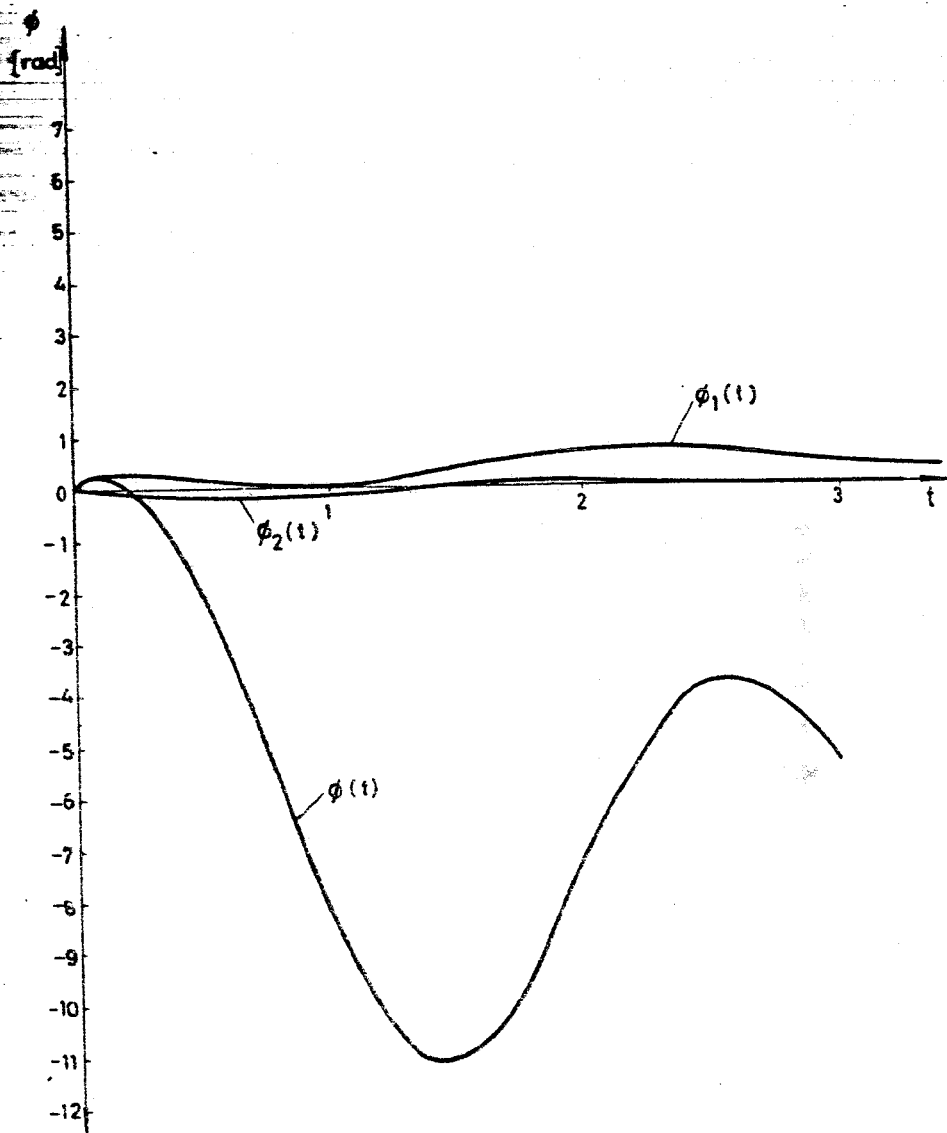
$$\phi(t) = 3,2907 e^{-2.77t} - 7,3845 e^{-0,0297t} + 2 e^{-0,265t} (2,0468 \cos 2,71t + 2,1852 \sin 2,71t)$$

$$\phi_1(t) = 1,8632 \left[-0,5052 e^{-2,71t} + 0,2363 e^{0,019t} + 2 e^{-0,319t} (0,134 \cos 2,57t - 0,056 \sin 2,57t) \right]$$

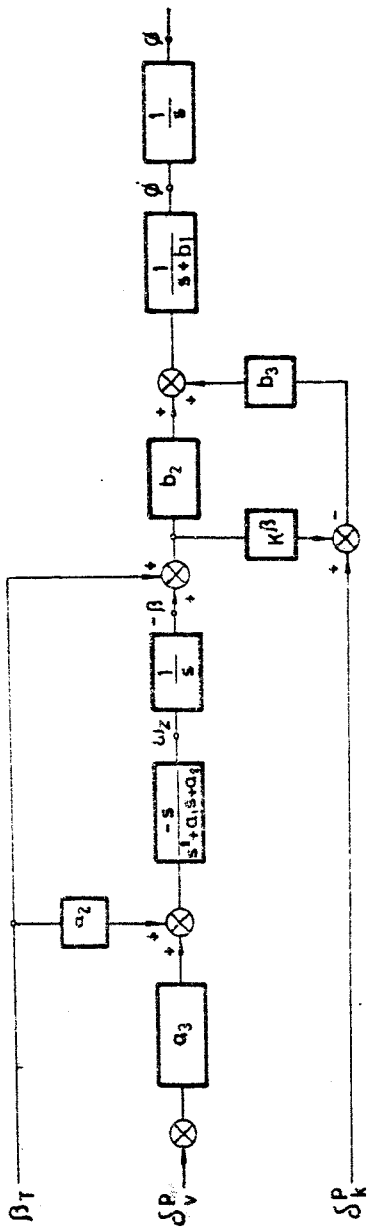
$$\phi_2(t) = -0,07011 e^{-2.71625t} - 0,01188 e^{0,01617t} + 0,19971 e^{-0,30651t} \cos(2,56733t + 68,20818)$$

$\phi(t)$ se odnosi na avion gde nisu ostvareni uslovi autonomnosti, $\phi_1(t)$ na ostvarenje približnih(5) i $\phi_2(t)$ pojačanih (8) uslova. Dijagrami prelaznih procesa ugaonih brzina i uglova valjanja su pokazani na sl. 2 i sl. 3.

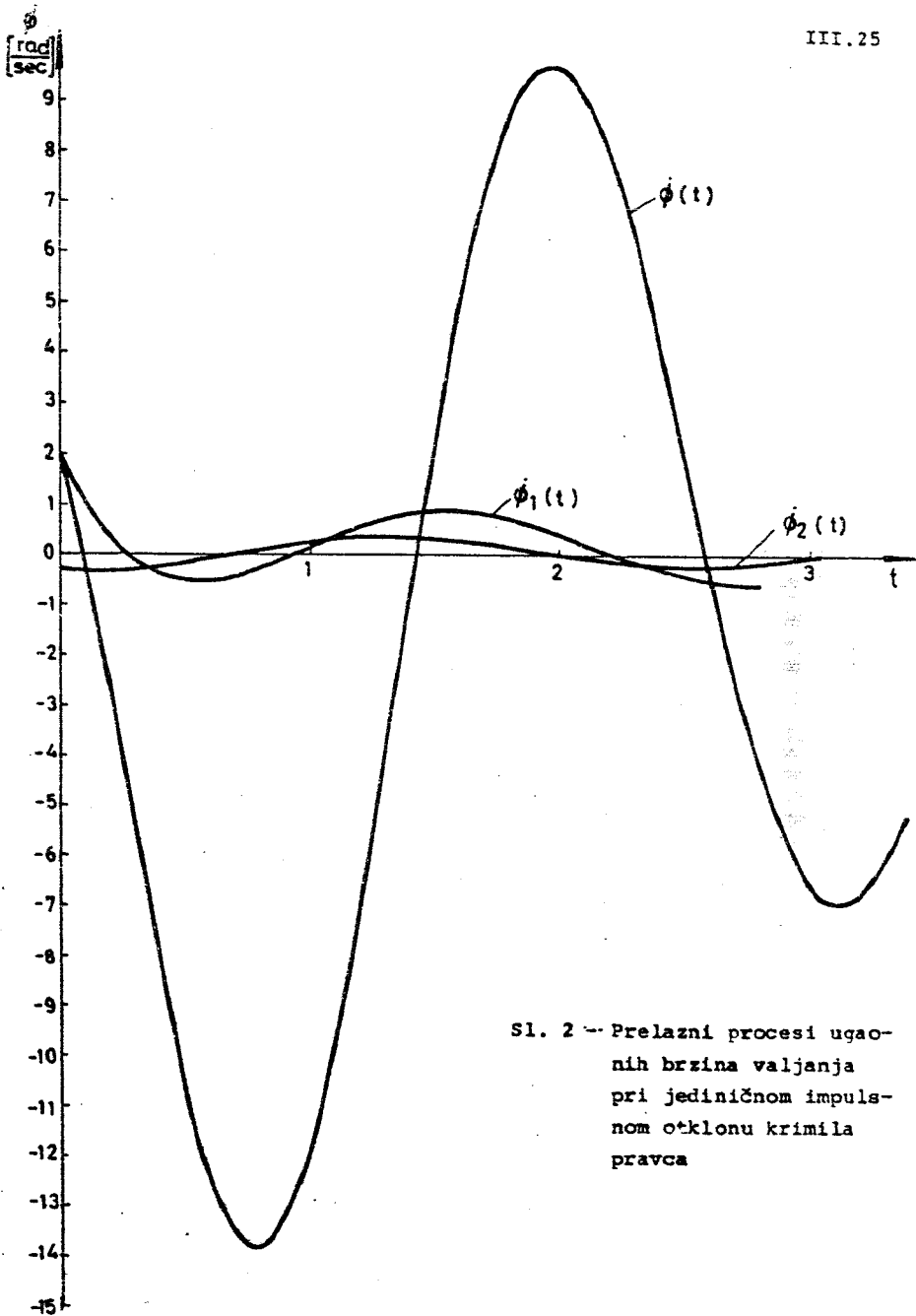
Sa sl. 2 i sl. 3 sledi izvanredan efekat na upravljanje avionom pri ispunjenju (5) ili (8). Primetimo da je već i ispunjenje (5) sasvim dovoljno za uobičajene potrebe.



Sl. 3 - Prelazni procesi uglova valjanja pri jediničnom impulsnom otklonu krmla pravca



Sl. 1 - Strukturna šema koja ostvaruje uslov autonomnosti korišćenjem informacija o klizanju



Sl. 2 -- Prelazni procesi ugao-
nih brzina valjanja
pri jediničnom impuls-
nom otklonu krivila
pravca

ZAKLJUČAK

U radu je razmotreno ostvarenje uslova autonomnosti bočnih kretanja aviona. Analiza, zasnovana na teoriji linearnih sistema, je učinjena za potpuni i približni matematički model. Na tipičnim odzivima pokazane su koristi ostvarenja ovih uslova na upravljanje avionom.

LITERATURA

- 1 BLAKELOCK, H.J., AUTOMATIC CONTROL OF AIRCRAFT AND MISSILES,
JOHN WILEY
New York, 1965
- 2 Mc RUER D., ASHKENAS I., GRAHAM D.
AIRCRAFT DYNAMICS AND AUTOMATIC CONTROL,
PRINCETON UNIVERSITY PRESS, PRINCENTON, 1973
- 3 TOPČEV, SISTEMI STABILIZACII
- 4 MIHALEV I.A., i dr. SISTEMI AVTOMATIČESKOGA UPRAVLENIIJA
SAMOLETOM, MAŠINOSTROENIE, Moskva 1971
- 5 BAJBORODIN J.V. BORTOVIE SISTEMII UPRAVLENIIJA POLETOV,
Moskva, Transport 1975
- 6 SNEŠKO J. I. ISLEDOVANIIJA V POLETE USTOJČIVOSTI I
UPRAVLJAJENOSTI SAMOLETA MAŠINOSTROENIE,
Moskva 1971