

MODYFIKACJA MANEWROWOŚCI SAMOLOTU POPRZEZ ZASTOSOWANIE BEZPOŚREDNIEGO STEROWANIA SIŁĄ NOŚNĄ

STANISŁAW BOCIEK

ANDRZEJ TOMCZYK

Położnica Rzeszowska

1. Wstęp

Współczesne samoloty cywilne i wojskowe wyposażane są w coraz bardziej złożone pokładowe systemy sterowania. Wykorzystuje się dodatkowe sterowanie aerodynamiczne, sterowanie wektorem ciągu zespołu napędowego, sterowanie warstwą przyścienną, a sygnały sterujące wyliczane są przez komputery pokładowe. Tak rozbudowane systemy noszą ogólną nazwę układów aktywnego sterowania. Automatyzacja procesu sterowania dotyczy również etapów lotu sterowanych ręcznie przez pilota; w takim przypadku pokładowy system sterowania modyfikuje własności pilotażowe samolotu.

Jedną z grup samolotów o sterowanej konfiguracji - CCV (ang. Control Configured Vehicle) stanowią samoloty wykorzystujące bezpośrednie sterowanie siłą nośną - DLC (ang. Direct Lift Control). Zastosowanie takiego sterowania powoduje zmianę własności statycznych samolotu (w stanach ustalonych) oraz dynamicznych (stateczność, sterowność). W niniejszej pracy podjęto próbę oceny wpływu parametrów układu sterowania typu DLC na sterowność (manewrowość) samolotu oraz doboru tych parametrów dla uzyskania pożądaných wartości wybranych kryteriów manewrowości.

2. Bezpośrednie sterowanie siłą nośną

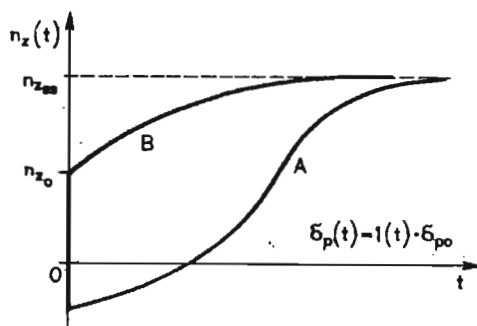
W samolotach o klasycznych układach sterowania ruchem podłużnym zmiana siły nośnej wywołana jest zmianą kąta natarcia powierzchni nośnych, co wymaga dokonania obrotu samolotu wokół osi poprzecznej. Wynika stąd charakterystyczne

opóźnienie reakcji samolotu (zmiany przyspieszenia pionowego) na wychylenie steru wysokości równe w przybliżeniu połowie okresu oscylacji krótkookresowych. Bezpośrednie sterowanie siłą nośną (DLC) można zdefiniować jako zmianę siły nośnej niezależnie od zmian kąta natarcia [2]. Zazwyczaj wykorzystane są obydwa sposoby zmiany siły nośnej — bezpośredni i poprzez zmianę kąta natarcia.

Proces przejściowy ruchu samolotu po skokowym wychyleniu sterownicy pilota można dobrze scharakteryzować podając przebieg przyrostu współczynnika przeciążenia samolotu $n_z(t)$, którego przykładowe przebiegi ilustruje rys.1:

$$n_z(t) = \frac{\Delta P_z}{m \cdot g}, \quad (2.1)$$

gdzie: ΔP_z — przyrost siły nośnej,
 m — masa samolotu,
 g — przyspieszenie ziemskie.



Rys. 1. Przykładowy przebieg przyrostów współczynnika przeciążenia samolotu po skokowym wychyleniu sterownicy pilota: A — samolot z klasycznym układem sterowania, B — samolot wyposażony w układ DLC

Wpływ zastosowania bezpośredniego sterowania siłą nośną można opisać przy pomocy wskaźnika efektywności DLC [3,4] określonego dla skokowego wychylenia sterownicy pilota:

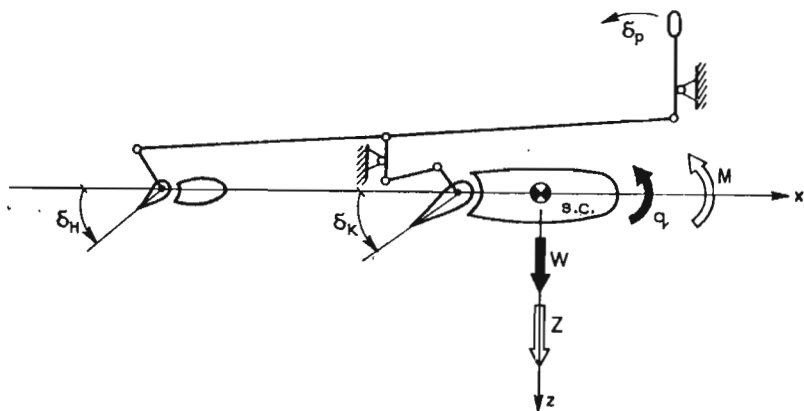
$$r = \frac{n_{z0}}{n_{zss}}, \quad (2.2)$$

gdzie:

$n_{z0} = \lim_{t \rightarrow 0^+} n_z(t)$ — początkowa wartość przyrostu współczynnika przeciążenia,

$n_{zss} = \lim_{t \rightarrow \infty} n_z(t)$ — quasi-ustalona wartość $n_z(t)$ (właściwa dla aproksymacji krótkookresowej).

Do dalszych rozważań wykorzystamy model układu sterowania ruchem podłużnym samolotu przedstawiony schematycznie na rys.2. Zastosowano tutaj skrzydłowe klapy wyporowe jako dodatkową aerodynamiczną płaszczyznę sterową, lecz przedstawiona poniżej analiza będzie również słuszna dla innej konfiguracji sterów, np. steru przedniego ("canard").



Rys. 2. Układ współrzędnych oraz przyjęte oznaczenia

Do obliczenia zdefiniowanego wyżej wskaźnika efektywności DLC oraz wykorzystywanych w dalszej części opracowania kryteriów oceny manewrowości samolotu wystarczająca jest krótkookresowa aproksymacja ruchu podłużnego, którą zapiszemy w postaci operatorowej:

$$\begin{bmatrix} s - Z_w & -U_0 \\ -(M_{\dot{w}}s + M_w) & s - M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w(s) \\ q(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_{\delta_H} & Z_{\delta_K} \\ M_{\delta_H} & M_{\delta_K} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_H(s) \\ \delta_K(s) \end{bmatrix}, \quad (2.3)$$

- gdzie: U_0 — prędkość lotu,
 w — prędkość pionowa,
 q — prędkość kątowa pochylania,
 Z_w, M_q, \dots — wymiarowe pochodne aerodynamiczne, np. wg.[1].

Rozwiązując równania (2.3) otrzymamy związki:

$$\begin{aligned} w(s) &= (N_{\delta_H}^w \delta_H(s) + N_{\delta_K}^w \delta_K(s)) / \Delta_{SP}(s), \\ q(s) &= (N_{\delta_H}^q \delta_H(s) + N_{\delta_K}^q \delta_K(s)) / \Delta_{SP}(s), \end{aligned} \quad (2.4)$$

gdzie: $N_{\delta_X}^w = Z_{\delta_X} s + F_X$, $F_X = -(Z_{\delta_X} M_q + U_0 M_{\delta_X})$, $X = H, K$,
 $N_{\delta_X}^q = A_X s + B_X$, $A_X = M_{\delta_X} + Z_{\delta_X} M_{\dot{w}}$, $B_X = Z_{\delta_X} M_w - Z_w M_{\delta_X}$,
 $\Delta_{SP}(s) = s^2 + 2d_{SP}\omega_{SP}s + \omega_{SP}^2$,
 $\omega_{SP}^2 = Z_w M_q - U_0 M_w$, $d_{SP} = -(Z_w + M_q + U_0 M_{\dot{w}})/2 \cdot \omega_{SP}$.

Wykorzystując związek:

$$n_x(s) = \frac{1}{g} [s w(s) - U_0 q(s)], \quad (2.5)$$

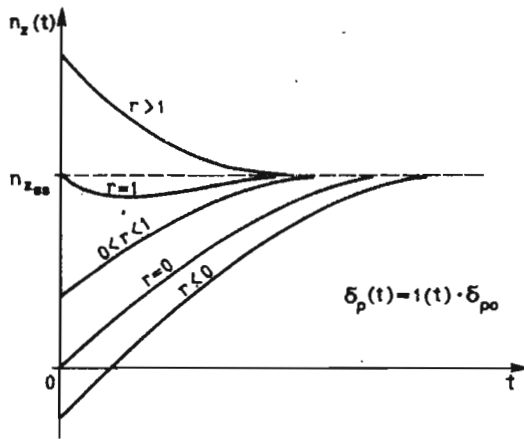
po przekształceniach otrzymamy:

$$r = \frac{\omega_{SP}^2}{U_0} \cdot \frac{Z_{\delta_H} \delta_{H_0} + Z_{\delta_K} \delta_{K_0}}{B_H \delta_{H_K} + B_K \delta_{K_K}},$$

gdzie:

$$\delta_{X_0} = \lim_{t \rightarrow 0^+} \delta_X(t), \quad X = H, K,$$

$$\delta_{X_K} = \lim_{t \rightarrow \infty} \delta_X(t), \quad X = H, K.$$



Rys. 3. Szczególne przypadki przebiegu $n_x(t)$

Rys.3 obrazuje przebieg przyrostu współczynnika przeciążenia samolotu dla różnych wartości wskaźnika efektywności DLC. Krzywa dla $r < 0$ jest charakterystyczna dla klasycznego układu sterowania, pozostałe uzyskano dla przypadku sztywnego (kinematycznego) sprzężenia płaszczyzn sterowych. Z obliczeń i analiz [3,4] wynika, że użytkowy zakres wskaźnika efektywności DLC należy szacować w przedziale $0 < r < 0.5$.

3. Wybrane kryteria oceny manewrowości podłużnej samolotu

Do analizy wybrano te kryteria, na które zastosowanie bezpośredniego sterowania siłą nośną wywiera bezpośredni wpływ. Wykorzystując krótkookresową aproksymację symetrycznego ruchu samolotu kryteria te można przedstawić jako funkcje parametrów konstrukcyjnych samolotu i układu sterowania.

3.1. Gradient przemieszczenia sterownicy względem przyrostu współczynnika przeciążenia

Gradient ten zdefiniowany jest jako stosunek wychylenia sterownicy pilota δ_P do quasi-ustalonej (dla aproksymacji krótkookresowej) wartości przyrostu współczynnika przeciążenia:

$$X_{\delta_P}^{n_{z_{ss}}} = \frac{\delta_P}{n_{z_{ss}}}.$$

Po przekształceniach otrzymamy:

$$X_{\delta_P}^{n_{z_{ss}}} = -g \frac{\omega_{SP}^2}{U_0} \cdot \frac{\delta_P}{B_H \delta_{H_K} + B_K \delta_{K_K}}. \quad (3.1)$$

3.2. Wskaźnik oczekiwanej reakcji samolotu na przyłożone sterowanie CAP (ang. Control Anticipation Parameter)

Do oceny początkowej pilota wykorzystywany jest wskaźnik CAP [5,7], zdefiniowany jako stosunek początkowej wartości przyspieszenia kąowego pochylenia ϵ_0 do ustalonej wartości przyrostu współczynnika przeciążenia $n_{z_{ss}}$:

$$CAP = -\frac{\epsilon_0}{n_{z_{ss}}} \quad \epsilon_0 = \lim_{t \rightarrow 0^+} \frac{d}{dt}(q(t)).$$

Po przekształceniach:

$$CAP = g \frac{\omega_{SP}^2}{U_0} \cdot \frac{A_H \delta_{H_0} + A_K \delta_{K_0}}{B_H \delta_{H_K} + B_K \delta_{K_K}}. \quad (3.2)$$

3.3. Kryterium procesu przejściowego C^*

Do oceny jakości procesu przejściowego po skokowym wychyleniu sterownicy wykorzystuje się kryterium C^* [6] będące ważną kombinacją liniową przyspieszenia

działającego na pilota (w kabinie załogi) i przyspieszenia wynikającego z zakrzywienia toru lotu:

$$C(t) = - \left(n_x(t) + \frac{l}{g} \dot{q}(t) \right) + \frac{U_c}{g} q(t),$$

gdzie: l — odległość kabiny pilotów od środka masy $s - tu$,
 U_c — prędkość kryterialna, $U = \text{const}$.

Wygodnie jest posłużyć się unormowanym kryterium \bar{C}^* :

$$\bar{C}^*(t) = \frac{C^*(t)}{C_{**}^*}, \quad C_{**}^* = \lim_{t \rightarrow \infty} C^*(t).$$

Uwzględniając własności samolotu i układu sterowania, kryterium \bar{C}^* można zapisać w postaci operatorowej:

$$\bar{C}^*(s) = \frac{\omega_{SP}^2}{U_0 + U_c} \cdot \frac{a_2 s^2 + a_1 s + a_0}{\Delta_{SP}(B_H \delta_{H_K} + B_K \delta_{K_K})}, \quad (3.3)$$

gdzie: $a_0 = (U_0 + U_c)(B_H \delta_H + B_K \delta_K)$, $\delta_H = \delta_H(s)$, $\delta_K = \delta_K(s)$,
 $a_1 = [(U_0 + U_c)A_H - F_H - lB_H]\delta_H + [(U_0 + U_c)A_K - F_K - lB_K]\delta_K$,
 $a_2 = -(Z_{\delta_H} + lA_H)\delta_H - (Z_{\delta_K} + lA_K)\delta_K$.

Współczynniki a_i są ogólnie funkcjami zmiennej zespolonej s . W praktyce przebieg kryterium \bar{C}^* wygodnie jest wyznaczyć z definicji, na drodze symulacji cyfrowej.

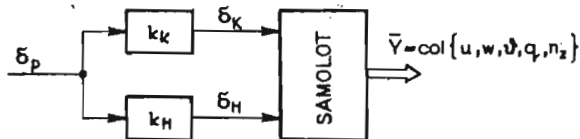
4. Struktura i własności układu sterowania

W niniejszym rozdziale rozważane będą dwie wersje układu sterowania, pozwalające kształtować wartości kryteriów manewrowości wymienionych w pkt.3.

4.1. Układ sterowania ze sztywnym sprzężeniem powierzchni sterowych

Na rys.4 pokazano schemat blokowy układu sterowania ruchem podłużnym, w którym wychylenie sterownicy δ_P powoduje jednocześnie wychylenie klap (δ_K) i steru wysokości (δ_H). Wprowadzając parametr konstrukcyjny p jako stosunek wychyleń płaszczyzn sterowych:

$$p = \frac{\delta_K}{\delta_H}, \quad \text{inaczej: } p = \frac{k_K}{k_H},$$



Rys. 4. Struktura układu sterowania ze sztywnym sprzężeniem powierzchni sterowych

wprowadzone wcześniej zależności charakteryzujące manewrowość samolotu można przedstawić w postaci związków:

— wskaźnik efektywności bezpośredniego sterowania siłą nośną:

$$r = -\frac{\omega_{SP}^2}{U_0} \cdot \frac{Z_{\delta_H} + Z_{\delta_K p}}{B_H + B_{Kp}}, \quad (4.1)$$

— gradient wychylenia sterownicy względem przyrostu współczynnika przeciążenia:

$$X_{\delta_P}^{n_x} = -\frac{g}{U_0 k_H} \cdot \frac{\omega_{SP}^2}{B_H + B_{Kp}}, \quad (4.2)$$

lub w postaci unormowanej:

$$\bar{X}_{\delta_P}^{n_x} = \frac{X_{\delta_P}^{n_x}(p)}{X_{\delta_P}^{n_x}(p=0)}, \quad (4.2')$$

— wskaźnik oczekiwanej reakcji samolotu:

$$CAP = g \frac{\omega_{SP}^2}{U_0} \cdot \frac{A_H + A_{Kp}}{B_H + B_{Kp}}, \quad (4.3)$$

— kryterium procesu przejściowego:

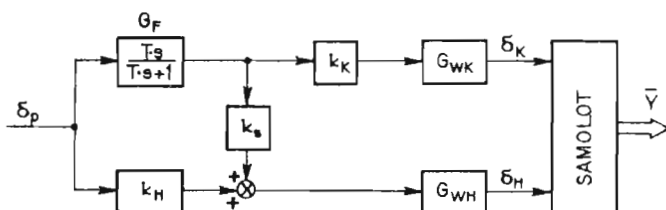
$$\bar{C}^*(s) = W' \frac{L_2(s)}{M_3(s)}, \quad (4.4)$$

gdzie: W' — stały współczynnik,
 $L_2(s), M_3(s)$ — odpowiednio wielomiany 2-ego i 3-go stopnia względem operatora Laplace'a s .

Współczynnik W' oraz współczynniki wielomianów L i M są funkcją parametrów konstrukcyjnych samolotu oraz przełożenia p .

4.2. Układ sterowania z izodromowym sprzężeniem płaszczyzn sterowych

Na rys.5 przedstawiono drugą wersję układu sterowania, na którym transmitancja $G_F(s)$ opisuje własności filtra górnoprzepustowego (człon różniczkujący rzeczywisty), natomiast transmitancje $G_{WK}(s)$ i $G_{WH}(s)$ opisują własności elementów wykonawczych wychylających płaszczyzny sterowe (w pierwszym przybliżeniu będą to elementy proporcjonalne bezinercyjne o jednostkowym wzmocnieniu). Po



Rys. 5. Struktura układu sterowania z izodromowym sprzężeniem płaszczyzn sterowych

skokowym wychyleniu sterownicy pilota δ_{P_0} płaszczyzny sterowe wychylą się o kąty:

$$\delta_{K_0} = k_K \delta_{P_0}, \quad \delta_{H_0} = (k_H + k_s) \delta_{P_0}.$$

W stanie ustalonym (dla $t \rightarrow \infty$) wychylenia wyniosą:

$$\delta_{K_K} = 0, \quad \delta_{H_K} = k_H \delta_{P_0}.$$

Wprowadzając dla przejrzystości zapisu parametry konstrukcyjne układu sterowania:

$$p' = \frac{\delta_{K_0}}{\delta_{H_0}}, \quad \text{inaczej: } p' = \frac{k_K}{k_H + k_s},$$

$$p'' = \frac{\delta_{H_K}}{\delta_{H_0}}, \quad \text{inaczej: } p'' = \frac{k_H}{k_H + k_s},$$

odpowiednie wskaźniki i kryteria manewrowości można przedstawić w postaci związków:

$$r = -\frac{\omega_{SP}^2}{U_0} \cdot \frac{Z_{\delta_H} + Z_{\delta_K} p'}{B_H p''}, \quad (4.5)$$

$$X_{\delta_P}^{n_s} = -\frac{\omega_{SP}^2}{U_0} \cdot \frac{g}{k_H B_H}, \quad (4.6)$$

$$CAP = g \frac{\omega_{SP}^2}{U_0} \cdot \frac{A_H + A_K p'}{B_H p''}, \quad (4.7)$$

$$\bar{C}^*(s) = W'' \frac{L_3(s)}{M_4(s)}. \quad (4.8)$$

Ze wzorów (4.1)-(4.8) wynika, że wskaźniki manewrowości samolotu zależą bezpośrednio od parametrów układu sterowania, a więc od k i p dla wariantu A oraz k , i p' i p'' dla wariantu B .

W szczególności dla drugiego wariantu układu sterowania (rys.5) poprzez wybór współczynników k_H , k_K i k_s można zapewnić pożądaną wartość wskaźników $X_{\delta_P}^{n_s}$ i CAP oraz pożądaną przebieg funkcji $\bar{C}^*(t)$. Stałą czasową T filtru górno-przepustowego o transmitancji G_F (rys.5) należy wybrać w ten sposób, aby nie wprowadzać zakłóceń w przebieg procesów przejściowych. Praktycznie stała czasowa filtru powinna być większą od okresu krótkookresowych oscylacji samolotu.

5. Przykład obliczeniowy

Dla zilustrowania wpływu parametrów układu sterowania na wskaźniki manewrowości samolotu wykonano obliczenia dla samolotu A4D "Skyhawk" wykonującego lot na wysokości $H = 0$ m z prędkością $U_0 = 133.4$ m/s. Samolot wyposażony jest w autonomicznie działający tłumik ruchów pochylenia oraz wykorzystano istniejące kłapy skrzydłowe do bezpośredniego sterowania siłą nośną. Do obliczeń przyjęto następujące dane [1](w jednostkach SI):

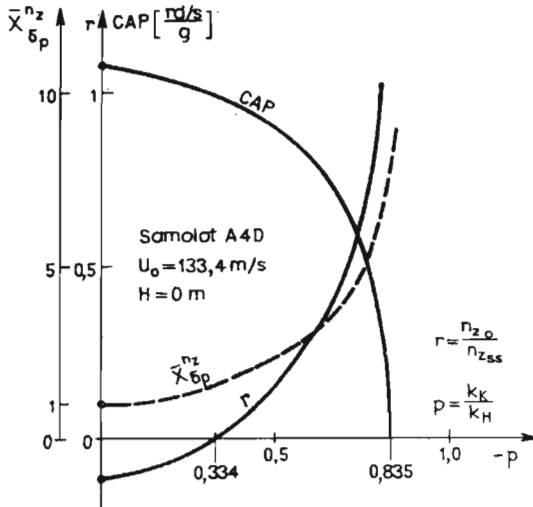
$$\begin{aligned} Z_w &= -0.873, & Z_{\delta_H} &= -12.1, & Z_{\delta_K} &= -36.24, \\ M_w &= -0.0647, & M_{\delta_H} &= -12.32, & M_{\delta_K} &= -14.79, \\ M_{\dot{w}} &= -0.0022, & M_q &= -3.698, & \omega_{SP} &= 3.44 \text{rd/s}, \\ l &= 0, & U_c &= 120 \text{ m/s}. \end{aligned}$$

Rysunki 6 i 7 przedstawiają rezultaty obliczeń dla układu sterowania ze sztywnym sprzężeniem płaszczyzn sterowych. Na charakter zależności wskaźników r , $\bar{X}_{\delta_P}^{n_s}$ i CAP od przełożenia p największy wpływ wywiera pochodna momentu pochyłającego względem wychylenia kłap (M_{δ_K}), w szczególności dla przypadku $M_{\delta_K} = Z_{\delta_K} \cdot M_w / Z_w$ otrzymamy stałą wartość gradientu $\bar{X}_{\delta_P}^{n_s}$ oraz liniową zależność r i CAP od przełożenia p .

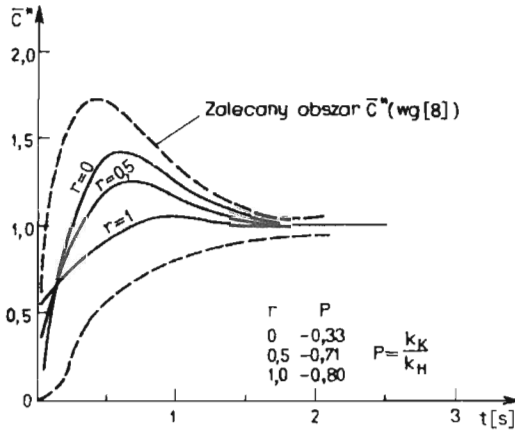
Na rys.7 naniesiono zalecany obszar przebiegu kryterium \bar{C}^* (wg.[8]) oraz przykładowe wyniki obliczeń. Zwiększając przełożenie p (a więc również wskaźnik r) uzyskuje się przesunięcie wykresu \bar{C}^* do środka tego obszaru.

Rysunki 8 i 9 przedstawiają analogicznie rezultaty dla przypadku układu sterowania z izodromowymi sprzężeniami płaszczyzn sterowych.

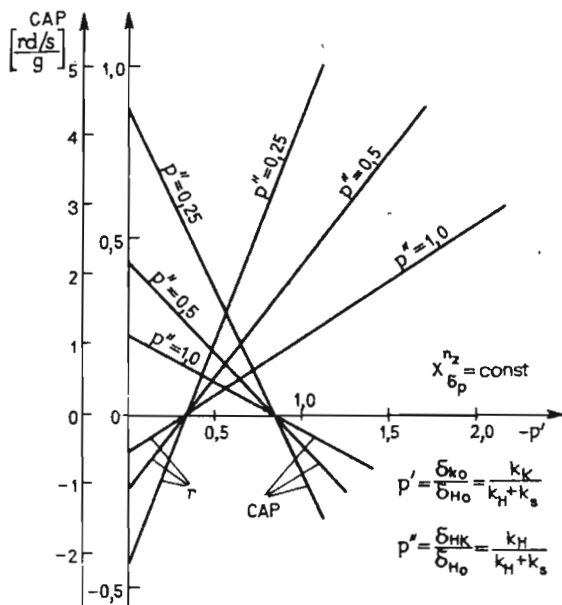
Ze wzoru (4.6) wyliczyć można wartość k_H potrzebną do uzyskania zadanego gradientu $X_{\delta_P}^{n_s}$, natomiast na rys.10 przedstawiono przykładowo możliwość wyboru



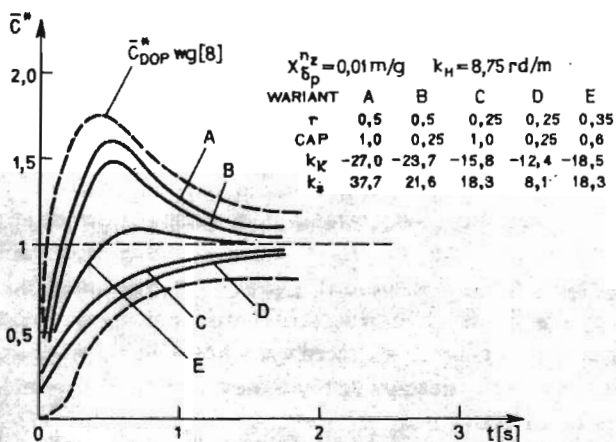
Rys. 6. Wpływ przełożenia pomiędzy kątem wychylenia kłap a kątem wychylenia steru wysokości na wskaźniki manewrowości $s - tu$



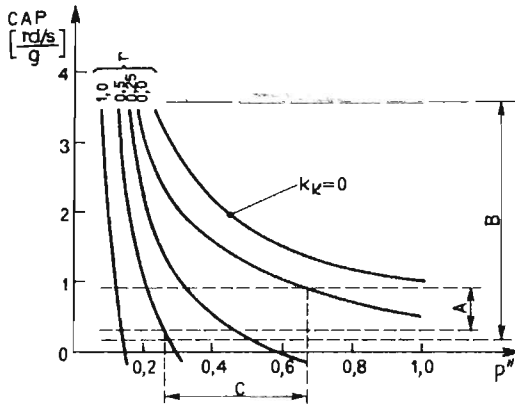
Rys. 7. Przebieg \bar{C}^* dla samolotu A4D wyposażonego w układ sterowania DLC ze sztywnym sprzężeniem płaszczyzn sterowanych



Rys. 8. Wpływ parametrów konstrukcyjnych układu sterowania z izodromowym sprzężeniem płaszczyzn sterowych na wskaźniki manewrowości samolotu



Rys. 9. Przebieg \bar{C}^* dla samolotu A4D wyposażonego w układ sterowania DLC z izodromowymi sprzężeniami



Rys. 10. Przykład wyboru parametru p'' dla samolotu A4D wyposażonego w układ sterowania DLC z izodromowymi sprzężeniami płaszczyzn sterowych: A — zalecany obszar kryterium CAP wg [5], B — dopuszczalny obszar CAP wg MIL-F-8785C (za [7]), C — zalecany przedział parametru p''

przełożenia p'' w układzie sterowania, zapewniającego uzyskanie pożądanej wartości wskaźników CAP i r . Parametr p' wyliczyć można ze wzorów (4.5) lub (4.7), a następnie sprawdzić poprawność przebiegu kryterium $\bar{C}^*(t)$.

6. Uwagi i wnioski

Zastosowanie bezpośredniego sterowania siłą nośną powoduje modyfikacje własności pilotażowych samolotu, w tym również manewrowości scharakteryzowanej kryteriami przytoczonymi w niniejszej pracy. W zależności od pożądanego charakteru tej modyfikacji należy dobrać strukturę i parametry układu sterowania. Izodronowe sprzężenie płaszczyzn sterowych pozwala na większą swobodę w kształtowaniu własności sterownościowych samolotu, prowadzi jednak do komplikacji technicznej układu sterowania,

Pomocniczym kryterium oceny manewrowości samolotu może być wskaźnik efektywności bezpośredniego sterowania siłą nośną, gdyż jego wartość informuje o szybkości narastania siły nośnej w przypadku wykonywania energicznych manewrów. Dla oceny możliwości szybkiej zmiany wysokości niezbędnej dla ominięcia przeszkód w lotach na małej wysokości lub złagodzenia skutków uskoku wiatru podczas podejścia do lądowania proponuje się wprowadzić dodatkowe kryterium

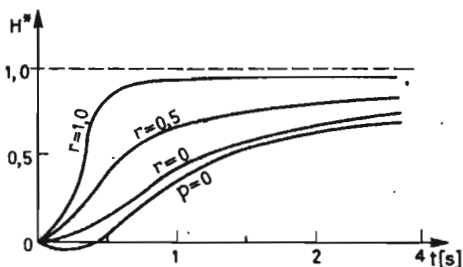
$H^*(t)$:

$$H^*(t) = \frac{H(t)}{H_T(t)}, \quad t > 0, \quad (6.1)$$

gdzie: $H(t)$ — zmiana wysokości lotu po skokowym wychyleniu sterownicy pilota,

$H_T(t)$ — zmiana wysokości w przypadku skokowego przyrostu przyspieszenia do wartości ustalonej (dla aproksymacji krótkookresowej: $H_T = \frac{1}{2}n_{z_{max}}t^2$).

Na rys.11 przedstawiono przebieg kryterium $H^*(t)$ dla rozpatrywanego przykładu liczbowego dotyczącego samolotu A4D "Skyhawk" wyposażonego w układ sterowania ze sztywno sprzężonymi płaszczyznami sterowymi. Przebieg $H^*(t)$ pozwala ocenić możliwości wykonania przez samolot energicznego manewru w płaszczyźnie jego symetrii.



Rys. 11. Przykład przebiegu kryterium H^* dla samolotu A4D z układem sterowania ze sztywnym sprzężeniem płaszczyzn sterowych

Rozważania powyższe oparto na analizie wpływu struktury i parametrów układu sterowania na wartość kryteriów manewrowości stosowanych do samolotów z klasycznymi układami sterowania. Zastosowanie niekonwencjonalnych rozwiązań (np. wykorzystanie sterowania aktywnego) zmienia jakościowo własności pilotażowe samolotu i do ich pełnej oceny należałoby przeprowadzić odrębne badania eksperymentalne (np. przy użyciu symulatorów lotu) dla zbudowania odpowiednich kryteriów oceny oraz określenia pożądanych zakresów ich zmienności.

7. Literatura

1. D.MCRUER, I.ASHKENAS, D.GRAHAM, *Aircraft Dynamics and Automatic Control*, Princepon, 1973
2. W.J.G.PINSKER, *The Control Characteristics of Aircraft Emplping Direct-Lift Control*, A.R.C. R& M, No 3629, 1968

3. S. BOCIEK, A. TOMCZYK, *Analiza możliwości wykorzystania bezpośredniego sterowania siłą nośną do modyfikacji własności pilotażowych samolotu*, Prace Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 1988
4. S. BOCIEK, *Synteza układu sterowania samolotem z wykorzystaniem bezpośredniego sterowania siłą nośną*, Rozprawa doktorska, Rzeszów, 1987
5. W. BIRHLER JR, *A Handling Qualities Theory for Precise Flight Path Control*, AFFDL-TR-65-198
6. H. N. TOBIE, E. M. ELLIOTT, L. G. MALCOLM, *A New Longitudinal Handling Qualities Criterion*, National Aerospace Electronics Conference, Dayton, 1966
7. H. A. MOOIJ, *Criteria for Low-Speed Longitudinal Handling Qualities of Transport Aircraft with Closed-Loop Flight Control Systems*, Delft, 1984
8. D. C. ANDERSON, R. L. BERGER, J. R. HESS, *Maneuver Load Control and Relaxed Static Stability Applied to a Contemporary Fighter Aircraft*, Journal of Aircraft, No 2, 1973

Summary

The paper presents the analysis of structure and control system parameters influence on chosen manoeuvrability characteristics for aircraft equipped with direct lift control system. Certain methodology for parameter determination was suggested together with additional criteria for manoeuvrability assessment. The consideration were illustrated on numerical example.

Резюме

В работе представлен анализ влияния структуры и параметров системы управления продольным движением самолёта с непосредственным управлением подъёмной силой (НУПС) на избранные характеристики манёвренности. Предположено методика выбора параметров системы, а также дополнительные способы оценки манёвренности самолёта. Численный пример в котором использовано динамику продольного движения самолёта А4D "Скайхоук" иллюстрирует теоретические рассуждения.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 12 października 1988 roku