

Badany w pracy system wykazuje silne nieliniowości, a ponadto cechuje się dużą złożonością struktur elementów i relacji pomiędzy nimi. Z tego względu nie możemy tu wykorzystać znanych metod syntezy układów sterowania automatycznego. Dla tak złożonych systemów nie istnieją obecnie metody umożliwiające ściśle, analityczne rozwiązanie zadania syntezy. W pracy tej dobierano kolejne wersje struktur oraz parametrów praw sterowania, określano jakość sterowania zgodnie z przyjętym kryterium i na tej podstawie wyznaczano warianty, które uznano za optymalne dla przyjętego zadania. Osobnym problemem jest dobór kryteriów jakości sterowania. W tym celu przyjęto całkowite, kwadratowe wskaźniki jakości, uwzględniające wszystkie kanały sterowania. Opisane są one zależnościami:

$$J = \sum_{i=1}^n \int_0^{t_h} [y_{zi}(t) - y_i(t)]^2 dt, \quad (1.1)$$

$$J_1 = \sum_{i=1}^n \int_0^{t_h} \left[\frac{y_{zi}(t) - y_i(t)}{y_{i \max}} \right]^2 dt, \quad (1.2)$$

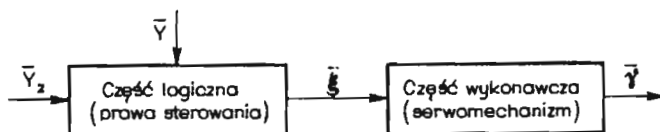
gdzie: $y_{zi}(t)$ — założony przebieg zmiennej, $y_i(t)$ — rzeczywisty przebieg zmiennej, $y_{i \max}$ — maksymalny założony zakres zmian wartości i -tej zmiennej lub wartość zadana y_{zi} i -tej zmiennej stanu, gdy jest ona różna od zera, n — ilość kanałów sterowania. Wskaźnik J_1 ma postać znormalizowaną, umożliwiającą ocenę procesów przejściowych, gdy wielkości sterowane są różnego rzędu.

Powszechnie stosowane w teorii sterowania całkowite, kwadratowe wskaźniki jakości, nie pozwalają w pełni ocenić jakości sterowania lotem. Uzupełniono je oceną procesów przejściowych we wszystkich kanałach sterowania oraz wymaganiami dotyczącymi osiąarów samolotu, jego stabilności i sterowalności. Wskaźniki jakości sterowania oceniano w poszczególnych kanałach sterowania oraz całego procesu, we wszystkich kanałach łącznie.

2. Modele autopilota

W strukturze autopilota można wyróżnić dwie części. Pierwsza część, logiczna, wyznacza sygnały uchybów oraz, zgodnie z przyjętym prawem sterowania, sygnały sterowania. Część druga, wykonawcza, wychyla odpowiednie organy sterowania zgodnie z sygnałami sterowania wytworzonymi w części logicznej. Schemat strukturalny autopilota badanego w pracy przedstawiono na rysunku 1.

Przyjęta do badań struktura autopilota odzwierciedla budowę rzeczywistego urządzenia. Różnica polega na tym, że część wykonawcza autopilota wychyla odpowiednie powierzchnie sterowe, zaś organy sterowania wychylane są odpowiednio



Rys. 1. Schemat strukturalny autopilota

do wychyleń powierzchni sterowych, przez specjalne serwomechanizmy. W modelu założono, że część wykonawcza autopilota wychyla organy sterowania, wymuszając w ten sposób zmianę położenia odpowiednich powierzchni sterowych. Przyjęcie takiego modelu stworzyło możliwość zastąpienia w modelu symulacyjnym całego systemu, autopilota pilotem i na odwrót. Umożliwiło także efektywne zamodelowanie błędów układów poruszających powierzchnie sterowe, np. tarcia, luzów czy błędów wykonania.

2.1. Część wykonawcza autopilota

W rozwiązaniach części wykonawczej autopilota (serwomechanizmu) stosuje się najczęściej silnik elektryczny z przekładnią, zwany elektromechanizmem autopilota, lub siłownik elektrohydrauliczny. Biorąc pod uwagę, że opóźnienia autopilota nie powinny pogarszać całościowych właściwości samolotu, stosuje się tu serwomechanizmy o dużych mocach w stosunku do obciążeń. Wpływ dynamiki takiego serwomechanizmu na dynamikę systemu jest więc niewielki, co pozwala na opis tej części autopilota za pomocą modeli inercyjnych pierwszego rzędu o postaci:

$$T_i \frac{d\gamma_i}{dt} + \gamma_i = K_i \xi_i \quad (2.1)$$

gdzie: T_i , K_i — odpowiednio stała czasowa i współczynnik wzmocnienia serwomechanizmu, γ_i — położenie organu sterowania, ξ_i — uchyb, wyznaczany osobno w każdym kanale zgodnie z prawem sterowania.

Do badań przyjęto wartości współczynników wzmocnienia i stałych czasowych wynikające z rzeczywistej konstrukcji, a stan serwomechanizmów wyznaczano w każdym z czterech kanałów oddzielnie.

2.2. Część logiczna autopilota

Prowadzono badania autopilota czterokanałowego, sterującego przestrzennym ruchem samolotu, a więc jego prędkością, wysokością lotu, przechyleniem i odchyleniem. Za pomocą przechylenia i odchylenia samolotu autopilot realizował lot według zadanego kursu.

Rzeczywiste układy wyznaczające uchyby i sygnały sterujące częścią wykonawczą prowadzą obliczenia w czasie o rząd krótszym od opóźnień występujących w części wykonawczej autopilota. Z tego względu w modelu części logicznej ograniczono się do opisanego zależności służących do wyznaczania wartości uchybów, oraz do praw sterowania. Uwzględniono także ograniczenia dynamiczne samolotu. Polegają one głównie na:

- niebezpieczeństwie przeciągnięcia samolotu,
- niebezpieczeństwie przekroczenia krytycznych kątów natarcia,
- niebezpieczeństwie przekroczenia dopuszczalnych przeciążeń.

W poszczególnych kanałach sterowania wyznaczano uchyb porównując wartości zadane wielkości sterowanych z ich wartościami rzeczywistymi. W każdym z kanałów sterowania przyjęto też prawa sterowania uzależniające prędkość wychylenia organu sterowania od uchybu (autopilot ze sprzężeniem różniczkującym). Pozwoliło to na minimalizację uchybu statycznego przy stosunkowo prostym opisie i obliczeniach. Przy wyborze praw sterowania kierowano się podobieństwem działania autopilota do reakcji pilota oraz wynikami prowadzonych wcześniej prac własnych [2] i obcych, np. [1].

Autopilot prędkości steruje prędkością lotu wysterowując odpowiednio zespół napędowy. Sygnałami wyjściowymi z autopilota są wychylenia dźwigni sterowania silnikami, zaś wejściowymi prędkość zadana i aktualna. Prawo sterowania dla każdego z silników jest jednakowe i ma postać:

$$\dot{\gamma}_a = K_v[(V_z - V) - T_v \dot{V}], \quad (2.2)$$

gdzie: K_v — współczynnik wzmocnienia, T_v — współczynnik tłumienia.

Autopilot wysokości miał za zadanie wysterować lot samolotu na dowolnie zadanej wysokości. Sygnałami wejściowymi, w wersji przyjętej do badań przedstawionych w tej pracy, są wysokość zadana i aktualna oraz kąt nachylenia trajektorii lotu, zaś wyjściowym pochylenie drążka sterowego. Do badań tu opisanych przyjęto prawo sterowania wysokością lotu w postaci:

$$\dot{\gamma}_w = K_H[(H_z - H) - T_\theta \theta - \dot{T}_\theta \dot{\theta}], \quad (2.3)$$

gdzie: K_H — współczynnik wzmocnienia, T_Θ , T_ϕ — współczynniki tłumienia, H — wysokość lotu, Θ - kąt nachylenia trajektorii lotu samolotu.

Autopilot kursu sterował kursem samolotu wychylając lotki, zaś ster kierunku używał do minimalizowania kąta ślizgu samolotu. Koncepcja taka wynikła z wcześniejszych prac własnych [2]. Wykonanie zakrętu bez straty wysokości wymaga skoordynowanego wychylenia lotek i steru kierunku. Prawa sterowania autopilota przyjęte do badań mają postać:

— dla lotek (oznaczone literami):

$$E: \quad \dot{\gamma}_l = K_L[(\psi_x - \psi) - T_\psi \dot{\psi} - T_\phi \dot{\phi}], \quad (2.4)$$

$$F: \quad \dot{\gamma}_l = K_L[(\psi_x - \psi) - T_\phi \dot{\phi} - T_\psi \dot{\psi}], \quad (2.5)$$

$$G: \quad \dot{\gamma}_l = K_L[(\Psi_x - \Psi) - T_\phi \dot{\phi} - T_\psi \dot{\psi}], \quad (2.6)$$

— dla steru kierunku:

$$\dot{\gamma}_l = K_K(-\beta - T_\psi \dot{\psi}), \quad (2.7)$$

gdzie: K_L , K_K — współczynniki wzmocnień, T_ψ , T_ϕ , T_ψ , T_ψ — współczynniki tłumień, ψ — kąt odchylenia samolotu, ϕ — kąt przechylenia samolotu, Ψ — kąt kursu.

3. Przykładowe wyniki badań

Przedmiotem badań przedstawionych w tej pracy było określenie wpływu struktury praw sterowania kursem samolotu oraz wartości współczynników tych praw, na jakość automatycznego sterowania lotem samolotu. Badania przeprowadzono dla samolotu szkolno - bojowego.

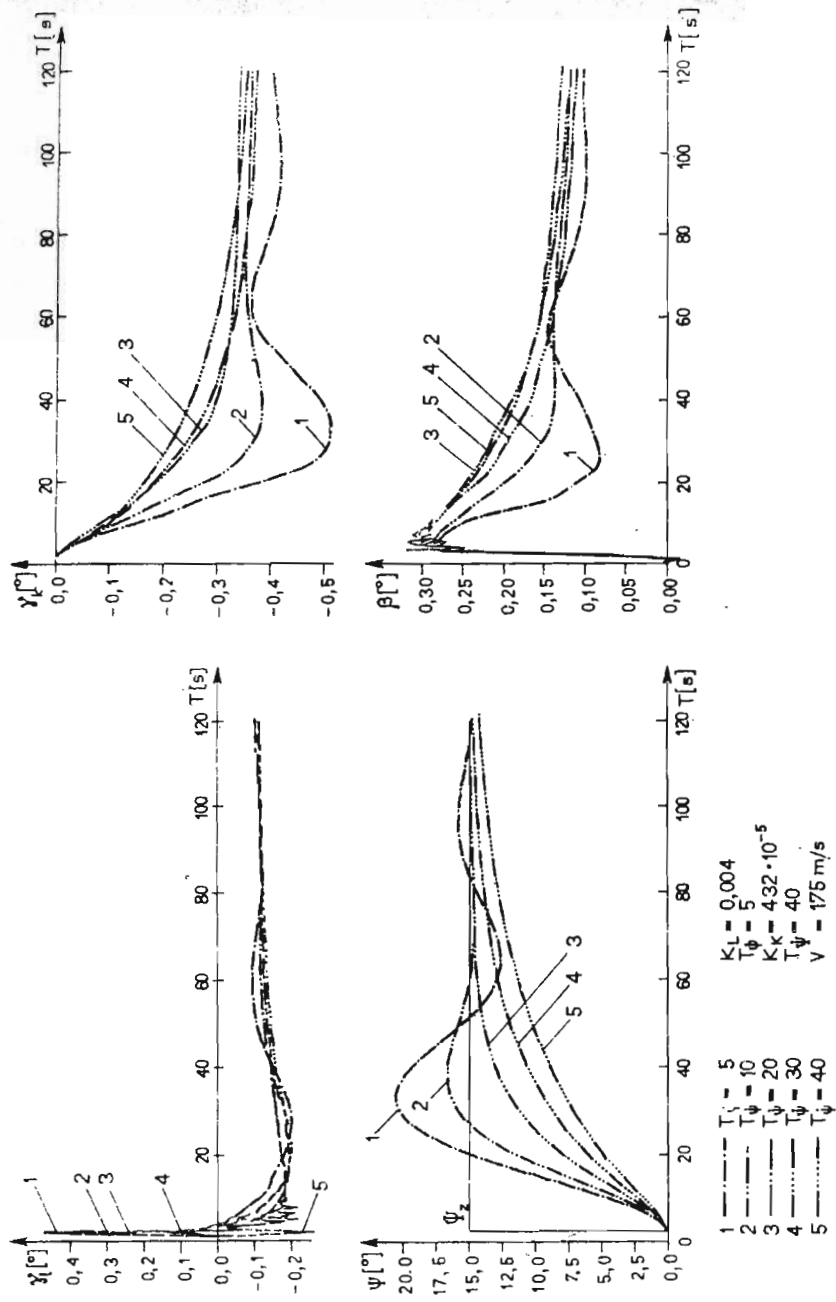
Jako zadanie testowe dla autopilota kursu przyjęto realizację sterowania lotem przy skokowej zmianie wartości zadanej kursu o 15° . W pozostałych kanałach sterowania lotem, prędkości i wysokości, autopilot miał utrzymać początkowe wartości zmiennych kontrolowanych t.j. prędkość 175 m/s i wysokość 2000 m. Prawa sterowania w tych kanałach przyjęto zgodnie z zależnościami (2.2) i (2.3). Przyjęto następujące wartości współczynników w tych prawach:

— sterowania prędkością: $K_v = 1$, $T_v = 2$,

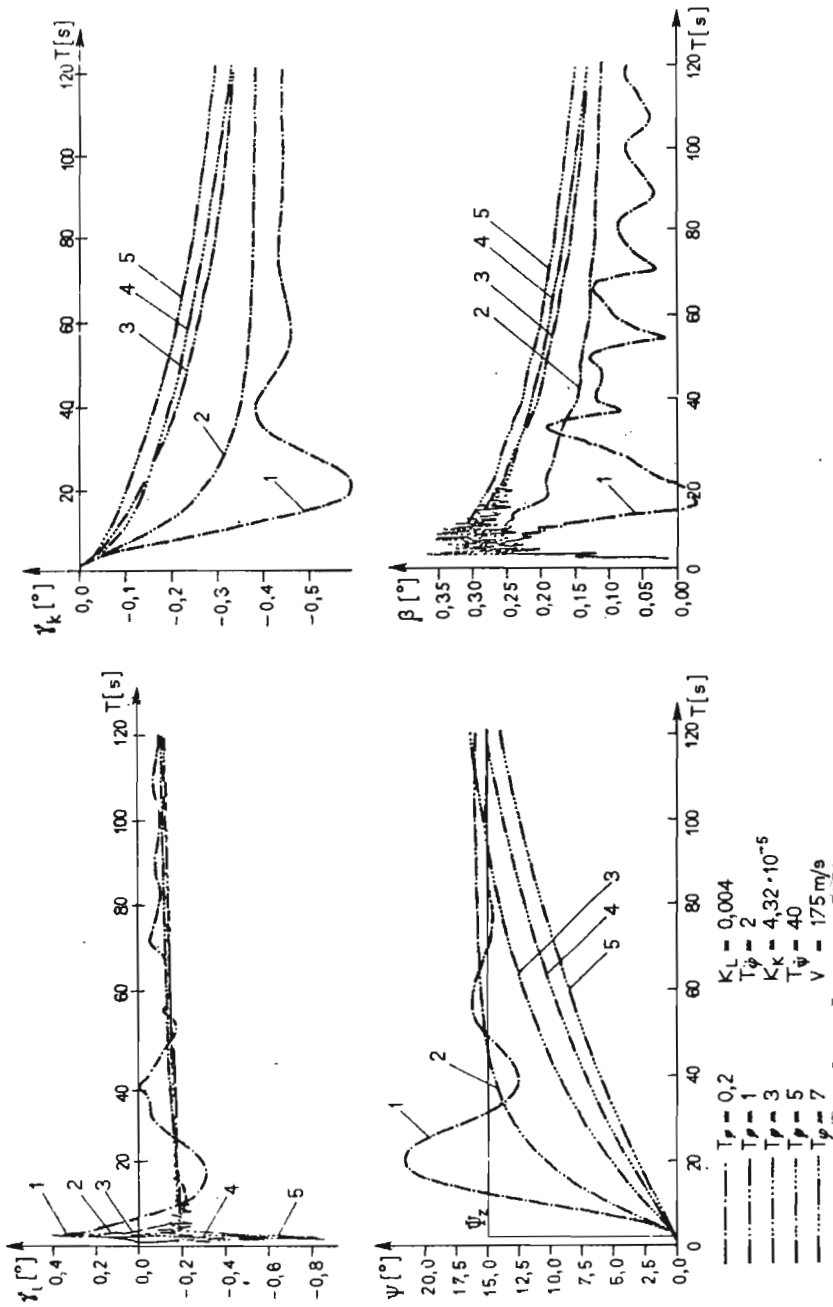
— sterowania wysokością: $K_H = 4.32 \times 10^{-6}$, $T_\Theta = 1700$, $T_\phi = 8600$.

Badania symulacyjne autopilota kursu przeprowadzono dla współczynników praw sterowania: $K_L \in [4 \times 10^{-4}; 1.4 \times 10^{-2}]$, $K_K \in [0; 8 \times 10^{-5}]$, $T_\psi \in [0; 50]$, $T_\phi \in [0; 20]$, $T_\psi \in [0; 45]$, $T_\psi \in [0; 120]$.

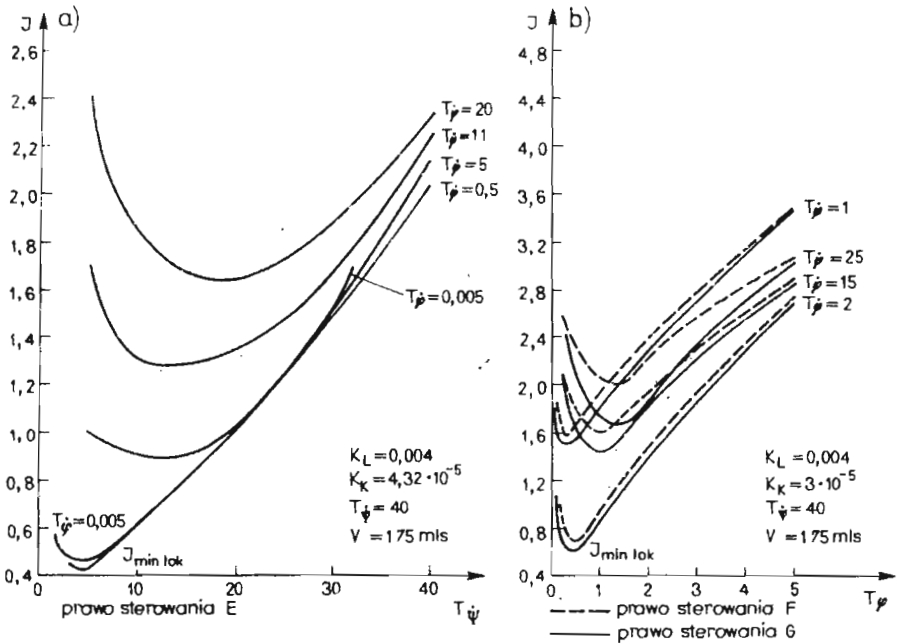
Przykładowe przebiegi, uzyskane dla poszczególnych praw sterowania, przedstawiono na rysunkach: 2 — dla prawa sterowania E , 3 — dla prawa sterowania



Rys. 2. Autopilot kursu. E — zmiana kursu o 15° , γ_k — przechylenie drążka, ψ — kurs, γ_k — wychylenie pedałów, β — kąt ślizgu



Rys. 3. Autopilot kursu. G — zmiana kursu 015° , γ_k — przechylenie drążka, ψ — kurs, γ_k — wychylenie pedałów, β — kąt ślizgu



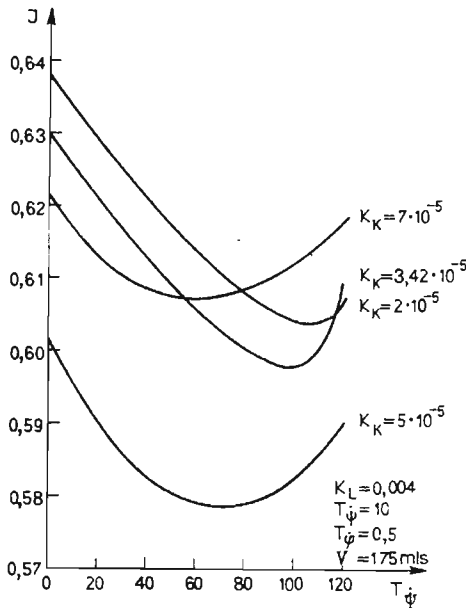
Rys. 4. Autopiloty kursu E , F i G . Zależność wskaźnika jakości od parametrów praw sterowania, dla $K_L = 0.004$

G . Przebiegi dla prawa sterowania F były bardzo zbliżone do uzyskiwanych dla prawa sterowania G . Zmiany wskaźników jakości sterowania pokazano na rysunku 4 i 5.

4. Wnioski

Przeprowadzone badania symulacyjne pozwoliły na sformułowanie szeregu wniosków.

1. Przyjęte do badań struktury praw sterowania zapewniają wysoką jakość sterowania kursem samolotu, przy odpowiednim doborze wartości współczynników tych praw. Minimum wskaźnika jakości uzyskano dla prawa sterowania E , dla wartości współczynników tego prawa $K_L = 0.004$, $T_{\psi} = 10$, $T_{\psi_0} = 0.5$ (por.



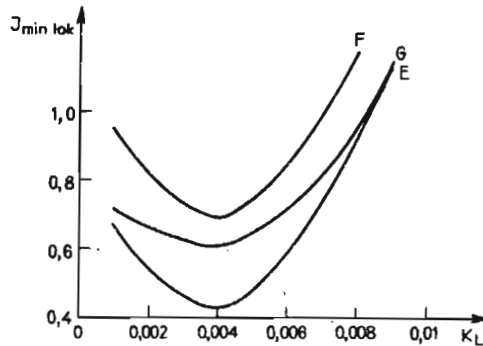
Rys. 5. Autopilot kursu, prawo sterowania sterem kierunku. Zależność wskaźnika jakości od parametrów praw sterowania

krzywa dla $T_{\phi} = 0.5$ na rys.4a).

2. Współczynnik K_L wpływa na sterowność, zatem także na czas regulacji. Współczynniki T_{ψ} i T_{ϕ} praw sterowania lotkami zapewniają stabilność procesów przejściowych i eliminują uchyb statyczny.

3. W przebadanym zakresie warunków lotu minimum lokalne wskaźnika jakości $J_{\min \text{ lok}}$ (dla jednego kanału - kursu), uzyskiwano w przybliżeniu przy takich samych wartościach współczynników T_{ψ} i T_{ϕ} prawa sterowania E oraz T_{ϕ} i T_{ψ} praw sterowania F i G , niezależnie od wartości współczynnika wzmacnienia K_L . Zależność lokalnego wskaźnika jakości sterowania $J_{\min \text{ lok}}$ od współczynnika wzmacnienia K_L , przy optymalnych wartościach współczynników tłumienia, zilustrowano na rysunku 6.

4. Wraz ze wzrostem prędkości lotu lub obniżeniem wysokości, a co za tym idzie wzrostem ciśnienia dynamicznego, rośnie ogólne wzmacnienie sterowania. Przejawia się to we wzroście skuteczności lotek. Zatem dla zachowania optymalności



Rys. 6. Autopilot kursu. Zależność lokalnego minimum wskaźnika jakości sterowania od współczynnika K_L

sterowania, współczynniki wzmocnienia autopilota kursu, K_L — lotek i K_K — steru kierunku, przy wzroście ciśnienia dynamicznego powinny przyjmować odpowiednio mniejsze wartości.

5. Istnienie minimów lokalnych wskaźnika jakości sterowania przy tych samych wartościach współczynników tłumień, niezależnie od wartości współczynnika wzmocnienia K_L , pozwala zrezygnować z adaptacji tych współczynników w zależności od warunków lotu. Ewentualna adaptacja autopilota kursu polegałaby wyłącznie na odpowiedniej zmianie współczynnika wzmocnienia w zależności od ciśnienia dynamicznego.

6. Podczas symulacji uzyskano zbliżone minimalne wartości wskaźnika jakości dla poszczególnych praw sterowania. Są one na tyle małe, że jakość sterowania nie musi być czynnikiem decydującym przy ich wyborze. Czynnikiem tym może być między innymi łatwość realizacji technicznej.

Literatura

1. А.Боднер, Системы управления летательными аппаратами, Машиностроение, Москва 1979
2. C.SZCZEPAŃSKI, Modelowanie i badanie zamkniętego układu sterowania lotem samolotu, Rozprawa doktorska, PW Warszawa 1986
3. C.SZCZEPAŃSKI, R.VOGT, Modelowanie samolotu jako zamkniętego systemu sterowania, MTiS, 1-2, 26, PWN Warszawa 1987

Summary

In this paper the velocity, height and course control laws have been described. For investigations, as an example maneuver, the coordinated turn of 15° with stabilised velocity and height has been chosen. The influence of coefficients of course control laws on the dynamics of flight and transition processes has been described. The results of an example of computer simulation of the chosen phase of flight have been shown.

Резюме

Представлено законы управления скоростью, высотой и направлением полёта самолёта. Как прикладной маневр, к исследованиям принято координированный разворот о 15° при стабилизации скорости и высоты полёта. Исследовано также влияние коэффициентов законов управления на динамику полёта самолёта и переходные процессы. Показано прикладные результаты компьютерового моделирования, принятое в исследованиях фазы полёта.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 12 października 1988 roku