

Zastosowanie regulatora rozmytego do automatycznego wyprowadzenia samolotu z korkociągu

Automatic removal of the plane from a spin using fuzzy logic controller



Jacek Prusik

Inżynier

jacrolli@gmail.com



Tomasz Rogalski

Dr hab. inż.

Politechnika Rzeszowska, Wydział
Budowy Maszyn i Lotnictwa,
Katedra Awioniki i Sterowania

orakl@prz.edu.pl

Streszczenie: W niniejszym artykule zaproponowano system sterowania wyprowadzający samolot ze stanu korkociągu z wykorzystaniem regulatora rozmytego. Układ sterowania doprowadzający kolejno do: przeciągnięcia, wprowadzenia w korkociąg, zatrzymania autorotacji, wyprowadzenia z nurkowania i włączenia klasycznego autopilota kursu i wysokości, został zasymulowany w środowisku Matlab - Simulink. Połączono go z symulatorem lotu X-Plane. Podczas prób sprawdzono poprawność działania opracowanych algorytmów sterowania oraz dokonano ich strojenia. Na koniec przeprowadzono analizę przebiegów czasowych parametrów lotu zarejestrowanych podczas symulacji i poddano ocenie właściwości zaprojektowanego układu. Szczególną uwagę poświęcono zaprojektowaniu regulatora rozmytego zatrzymującego autorotację samolotu. Na wyjściu sterował on położeniem steru kierunku, natomiast na wejściu otrzymywał on sygnał będący funkcją prędkości kątowych obrotu samolotu wokół jego osi.

Słowa kluczowe: Korkociąg; Automatyczny układ sterowania; Symulacja

Abstract: The paper presents a concept of automatic control system recovering an aircraft from the spin using fuzzy logic controller. Control system causing: stall, spin, spin recovery, dive recovery and switching on classic heading and altitude autopilots, was created in Matlab – Simulink software, which was connected to the flight simulator X-Plane. During tests developed control algorithms were checked and tuned. At the end graphs of flight parameters recorded during simulation were analyzed, and properties of designed control system were evaluated. Particular attention was paid to the design of a fuzzy logic controller stopping autorotation of the aircraft. On the output it controlled the position of the rudder, while on input it received a signal being a function of the angular velocity of the aircraft.

Keywords: Spin; Automatic control system; Simulation

Wstęp

Klasyczne autopiloty mają za zadanie stabilizować lot statku powietrznego znajdującego się w stanie ustalonym. Omawiany w niniejszym artykule układ w sposób znaczący różni się od układów wykorzystywanych we współczesnych samolotach.

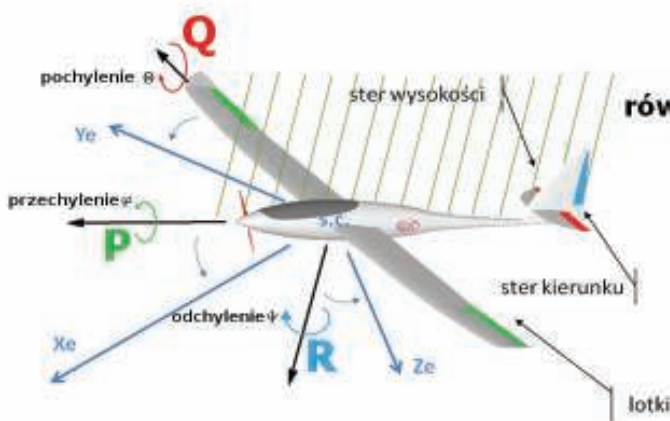
Na wstępie należy zauważyć, że przyjęto odmienne od klasycznego [1, 4] podejście do projektowania autopilota [2, 8, 9], które umożliwiło rezygnację z wykorzystania zaawansowanych modeli matematycznych lotu samolotu w stanach zaburzonego lotu [4]. Ponadto stan lotu jakim jest korkociąg charakteryzuje się zmienną dynamiką samolotu wynikającą z zakresu zmian prędkości lotu. Zadaniem układu regulacji było w pierwszej kolejności

doprowadzenie do przeciągnięcia samolotu [3, 7] przy zachowaniu stabilizacji kąta przechylenia i wysokości lotu. Sam korkociąg z punktu widzenia automatyki jest nietypowym stanem lotu, ponieważ w jego trakcie następuje gwałtowna zmiana wszystkich zmiennych stanu, zarówno w ruchu podłużnym, jak i bocznym. Jest to jednak zjawisko, co do którego można mieć pewność, że wystąpi w określonych warunkach, na przykład w chwili, gdy na samolot lecący z kątem natarcia [7] bliskim krytycznemu zadziała zaburzenie atmosferyczne, lub celowe działanie sterami.

Narzędziem wykorzystanym do zaprojektowania omawianego układu sterowania był program matematyczny Matlab rozwinięty o pakiet do symulacji komputerowych Simulink.

Do testowania powstałego systemu posłużyło stanowisko badawcze do testów typu hardware-in-the-loop-simulation [10]. Wykorzystano w nim symulator lotu X-Plane komunikujący się z Matlabem poprzez transmisję UDP. Rozwiązanie to zostało już wielokrotnie wykorzystane w pracach naukowych do sprawdzenia działania zaprojektowanych systemów autopilota [6, 11].

W niniejszej pracy wykorzystano układ automatycznego wykonywania manewru korkociągu opisany w pozycji [7] i wprowadzono w nim modyfikację polegającą na zastosowaniu regulatora rozmytego w sekwencji odpowiedzialnej za zatrzymanie autorotacji samolotu.



równania ruchu samolotu $\begin{cases} \bar{F} = m\bar{a} \\ \bar{M} = \bar{I}\bar{\epsilon} \end{cases}$

- F - wypadkowa siła działająca na samolot
- a - przyspieszenie środka masy
- M - moment działający na samolot
- ϵ - przyspieszenie kątowe
- m - masa samolotu
- I - moment bezwładności samolotu

- P - prędkość kąтова wokół osi OX
- Q - prędkość kąтова wokół osi OY
- R - prędkość kąтова wokół osi OZ

1. Sterowanie orientacją przestrzenną samolotu

Założenia dotyczące manewru lotniczego

Samolot jako obiekt sterowania

Obiektem sterowania jest samolot w układzie klasycznym [1, 3]. Sterowanie jego orientacją przestrzenną odbywa się przez wychylenie płaszczyzn sterowych generujących momenty sił wokół osi XYZ, układu współrzędnych związanego z samolotem. Jego początek znajduje się w środku ciężkości samolotu a osie są skierowane odpowiednio w kierunku przodu - oś X, prawego skrzydła - oś Y i w dół - oś Z (Rys. 1). Do określenia orientacji przestrzennej samolotu względem powierzchni ziemi wykorzystuje się i kąty Eulera opisujące wzajemną orientację układu związanego z samolotem i układu - OXeYeZe (rysunek 1). Jego początek również znajduje się w środku ciężkości samolotu jednak jego osie Xe i Ye są równoległe do powierzchni ziemi [1, 3]

Korkociąg

Mechanika lotu opisuje korkociąg, jako stan lotu i autorotacyjną [7] figurę akrobacji lotniczej wykonywaną na większych od krytycznego kątach natarcia. Gdy na przeciągnięty samolot zadziała zaburzenie (ruch sterem kierunku lub gwałtowny podmuch), to będzie on pogłębiał swoje przechylenie, jednocześnie odchylając się w jego kierunku. Przechylenie jest spowodowane różnicą sił nośnych na skrzydłach, a odchylenie - różnicą sił oporu i siłą na usterzeniu pionowym. Korkociąg widziany jest jako ruch, w którym środek ciężkości samolotu zakreśla charakterystyczny tor w kształcie spirali układającej się po obwodni walca.

Z punktu widzenia zasad pilotażu wyprowadzenie samolotu ze stanu korkociągu jest najtrudniejszą fazą omawianego manewru. Jej podstawą jest zatrzymanie zjawiska autorotacji. Jest to manewr wykonywany przez pilota według zasad opracowanych doświadczalnie. Niekiedy, procedura wyprowadzenia jest indywidualnie opracowana. W każdym z przypadków można wyodrębnić następującą standardową procedurę wyprowadzenia samolotu z korkociągu:

1. zamknąć przepustnicę,
2. ustawić lotki w pozycji neutralnej, jednocześnie ster wysokości w położeniu zapewniającym nabór prędkości,
3. sprawdzić kierunek autorotacji,
4. wychylić maksymalnie ster kierunku

ku w kierunku przeciwnym do autorotacji,

5. wyczekać do momentu gdy autorotacja zaniknie,
6. wyprowadzić stopniowo z nurkowania uważając by nie przekroczyć ograniczeń konstrukcyjnych samolotu.

Stanowisko symulacyjne

Symulacyjne stanowisko badawcze zostało zintegrowane w oparciu o środowisko MATLAB oraz oprogramowanie X-Plane [6].

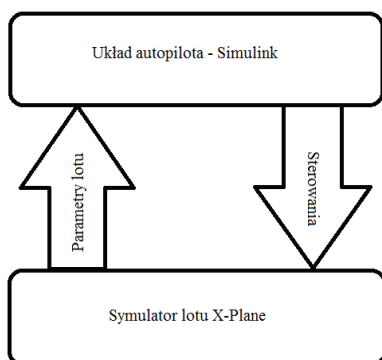
Zaprojektowany układ sterowania, którego działanie zasymulowano w środowisku MATLAB, poprzez transmisję UDP sterował modelem samolotu zaimplementowanym w oprogramowaniu X-Plane. Tym samym kanałem do autopilota przesyłano wartości parametrów lotu samolotu zamykając pętlę sprzężenia.

Metodyka projektowania

Synteza praw sterowania oparta została na następujących założeniach:

Założenie 1: Regulator zatrzymujący autorotację zostaje załączony automatycznie, a jego praca trwa od upływu czasu wykonywania korkociągu, zadanego przez użytkownika do uzyskania odpowiednio małej prędkości kątowej samolotu, wskazującej na zatrzymanie autorotacji.

Założenie 2: W związku z tym, że korkociąg jest zjawiskiem związanym z obrotem samolotu względem wszystkich osi układu odniesienia, do



2. Schemat blokowy wymiany danych między symulatorem lotu i autopilotem

wykrycia zatrzymania autorotacji wykorzystano pomiar modułu prędkości kątowej samolotu $|PQR|$.

Założenie 3: Regulator rozmyty otrzymuje na wejściu wartość prędkości kątowej R i oblicza sygnał sterujący sterem kierunku.

Zgodnie z założeniami opisanymi w pozycji [7] proces wykonywania korkociągu został podzielony na fazy, z których każda zostanie wykonana przez osobną sekwencję sterowań. Cały proces będzie przebiegał w sposób przedstawiony na schemacie (rysunek 3).

Po wykonaniu korkociągu przez czas zadany przez użytkownika układ został przełączony na kolejną sekwencję wyprowadzającą samolot ze stanu korkociągu. Zasadniczo odbywa się to poprzez wychylenie steru kierunku w kierunku przeciwnym do autorotacji. Zakończenie wyprowadzania z autorotacji było równoważne z osiągnięciem przez samolot odpowiednio małych prędkości kątowych P, Q, R (rysunek 1). Ponieważ korkociąg jest zjawiskiem związanym z obrotem względem wszystkich osi (1), obliczany był moduł prędkości kątowej samolotu:

$$|PQR| = \sqrt{P^2 + Q^2 + R^2} \quad (1)$$

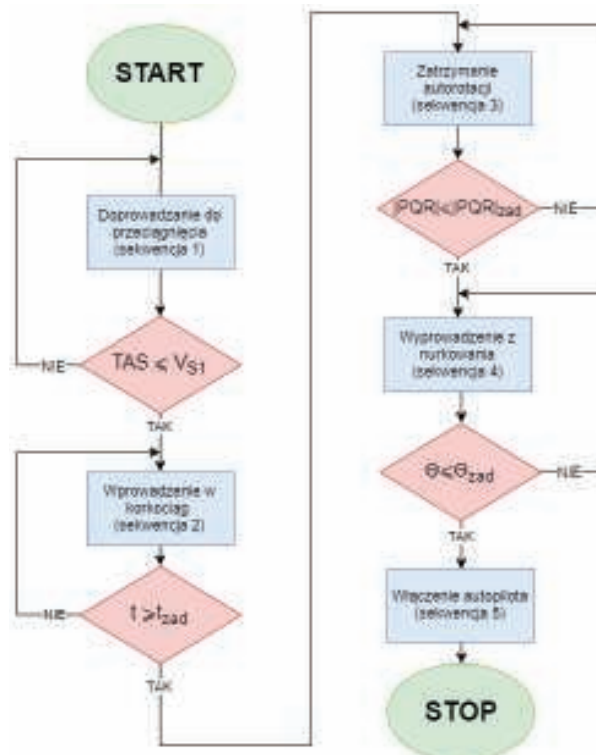
gdzie: P - prędkość kątowa względem osi OX , Q - prędkość kątowa względem osi OY , R - prędkość kątowa względem osi OZ .

Wartość obliczanego modułu była porównywana z wartością zadaną, wyznaczoną wcześniej doświadczalnie w taki sposób, aby po wyłączeniu regulatora nie występowało zjawisko autorotacji, a samolot znalazł się w stromym zniżaniu. Przyjęta metoda jest najbardziej ogólnym sprawdzeniem wartości prędkości kątowych samolotu podczas wyprowadzania z korkociągu

W tej fazie lotki pozostawały w położeniu neutralnym (2).

$$dA(t) = 0 \quad (2)$$

gdzie: $dA(t)$ -wymuszenie lotkami (ang. Aileron),



3. Schemat blokowy (decyzyjny) funkcji przełączającej sekwencje sterowania w kolejnych fazach manewru

natomiast ster wysokości w położeniu zapewniającym bezpieczne, a zarazem skuteczne przejście do lotu nurkowego po zaprzestaniu autorotacji. W przypadku większości samolotów w klasycznym układzie takim położeniem jest położenie neutralne (3).

$$dH(t) = a_H \quad (3)$$

gdzie: $dH(t)$ -wymuszenie sterem wysokości (ang. High Control/ Elevator), a_H -stała wartość wynikająca z cech samolotu.

Głównym celem niniejszej pracy było zaprojektowanie regulatora rozmytego sterującego sterem kierunku w taki sposób, aby autorotacja została zatrzymana w sposób zbliżony do pilota tj. wychylenie steru ma maleć wraz ze spadkiem prędkości kątowej samolotu. Do projektu regulatora wykorzystano pakiet Fuzzy Logic Designer dostępny w środowisku Matlab.

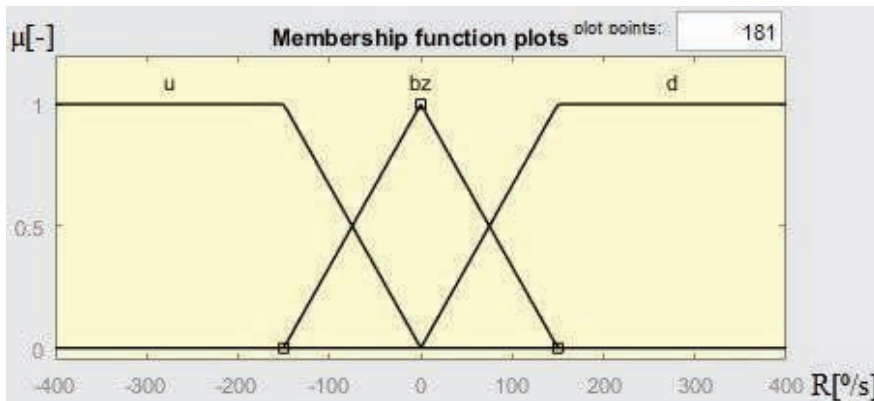
Zgodnie z założeniami regulator na wejściu otrzymuje wartość prędkości kątowej odchylenia R . Wartości te zostały podzielone na przedziały przedstawione na rysunku 4:

- „ujemna”: $[-720; -150; 0]$ [$^{\circ}/s$],
- „bliska zeru”: $[-150; 0; 150]$ [$^{\circ}/s$],
- „dodatnia”: $[0; 150; 720]$ [$^{\circ}/s$].

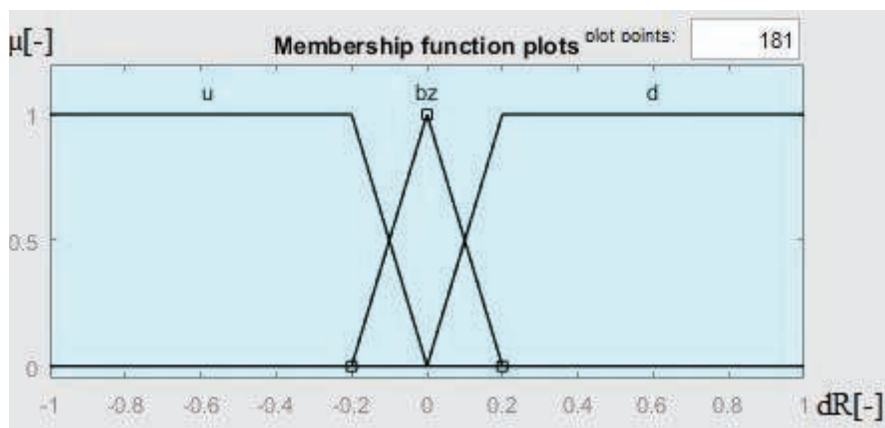
Następnie zdefiniowano przedziały sterowań generowanych przez regulator. Symulator lotu X-Plane operuje wychyleniami wszystkich sterów w zakresie $[-1; 1]$, zatem za niewielkie dla steru kierunku uznaje się te z przedziału $[-0,2; 0,2]$. Pozostałe wartości sterowań przypisano do zbiorów „ujemny”: $[0; 0,2; 1]$ i „dodatni”: $[-1; 0,2; 0]$.

Funkcje przynależności zostały dobrane tak, aby ster kierunku został wychylony w przeciwnym kierunku do kierunku autorotacji. Zatem gdy przykładowo autorotacja będzie miała kierunek dodatni (w prawo), należy wychylić ster kierunku w lewo (przedział „ujemny”). Prędkość kątowa odchylenia maleje, stopniowo wchodząc z coraz większą przynależnością w przedział „bliska zeru”. Funkcje te reprezentuje następujący zapis:

- if (R is u) then (dR is d) – jeśli prędkość R jest ujemna (rotacja w lewo), to ster kierunku zostaje wychylony w prawo,
- if (R is bz) then (dR is bz) - jeśli



4. Przedziały prędkości kątowej odchylenia R (wydruk z programu Matlab-Simulink)



5. Przedziały wartości wychyleń steru kierunku dR (wydruk z programu Matlab-Simulink)

prędkość R jest bliska zeru, to ster kierunku pozostaje w neutralnym położeniu,

- if (R is d) then (dR is u) – jeśli prędkość R jest dodatnia (rotacja w prawo), to ster kierunku zostaje wychylony w lewo.

Przykładowe wyniki symulacji

Sygnal sterujący

Po wykonaniu symulacji przeprowadzono analizę zmian wartości sygnału sterującego sterem kierunku wysyłanego do modelu samolotu. W celu zobrazowania zależności pomiędzy wychyleniem steru kierunku, a prędkością kątową odchylenia, przebiegi czasowe obydwu zmiennych przedstawiono na jednym wykresie znajdującym się na rysunku 6.

Przebiegi sterowania sterem kierunku wskazują, że model samolotu osiągnął prędkość przeciągnięcia w 78 sekundzie symulacji. W tym momencie został wprowadzony w korkociąg. Wykonywanie manewru trwało 7 sekund

zgodnie z zadanymi przez użytkownika parametrami. Sekwencja wyprowadzająca z autorotacji została włączona w 85 sekundzie symulacji i trwała przez ok. półtorej sekundy. Dane te są niezbędne do analizy następných wykresów związanych ze zmianami wartości prędkości kątowych.

Prędkości kątowe

Jedną z najważniejszych analiz dotyczy zmian prędkości kątowych $|PQR|(t)$. Wykorzystanie parametru pozwoliło przeanalizować wykonany manewr korkociągu oraz określić, czy przyjęta metoda detekcji wyprowadzania samolotu z autorotacji, jest poprawna.

Wykres $|PQR|(t)$ – Rys 7. wskazuje, że w chwili wprowadzenia w korkociąg (ok. 78 sekunda) następuje gwałtowny przyrost modułu prędkości kątowych. Natomiast zanika w chwili ustania autorotacji, aby przyjąć wartość bliską zeru po wprowadzeniu samolotu w ustalony lot poziomy.

Można więc stwierdzić, że przyjęte

kryterium zatrzymania autorotacji opisane wcześniej jest poprawne, ponieważ korkociąg jest zjawiskiem związanym z rotacją samolotu względem wszystkich trzech osi.

W celu zobrazowania przebiegu wykonywanego manewru utworzono wykres zaprezentowany na rysunku 7. przedstawiającym poszczególne prędkości kątowe samolotu. Kolorami oznaczono:

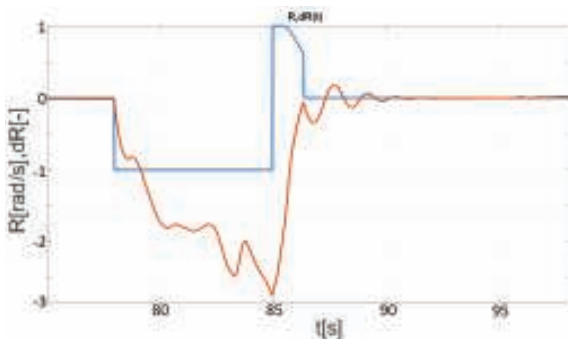
- czerwony – prędkość kątową przechylenia P,
- niebieski – prędkość kątową pochylania Q,
- czarny – prędkość kątową odchylenia R.

Widać, że w chwili wprowadzenia w korkociąg następuje gwałtowny przyrost wszystkich prędkości kątowych, a największy udział w sumarycznej prędkości kątowej obrotu samolotu ma prędkość kątową odchylenia. Można zatem uznać jej przyjęcie za sygnał wejściowy do regulatora rozmytego za poprawne. Warto zwrócić uwagę na fragmenty wykresów $|PQR|(t)$ i P, Q, R (t) w przedziale czasowym [85s; 87s]. W chwili załączenia regulatora widać, że początkowo moduł prędkości kątowej rośnie pomimo spadku prędkości kątowej odchylenia. Jest to spowodowane chwilowym przyrostem prędkości kątowej przechylenia w tym przedziale czasu, a wynika z dynamiki samolotu w ruchu bocznym.

Podsumowanie

Podczas procesu projektowania napotkano wiele drobnych przeszkód począwszy od problemów z synchronizacją transmisji UDP po błędy w pracy symulatora lotu. Rozwiązanie tych problemów pozwoliło stworzyć środowisko pracy umożliwiające dokładne badanie dynamiki samolotu.

Głównym zadaniem projektu było utworzenie i zasymulowanie działania regulatora rozmytego do wyprowadzenia samolotu z korkociągu. Szczególnie skupiono się na doborze odpowiednich przedziałów prędkości kątowej odchylenia, którą przyjęto za zmienną wejściową oraz sygnału ste-



6. Sterowanie sterem kierunku dR (kolor niebieski) i prędkość kątowa R (kolor pomarańczowy)



7. Moduł prędkości kątowej $|PQR|(t)$

rującego sterem kierunku. Czynność ta była o tyle skomplikowana, że wiązała się z przejściem samolotu z ustalonego korkociągu do stromego zniżania, zatem utrudnieniem była zmieniająca się dynamika, a sam proces strojenia regulatora wiązał się z wieloma nieudanymi próbami. Symulacje komputerowe wiązały się również z bieżącą analizą całej macierzy danych wyświetlanych na ekranie podczas doświadczenia. Analiza zmiennych stanu podczas wykonywania manewru doprowadziły do znalezienia pewnych korelacji.

Gdy na samolot w płaskim, ustalonym korkociągu zadziała wymuszenie zatrzymujące autorotację, jego kąty przechylenia i pochylenia zostają zwiększone, czego efektem jest chwilowe wystąpienie prędkości kątowych. Nie wpływa to jednak na malejącą prędkość kątową odchylenia, zatem jest to dowód na to, że przyjęcie prędkości kątowej odchylenia jako sygnału wejściowego do regulatora jest dobrym rozwiązaniem.

Jednym z wniosków wypracowanych podczas tworzenia omawianego układu oraz przeprowadzania symulacji jest możliwość zastosowania do sterowania w czasie rzeczywistym tłumika holendrowania, załączanego razem z sekwencją wyprowadzającą

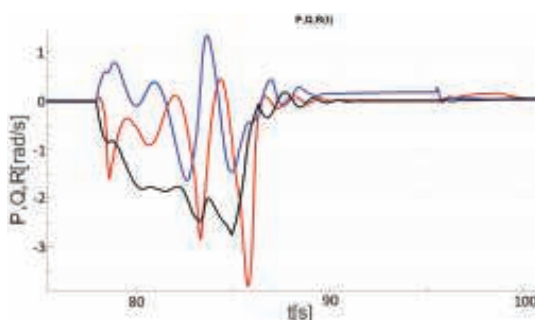
samolot z nurkowania. Zastosowanie tej metody pozwoliłoby wytlumić szczałkowe oscylacje w ruchu bocznym po zatrzymaniu autorotacji i w efekcie utworzyć układ do sterowania modelem samolotu w sposób bardziej zbliżony do operacji wykonywanych przez pilota. ◀

Materiały źródłowe

- [1] Bociek St., Gruszecki, J. Układy sterowania automatycznego samolotem, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 1999.
- [2] Dołęga, B., & Rogalski, T. Control system for medium-sized flying target. Aviation (Vol. 13, pp. 11–16). Vilnius: Technika. doi:10.3846/1648-7788, Vilnius, 2009.
- [3] Etkin B. Dynamics of Atmospheric flight, Wiley and Sons, Toronto, 1972.
- [4] Kaczorek T. Teoria sterowania, PWN, Warszawa, 1981.
- [5] Krawczyk, M., Graffstein, J., & Maryniak, J. Mathematical model of UAV in numerical simulation of the recovery maneuvers during perturbed flight. Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 38(1), s.121–130.
- [6] Majka M., Rogalski T., Wykorzysta-

nie oprogramowania Matlab do sterowania w czasie rzeczywistym modelem samolotu w symulatorze lotu, monografia ISBN 978-83-937270-0-1,, Tomasz M. Majka Publisher, Tarnów, 2014.

- [7] Prusik J., Automacyjny system sterowania wprowadzający i wyprowadzający ze stanu korkociągu, praca dyplomowa pod kierunkiem T. Rogalskiego, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska, Rzeszów, 2016.
- [8] Rogalski T., Algorytmy sterowania lotem samolotu bezałogowego w nietypowych stany lotu, Technika Transportu Szynowego 12/2015 ISSN 1232-3829, Instytut Naukowo-Wydawniczy "TTS" sp. z o. o. Radom, 2015.
- [9] Rogalski T., The Control Algorithms for Maneuvering Flying Target, Scientific Aspects of Unmanned Mobile Vehicle, t.1, s. 177-184, Politechnika Świętokrzyska, Kielce 2010.
- [10] Rogalski T, Dołęga B.; The New Conception of The Laboratory Testing of the FBW Control Systems for Small Aircraft, Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal No 3, 2004, Emerland 2004.
- [11] Samolej S., Orkisz M., Rogalski T. The Airspeed Automatic Control Algorithm for Small Aircraft. In: Nawrat A., Bereska D., Jędrasiak K. (eds) Advanced Technologies in Practical Applications for National Security. Studies in Systems, Decision and Control, vol 106. Springer, Cham, 2018.



8. Przebiegi prędkości kątowych $P, Q, R(t)$