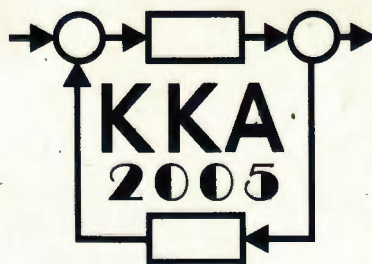


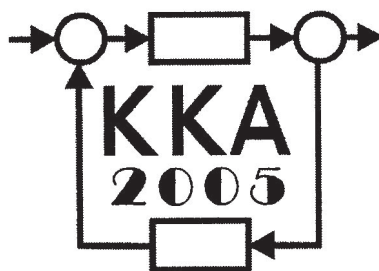
XV Krajowa Konferencja Automatyki

Tom I



**Redaktorzy:
Zdzisław Bubnicki
Roman Kulikowski
Janusz Kacprzyk**

XV Krajowa Konferencja Automatyki Tom I



Redaktorzy:
Zdzisław BUBNICKI
Roman KULIKOWSKI
Janusz KACPRZYK

ORGANIZATOR

Komitet Automatyki i Robotyki Polskiej Akademii Nauk
Instytut Badań Systemowych Polskiej Akademii Nauk

WSPÓŁORGANIZATORZY

Politechnika Warszawska

Przemysłowy Instytut Automatyki i Pomiarów

Polskie Stowarzyszenie Pomiarów, Automatyki i Robotyki

ORGANIZATOR

Komitet Automatyki i Robotyki Polskiej Akademii Nauk
Instytut Badań Systemowych Polskiej Akademii Nauk

WSPÓLORGANIZATORZY

Politechnika Warszawska
Przemysłowy Instytut Automatyki i Pomiarów
Polskie Stowarzyszenie Pomiarów, Automatyki i Robotyki

KOMITET PROGRAMOWY

Przewodniczący
Zastępca Przewodniczącego

Zdzisław BUBNICKI
Roman KULIKOWSKI

CZŁONKOWIE

Stanisław BAŃKA
Mikołaj BUSŁOWICZ
Ryszard GESSING
Jakub GUTENBAUM
Stanisław KACZANOWSKI
Janusz KACPRZYK
Józef KORBICZ
Krzysztof KOZŁOWSKI
Krzysztof KUŹMIŃSKI
Krzysztof MALINOWSKI
Antoni NIEDERLIŃSKI
Tadeusz PUCHAŁKA
Stanisław SKOCZOWSKI
Jerzy ŚWIĄTEK
Ryszard TADEUSIEWICZ
Krzysztof TCHOŃ
Jan WĘGLARZ

Michał BIAŁKO
Władysław FINDEISEN
Henryk GÓRECKI
Jerzy JÓZEFczyk
Tadeusz KACZOREK
Jerzy KLAMKA
Zbigniew KOWALSKI
Juliusz L. KULIKOWSKI
Kazimierz MALANOWSKI
Wojciech MITKOWSKI
Władysław PEŁCZEWSKI
Leszek RUTKOWSKI
Roman SŁOWIŃSKI
Andrzej ŚWIERNIAK
Piotr TATJIEWSKI
Leszek TRYBUS
Andrzej P. WIERZBICKI

KOMITET ORGANIZACYJNY

Przewodniczący
Zastępcy Przewodniczącego

Roman KULIKOWSKI
Janusz KACPRZYK
Stanisław KACZANOWSKI
Tadeusz KACZOREK
Krzysztof MALINOWSKI
Roman OSTROWSKI
Tadeusz PUCHAŁKA
Dariusz WAGNER
Jan STUDZIŃSKI
Jan W. OWSIŃSKI

Członkowie

Sekretarze naukowci

ISBN 83-89475-00-6

Copyright © Instytut Badań Systemowych Polskiej Akademii Nauk
All rights reserved

Druk: ARGRAF, Warszawa

TEORIA STEROWANIA
– TEORIA SYSTEMÓW

ZASTOSOWANIE WYSOKIEGO RZĘDU POCHODNYCH W STEROWANIU OBIEKTEM NIELINIOWYM[†]

Roman CZYBA^{*}, Marian BŁACHUTA^{**}

^{*} Politechnika Śląska, Wydział Automatyki, Elektroniki i Informatyki
ul. Akademicka 16, 44-100 Gliwice, e-mail: Roman.Czyba@polsl.pl

^{**} Politechnika Śląska, Wydział Automatyki, Elektroniki i Informatyki
ul. Akademicka 16, 44-100 Gliwice, e-mail: blachuta@polsl.pl

Streszczenie: Celem pracy jest zastosowanie metody kontrakcji dynamicznej (ang. Dynamic Contraction Method - DCM) do syntezy układu sterowania obiektu nieliniowego, jakim jest samolot oraz analiza właściwości uzyskanych rozwiązań. W artykule przedstawiono model dynamiki obiektu sterowania ze wskazaniem na nieliniowości tkwiące w tym opisie. Następnie przedstawiono metodę kontrakcji dynamicznej, którą wykorzystano do projektowania układu sterowania. Wyróżniającą cechą zastosowanego prawa sterowania jest wykorzystanie wysokiego rzędu pochodnych. W końcowym etapie zaprezentowano zadanie sterowania, omówiono sposób projektowania regulatorów oraz zaprezentowano wyniki symulacji lotów, które wykonano w układzie zamkniętym z układem sterowania DCM.

Słowa kluczowe: Układ regulacji nieliniowej, metoda kontrakcji dynamicznej, badania symulacyjne.

1. WSTĘP

Z punktu widzenia automatyki istotnymi cechami rozważanego problemu są: nieliniowość, niestacjonarność i wielowymiarowość. Klasyczne metody sterowania zakładają, że dynamika obiektu jest liniowa i stacjonarna wokół pewnego stanu ustalonego lotu [2]. Niestety w ekstremalnych warunkach, takie systemy sterowania nie działają poprawnie z powodu silnych nieliniowości występujących w dynamice lotu. Pierwsze próby projektowania regulatorów dla układów nieliniowych podejmowane były w oparciu o teorię systemów o zmiennej strukturze VSS (ang. Variable Structure Systems) [6]. Innym rozwiązaniem jest użycie metod bazujących na nieliniowej odwrotnej dynamice NID (ang. Non-linear Inverse Dynamics) [1]. Wadą tego podejścia jest założenie o całkowitej znajomości dynamiki systemu. Innym rozwiązaniem problemu odwrotnych dynamik, przy założeniu o niekompletnej informacji o zmieniających się parametrach układu i zewnętrznych zakłóceniach, jest zastosowanie metody lokalizacji LM (ang. Localization Method) [7]. Uogólnieniem i dalszym rozwinięciem LM jest metoda kontrakcji dynamicznej (ang. Dynamic Contraction Method) [8], która pozwala na kształtowanie pożądanego przebiegów

wyjść dla obiektów nieliniowych i niestacjonarnych przy założeniu, że informacja o zmieniających się parametrach układu i zewnętrznych zakłóceniach jest niekompletna [3]. Wyróżniającą cechą prawa sterowania LM oraz DCM jest zastosowanie wysokiego rzędu pochodnych wraz z dużym wzmocnieniem.

2. DYNAMIKA OBIEKTU STEROWANIA

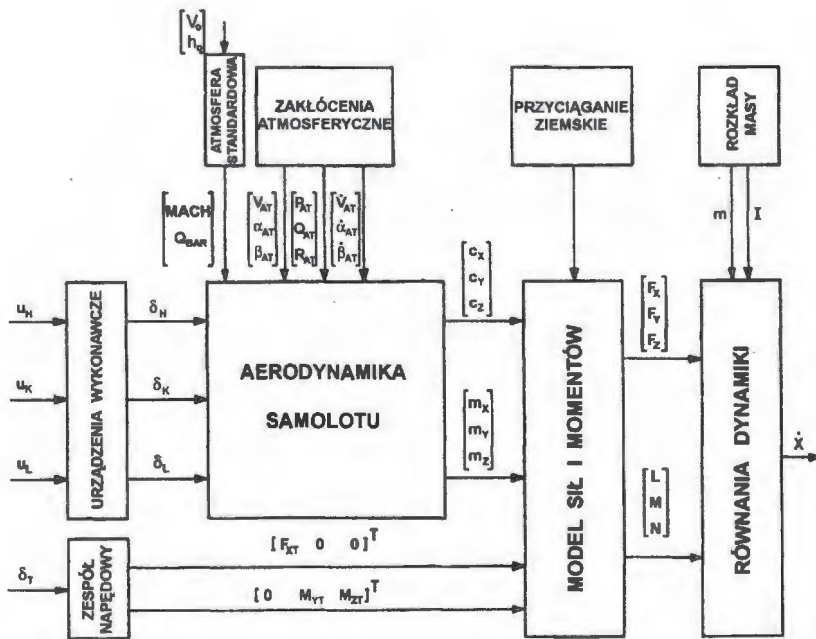
Nieliniowy model samolotu traktujemy jako ciało sztywne o sześciu stopniach swobody, dla którego przedstawiono opis dynamiki lotu z uwzględnieniem ruchu postępowego i obrotowego. W pracach projektowych jak i symulacjach wykorzystano model samolotu F16, którego schemat blokowy przedstawia rys.1. Model matematyczny oraz dane geometryczne, masowe i aerodynamiczne są zgodne z dokumentacją techniczną zamieszczoną w [4].

Przyjmujemy następujący wektor stanu i wektor sterowań:

$$\bar{x} = [V, \alpha, \gamma, \beta, \bar{\Phi}^T, \bar{\omega}^T, \bar{T}^T]^T \quad (1)$$

$$\bar{u} = [\delta_r, u_H, u_K, u_L]^T \quad (2)$$

gdzie: V - prędkość liniowa, α - kąt natarcia, γ - kąt toru lotu, β - kąt ślizgu, $\bar{\Phi} = [\phi, \theta, \psi]^T$ - wektor kątów Eulera, $\bar{\omega} = [P, Q, R]^T$ - wektor prędkości kątowej, $\bar{T} = [x, y, h]^T$ - wektor położenia, δ_r - przemieszczenie dźwigni sterowania ciągiem silnika, u_H - sygnał sterujący mechanizmem wykonawczym wychylającym ster wysokości (δ_H), u_K - sygnał sterujący mechanizmem wykonawczym wychylającym ster kierunku (δ_K), u_L - sygnał sterujący mechanizmem wykonawczym wychylającym lotki (δ_L).



Rys.1. Schemat blokowy nieliniowego modelu dynamiki samolotu

Model samolotu jest nieliniowy zarówno wskutek równań dynamiki ciała sztywnego, dynamiki zespołu napędowego, oraz aerodynamiki samolotu zawartej w tablicach danych doświadczalnych określających współczynniki sił c_x, c_y, c_z i momentów m_x, m_y, m_z .

3. METODA KONTRAKCJI DYNAMICZNEJ (DYNAMIC CONTRACTION METHOD) [8]

Rozważamy nieliniowy, niestacjonarny układ opisany równaniami:

$$\dot{\bar{x}}^{(1)}(t) = \bar{h}(\bar{x}(t), \bar{u}(t), t), \quad \bar{x}(0) = \bar{x}_0 \quad (3)$$

$$\bar{y}(t) = \bar{g}(t, \bar{x}(t)), \quad (4)$$

gdzie: $\bar{x}(t)$ – n -wymiarowy wektor stanu,
 $\bar{u}(t)$ – p -wymiarowy wektor sterowania,
 $\bar{y}(t)$ – p -wymiarowy wektor wyjścia.

Zakładamy, że pierwsze $m-1$ pochodnych po czasie wyjścia nie zależą jawnie od wektora sterowania oraz:

$$\bar{y}^{(m)}(t) = \bar{f}(t, \bar{x}(t)) + B(t, \bar{x}(t))\bar{u}(t) \quad (5)$$

gdzie: $\det(B(t, \bar{x}(t))) \neq 0$

$$|\bar{f}_i(t, \bar{x})| \leq \bar{f}_i^{\max}, \quad i = 1, 2, \dots, p.$$

Zakładamy, że model odniesienia dla przejściowego przebiegu $\bar{y}(t)$ jest dany w postaci wektorowego równania różniczkowego:

$$\dot{\bar{y}}_M^{(n)}(t) = \bar{F}_M(\bar{y}_M(t), \bar{r}(t)) \quad (6)$$

gdzie: $\bar{y}_M(t) = [\bar{y}_M^T, \bar{y}_M^{(1)T}, \dots, \bar{y}_M^{(m-1)T}]^T$,

$\bar{r}(t)$ – wartość odniesienia,

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (\bar{r}(t) - \bar{y}_M(t)) = 0.$$

Zadanie sterowania polega na tym, aby

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (\bar{y}_M(t) - \bar{y}(t)) = 0 \quad (7)$$

Ponadto wymagamy, aby przebiegi przejściowe $\bar{y}(t)$ miały żądane właściwości dynamiczne (6), były wzajemnie niezależne oraz niezależne od zewnętrznych zakłóceń lub od możliwych zmian parametrów w równaniach (3), (4).

Oznaczamy

$$\bar{\Delta}^F = \bar{F}_M(\bar{y}(t), \bar{r}(t)) - \bar{y}^{(m)}(t) \quad (8)$$

Zatem równanie (6) definiujące pożądaną dynamikę, jest spełnione wtedy i tylko wtedy, gdy:

$$\bar{\Delta}^F(\bar{x}(t), \bar{y}(t), \bar{r}(t), \bar{u}(t), t) = 0 \quad (9)$$

Pierwiastek równania (9) jest rozwiązaniem przedstawionego problemu sterowania. Rozwiązanie jest uzyskiwane bezpośrednio na obiekcie jako stabilny punkt równowagi równania (10). Równanie to wraz z (11) definiują równania regulatora. A zatem poszukiwane sterowanie będzie realizowane poprzez następujące różniczkowe równanie kontrakcji:

$$\mu^s \bar{v}^{(s)} + \sum_{i=1}^r \mu^i d_i \bar{v}^{(i)} = k \bar{\Delta}^r, \quad \bar{v}(0) = \bar{v}_0 \quad (10)$$

oraz równanie wyjścia regulatora:

$$\bar{u}(t) = K_0 K_1 \bar{v}(t) \quad (11)$$

gdzie: $\bar{v}(t)$ - nowe wejście regulatora,

$$\bar{v}(t) = [\bar{v}^r, \bar{v}^{(1)r}, \dots, \bar{v}^{(r-1)r}]^T,$$

$\mu, d_{r-1}, \dots, d_1, K_1$ - macierze diagonalne,

k - wzmacnienie,

K_0 - macierz nieosobliwa (dopasowana tak, aby BK_0 była dodatnio określona).

Istotą metody kontrakcji dynamicznej (DCM) jest separacja czasowa. Zakładamy, że istnieje wystarczająca separacja skal czasowych, reprezentowana przez mały parametr $\mu_i > 0$, pomiędzy szybkim i wolnym modem w układzie zamkniętym. Użyta w tym przypadku teoria małych zaburzeń pozwala na oddzielną analizę szybkiego i wolnego ruchu w układzie zamkniętym. Szybki ruch odnosi się do przebiegów w regulatorze, natomiast wolny ruch odnosi się do obiektu.

4. PROJEKTOWANIE UKŁADU STEROWANIA

Jednym z kierunków rozwijanych aktualnie w pracach badawczych układów sterowania samolotem jest zapewnienie możliwie zbliżonych charakterystyk układu w różnych stanach lotu (wysokość, prędkość) lub w całym obszarze zmienności warunków otaczających i parametrów obiektu (np. zmiany masy) wymaganych właściwości dynamicznych samolotu. W tym kierunku rozwijają się metody sterowania krzepkiego (ang. Robust Control) odporne na zmiany właściwości dynamicznych [5]. Możliwość kształtowania pożądanych właściwości dynamicznych obiektu, poprzez wprowadzenie modelu odniesienia wielkości regulowanych, umożliwia metodę kontrakcji dynamicznej. Zastosowanie sterowania bazującego na takiej metodzie, powinno zmodyfikować charakterystyki obiektu do zgodnych lub zbliżonych do modelowych. Ogólną zasadą przyjętą w niniejszej pracy jest synteza sterowania na podstawie nieliniowego modelu dynamiki oraz weryfikacja wyników i modyfikacja właściwości układu sterowania poprzez symulację komputerową. Zasadniczą zaletą zastosowanego prawa sterowania jest możliwość przybliżonego rozwiązania zadania dynamiki odwrotnej, bez potrzeby znajomości pełnego analitycznego modelu sterowanego procesu. Zadanie sterowania jest sformułowane jako problem śledzenia wybranych aerodynamicznych zmiennych stanu. Celem jest uzyskanie przebiegów przejściowych pomiędzy stanami ustalonymi o żądanych właściwościach dynamicznych. Ponadto wymagamy, aby przebiegi były wzajemnie niezależne oraz niezależne od zmian parametrów samolotu i zakłóceń zewnętrznych.

Aby rozwiązanie równania (9) było jednoznaczne, to liczba sygnałów sterujących \bar{u} musi być równa liczbie sygnałów wyjściowych \bar{y} . W ogólnym przypadku gdy:

$$(\dim(\bar{y}) \neq \dim(\bar{u})), \quad (12)$$

wtedy nie ma bezpośredniej możliwości dostosowania struktury układu sterowania do fizycznych właściwości obiektu latającego. A więc konieczny jest wybór zmiennych regulowanych przy ograniczonej liczbie sygnałów sterujących, które zapewnią najlepszą skuteczność sterowania w określonych fazach lotu. Układ sterowania zaprojektowano dla wybranych trzech zestawów zmiennych regulowanych:

$$\bar{y}_1 = [V \quad \alpha \quad \beta \quad \phi]^T, \quad (13)$$

$$\bar{y}_2 = [V \quad \gamma \quad \beta \quad \phi]^T, \quad (14)$$

$$\bar{y}_3 = [V \quad \gamma \quad \beta \quad \psi]^T. \quad (15)$$

Pierwszym krokiem w realizacji sterowania z wykorzystaniem DCM jest określenie rzędu pochodnej wyjścia, która zależy w sposób jawny od sterowania. Na tej podstawie zrealizowano zasadniczy cel pracy, a mianowicie przedstawiono kolejne etapy projektowania regulatorów oraz omówiono trudności i ograniczenia, jakie wystąpiły przy projektowaniu i modelowaniu układu. Strukturę zamkniętego układu regulacji przedstawia Rys. 2. Układ sterowania składa się z części statycznej opisanej przez równania wyjścia regulatora, oraz części dynamicznej określonej równaniami kontrakcji.

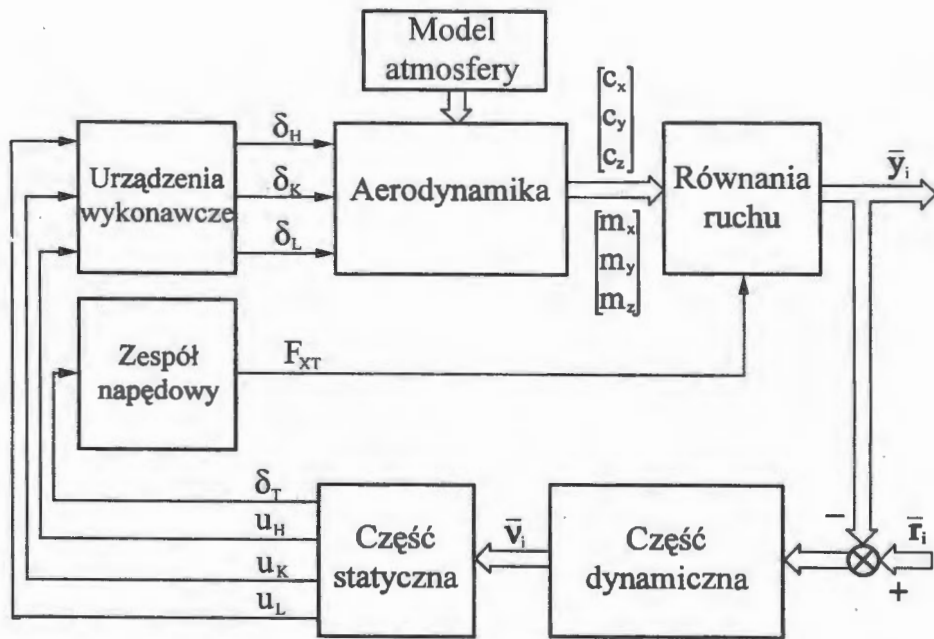
5. WYNIKI SYMULACJI

Modelowany manewr polega na zmianie kursu lotu na stałej wysokości oraz ze wznoszeniem. Symulację wykonano dla zestawu zmiennych regulowanych \bar{y}_3 i składa się z następujących elementów:

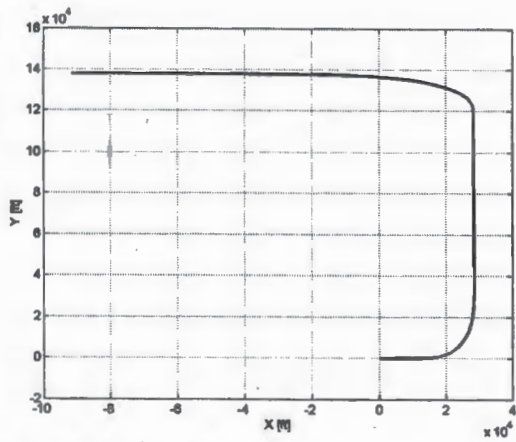
- lot symetryczny na ustalonej wysokości dla następujących wartości zadanych:

$$\begin{bmatrix} V_0 \\ \gamma_0 \\ \beta_0 \\ \psi_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 502 \text{ [ft/s]} \\ 0 \text{ [}^\circ\text{]} \\ 0 \text{ [}^\circ\text{]} \\ 0 \text{ [}^\circ\text{]} \end{bmatrix}$$

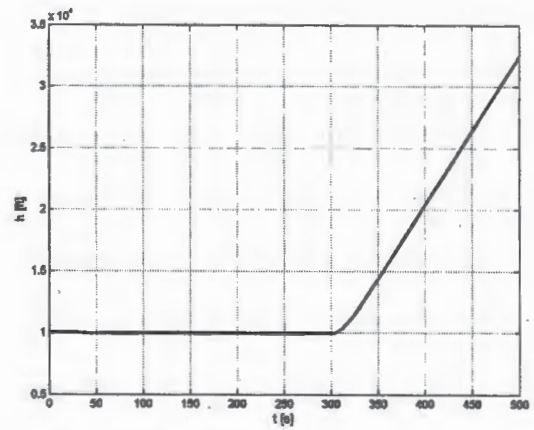
- dla $t = 20[s]$ zmiana kursu $\psi_0 = 90[^\circ]$ oraz prędkości $V_0 = 450[ft/s]$, samolot przechodzi w zakręt prawidłowy ($\beta_0 = 0[^\circ]$). Ta faza lotu powinna być wykonana na stałej wysokości ($\gamma_0 = 0[^\circ]$).
- dla $t = 300[s]$ przyjęto następujące wartości $V_0 = 700[ft/s]$, $\gamma_0 = 10[^\circ]$, $\psi_0 = 180[^\circ]$, w wyniku czego samolot dokonuje zmiany kursu ze wznoszeniem.



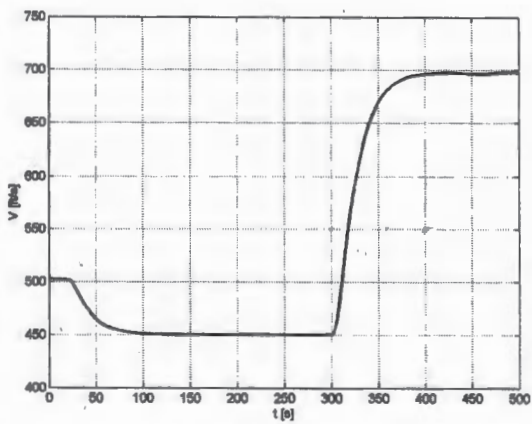
Rys.2. Zamknięty układ regulacji



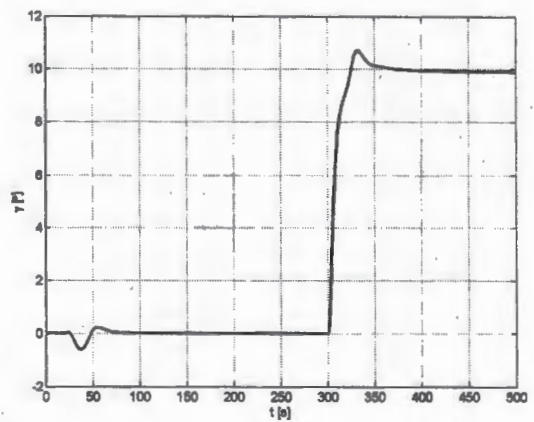
Rys. 3. Trajektoria lotu



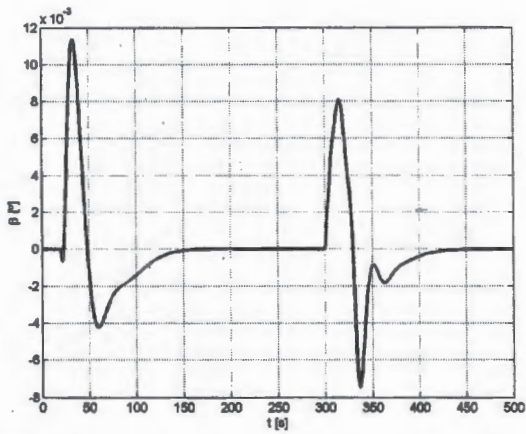
Rys.4. Wysokość lotu h



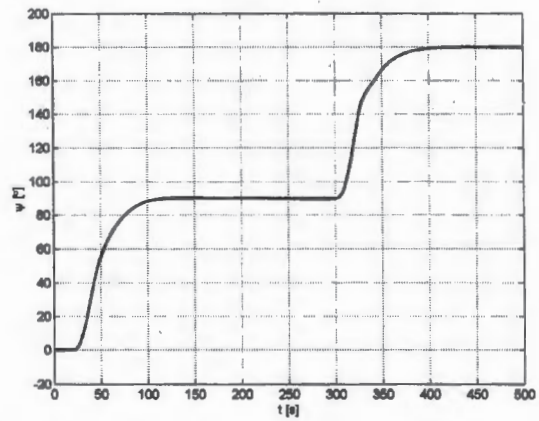
Rys.5. Przebieg prędkości lotu V



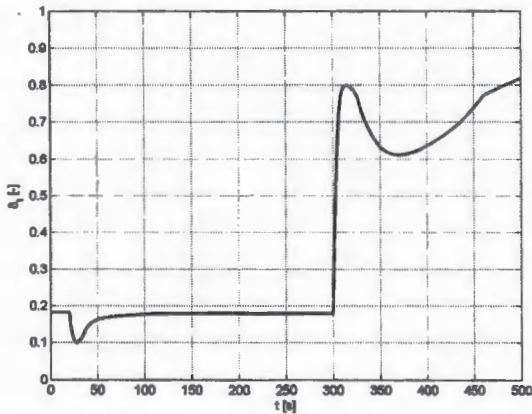
Rys.6. Przebieg kąta toru lotu γ



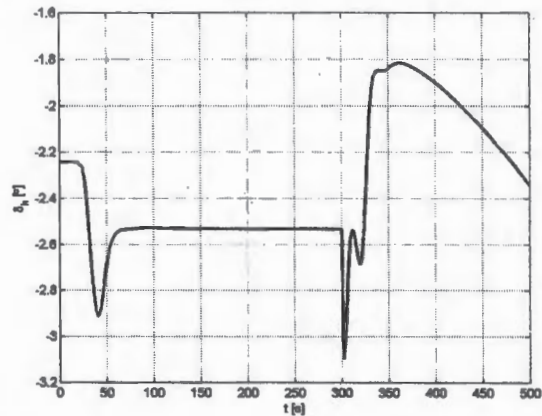
Rys.7. Przebieg kąta ślizgu β



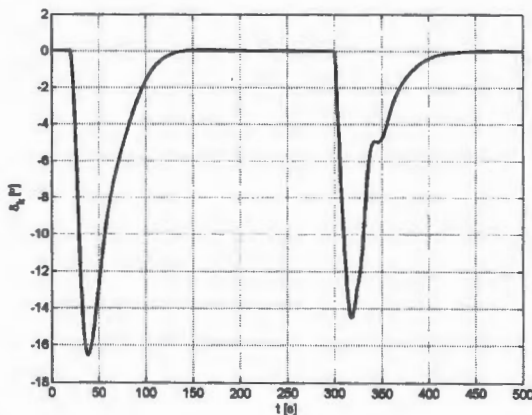
Rys. 8. Przebieg kąta odchylenia ψ



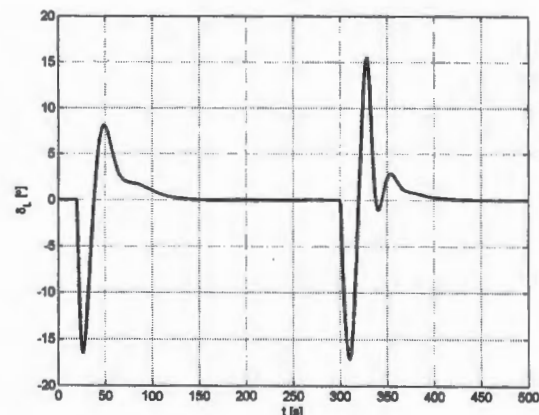
Rys.9. Przebieg δ_r



Rys.10. Przebieg wychylenia steru wysokości δ_H



Rys.11. Przebieg wychylenia steru kierunku δ_x



Rys.12. Przebieg wychylenia lotek δ_L

6. PODSUMOWANIE

Metoda DCM pozwala na regulację wybranych zmiennych wyjściowych według zadanego modelu odniesienia dla obiektów nieliniowych i niestacjonarnych, oraz zapewnia niezależną dynamikę w poszczególnych torach regulacji. Wyróżniającą cechą tegoż prawa sterowania jest zastosowanie wysokiego rzędu pochodnych. Istotną zaletą metody jest możliwość syntezy układu sterowania na podstawie nieliniowego modelu dynamiki obiektu. Właściwości zaprojektowanego układu sterowania są określone z uwzględnieniem wpływu tych nieliniowości. Tak zaprojektowany regulator ma prostą

postać liniowego układu dynamicznego stosunkowo niskiego rzędu oraz macierzy zależnej nieliniowo od wielkości wyjściowych. Zasadniczą zaletą metody DCM jest możliwość przybliżonego rozwiązania zadania dynamiki odwrotnej, bez potrzeby znajomości pełnego analitycznego modelu matematycznego obiektu. Metoda DCM stanowi alternatywę dla klasycznych, jak i nowych metod syntezy sterowania. Przeprowadzona analiza właściwości i zakresu stosowania metody może posłużyć opracowaniu praktycznej metodyki projektowania układu automatycznego sterowania samolotem, a w ogólności obiektów nieliniowych.

APPLICATION OF HIGHER ORDER DERIVATIVES TO NONLINEAR SYSTEM CONTROL

Abstract: The main goal of the paper is an application of the Dynamic Contraction Method (DCM) to the synthesis of a control system for a nonlinear object such as an aircraft model. The model is nonlinear due to the rigid body dynamic equations and to the aerodynamics represented in the data lookup tables of the force and the moment coefficients. The next part includes a description of DCM method used for the control system design. The peculiarity of considered control law is the application of higher order derivatives. The control solution along with the stages of regulators design are presented on F-16 aircraft model. Finally, the results of simulations performed in the closed-loop system with DCM structure are presented.

Literatura

- [1] Balas G., Garrard W., Reiner J. (1995) Robust dynamic inversion for control of highly maneuverable aircraft. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, **18**, 1, 18-24.
- [2] Bociek S., Gruszecki J. (1999) *Układy sterowania automatycznego samolotem*. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów.
- [3] Czyba R., Błachuta M. (2003) Dynamic Contraction Method approach to robust longitudinal flight control under aircraft parameters variations. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, AIAA Paper No 2003-5554, Austin, USA, ISBN-1-56347-638-X.
- [4] Stevens B., Lewis F. (1992) *Aircraft control and simulation*. John Wiley & Sons.
- [5] Tomczyk A. (1999) *Pokładowe cyfrowe systemy sterowania samolotem*. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, ISBN 83-7199-093-6, Rzeszów.
- [6] Utkin V.I. (1978) *Sliding modes and their application in variable structure systems*. Mir Publishers, Moscow.
- [7] Vostrikov A.S., Yurkevich V.D. (1993) Design of control systems by means of localization method. *Preprints of 12-th IFAC World Congress, Sydney*, **8**, 47-50.
- [8] Yurkevich V.D. (2000) *Design of Two-Times-Scale Nonlinear Time-Varying Control Systems*. Nauka, (Series "Analysis and Design of Nonlinear Systems", Ed. by G.A. Leonov and A.L. Fradkov), St.-Peterburg.



**Instytut Badań Systemowych
Polskiej Akademii Nauk**

ISBN 83-89475-02-2