

ALGORYTMY STEROWANIA LOTEM SAMOLOTU BEZZAŁOGOWEGO W NIETYPOWYCH STANY LOTU

Streszczenie

W artykule omówiony została koncepcja systemu automatycznego sterowania przeznaczonego dla małych samolotów bezzałogowych działającego w manewrach innych niż niezbędne do wykonywania tzw. normalnego lotu [2, 8, 9]. Charakter takich manewrów oraz zakres zmian parametrów lotu samolotu podczas ich wykonywania ograniczają zastosowanie klasycznych algorytmów sterowania, często również ograniczają możliwość pozyskania pełnej informacji o parametrach lotu samolotu. W pracy przedstawiono alternatywne rozwiązanie, które w takich przypadkach, może zostać zastosowane. Zaprezentowano strukturę algorytmów sterowania oraz metodę doboru współczynników regulatorów w nich występujących. Jako przykład wybrano manewr pętli, będący elementem akrobacji lotniczej. Weryfikacja przyjętych założeń i otrzymanych wyników obliczeń została przeprowadzona w symulowanych lotach testowych a otrzymane przykładowe rezultaty zostały zamieszczone w końcowej części artykułu.

WSTĘP

Bezzałogowe aparaty latające już od szeregu lat były używane przez siły zbrojne wielu państw. Obecnie znajdują również coraz szersze zastosowanie cywilne [11]. Samoloty, śmigłowce, wielowirnikowce początkowo wykorzystywane w celach rekreacyjnych i sportowych teraz zaczynają być interesujące dla potencjalnych użytkowników z punktu widzenia zastosowań komercyjnych. Jednym z potencjalnych obszarów ich zastosowania, już w niedalekiej przyszłości, jest transport ładunków a w dalszym okresie czasu osób. Pojawiające się nowe, potencjalne obszary wykorzystania tego typu pojazdów wymagają coraz to nowszych, często wyspecjalizowanych funkcji dostępnych w obsługujących je systemach naziemnych [1] oraz systemach pokładowych. Do tych ostatnich należą pokładowe systemy automatycznego sterowania i nawigacji.

Układy automatycznego sterowania lotem samolotów bezzałogowych są przedmiotem zainteresowania zespołów badawczych pracujących w różnych ośrodkach naukowych na całym świecie już od kilkudziesięciu lat. Obecnie technicznie jest możliwy automatyczny lot samolotu od początku rozbiegu do zatrzymania się po lądowaniu. W Polsce również prowadzone są prace badawcze oraz wdrożeniowe w tematyce automatycznego sterowania lotem samolotów załogowych i bezzałogowych. Ich początki sięgają 80-tych

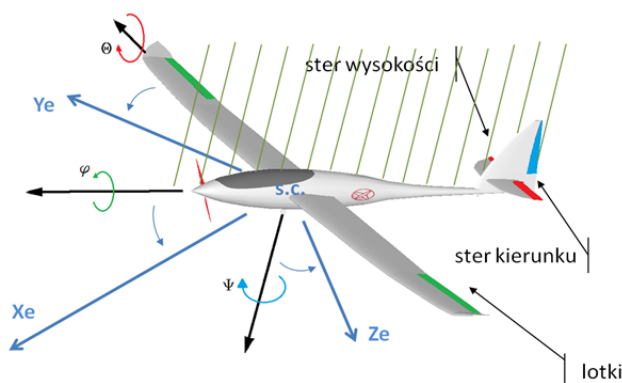
ubiegłego wieku jeśli chodzi o automatyczne sterowanie lotem samolotów załogowych (pierwszy polski cyfrowy autopilot dla samolotów lekkich) oraz lat 90-tych kiedy to powstały pierwsze systemy sterowania automatycznego dla samolotów bezzałogowych [3, 12, 13].

Wyniki prac dotyczących sterowania orientacją przestrzenną samolotu oraz sterowania jego lotem według zadanej trajektorii zachęciły autorów do podjęcia badań nad algorytmami automatycznego sterowania lotem samolotu podczas faz lotu innych tak zwane "normalne stany lotu" [2, 8, 9]. Rozpoczęli badania, których przedmiotem było automatyczne sterowanie samolotem zapobiegające niebezpiecznym stanom lotu, wyprowadzające z takich stanów (ang. recovery maneuver) [5] oraz celowe wykonywanie nietypowych manewrów. Do tych ostatnich należą na przykład, figury akrobacji lotniczej.

W pracy przedstawiono ogólną strukturę układu automatycznego sterowania lotem samolotu umożliwiającego wykonanie wybranych elementów lotu akrobacyjnego. Szczegółowo przedstawiono algorytm sterowania i określania niezbędnych parametrów lotu samolotu podczas wykonywania jednej z typowych figur akrobacji lotniczej - pętli.

1. OBIEKT STEROWANIA

Obiektem sterowania jest samolot w układzie klasycznym [2,



Rys. 1. Sterowanie orientacją przestrzenną samolotu.

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

- 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

8, 9]. 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 - $Ox_e Y_e Z_e$, przedstawionego na Rysunku 1. Jego początek również znajduje się w środku ciężkości samolotu jednak jego osie X_e i Y_e są równoległe do powierzchni ziemi [2, 8, 9].

Zakładając symetrię geometryczną oraz masową samolotu względem płaszczyzny XZ możliwe jest rozdzielenie jego ruchu na tak zwany "ruch podłużny" i "ruch boczny". Następnie stosując teorię małych zaburzeń można dokonać linearyzacji ogólnych równań ruchu samolotu (Rys.1) do postaci liniowych równań przyrostowych (1) dla ruchu podłużnego i postaci (2) dla ruchu bocznego []
gdzie:

$$\begin{aligned} \dot{X}_P &= A_P X_P + B_P U_P, & X_P &= \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \vartheta \end{bmatrix}, & U_P &= [dh] \\ Y_P &= C_P X_P \end{aligned} \quad (1)$$

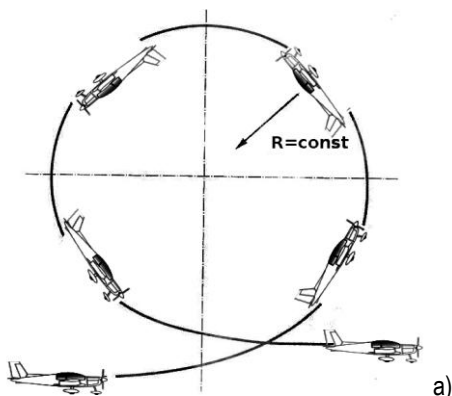
- u - prędkość podłużna (wzdłuż osi OX samolotu),
- α - kąt natarcia,
- q - prędkość kątowna pochylania,
- ϑ - kąt pochylenia,
- dh - wychylenie steru wysokości,

gdzie:

$$\begin{aligned} \dot{X}_B &= A_B X_B + B_B U_B, & X_B &= \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \varphi \end{bmatrix}, & U_B &= \begin{bmatrix} dl \\ dk \end{bmatrix} \\ Y_B &= C_B X_B \end{aligned} \quad (2)$$

- β - kąt ślizgu,
- p - prędkość kątowna przechylenia,
- r - prędkość kątowna odchylenia,
- φ - kąt przechylenia,
- dl - wychylenie lotek,
- dk - wychylenie steru kierunku.

Układy (1) i (2) są jednym z podstawowych opisów matematycznych dynamiki ruchu samolotu wykorzystywanych podczas syntezy i analizy algorytmów lotniczych systemów sterowania.



2. MANEWR PĘTLI

Manewr pętli jest jednym z tak zwanych manewrów symetrycznych. To znaczy takich, gdy ruch samolotu odbywa się w płaszczyźnie XZ symetrii masowej i geometrycznej samolotu (Rys. 2). Dodatkowo w przypadku pętli w/w płaszczyzna jest zorientowana pionowo a trajektorią ruchu jest okrąg.

Uprozczone nieliniowe równania ruchu samolotu [10] wykonującego ten manewr zakładają, że zapewniona jest równowaga momentów podłużnych oraz kierunek i zwrot wektora siły ciągu są zgodny z kierunkiem prędkości (3).

$$\begin{cases} \frac{Q}{g} \frac{dV}{dt} = P_s - P_x - Q \sin \gamma \\ V \frac{Q}{g} \frac{d\gamma}{dt} = P_z - Q \cos \gamma \end{cases} \quad (3)$$

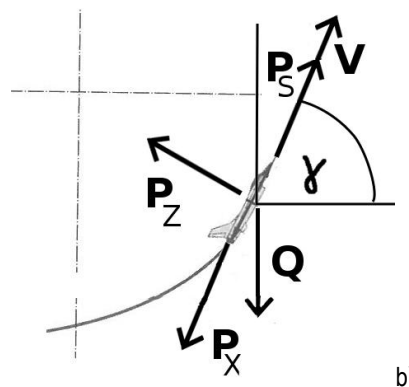
gdzie:

- Q - siła ciężkości,
- g - stała grawitacji,
- V - prędkość względem strug powietrza,
- P_z - siła nośna,
- P_x - siła oporu,
- P_s - siła ciągu,
- γ - kąt toru lotu definiowany następująco: $\gamma = \vartheta - \alpha$.

Pełne równania opisujące ruch samolotu podczas wykonywania manewru pętli znajdują się w pozycjach literatury [10].

3. UKŁADU STEROWANIA I POMIARU ORIENTACJI PRZESTRZENNEJSAMOLOTU

Zakres zmian parametrów lotu samolotu podczas wykonywania akrobacji lotniczej ogranicza wykorzystanie typowych, liniowych modeli dynamiki ruchu samolotu oraz liniowych regulatorów w procesie syntezy algorytmów automatycznego sterowania [2, 8, 9]. Charakter ruchu oraz jego dynamika wpływają niekorzystnie na jakość pomiarów podstawowych parametrów ruchu samolotu. Na przykład zaburzony opływ samolotu przez strugi powietrza degraduje precyzję pomiaru prędkości powietrznej. Znacznie większy niż w tzw. "stanach normalnych" zakres zmian kątów orientacji przestrzennej samolotu generuje szereg problemów technicznych związanych z ich precyzyjnym określeniem. Ogranicza też zastosowanie części algorytmów obliczeniowych np. opartych na kątach Eulera. Powyższe, ale też i inne ograniczenia, w pewien sposób determinują poszukiwanie nowych sposobów podejścia do zagadnienia syntezy algorytmów automatycznego sterowania samolotem w przypadkach takich jak omawiany. Znajdują też swoje odzwierciedlenie w prezentowanym rozwiązaniu. Zdecydowano, że powinno się ono koncentrować bardziej na samej możliwości wykonaniu manewru



Rys. 2. a) schemat manewru pętli, b) rozkład sił i prędkości podczas manewru.

niż na jego bardzo wysokiej.

Punktem wyjścia do badań była analiza sposobów działania pilotów samolotów i szybowców oraz operatorów zdalnie sterowanych małych samolotów. Na podstawie wywiadów, obserwacji doświadczeń autorów ustalono następujące ogólne reguły ich postępowania:

- Niezależnie od figury, pilota, rodzaju statku powietrznego manewr składa się z trzech faz. Pierwsza z nich to faza przygotowania polegająca na stabilizacji pewnego ustalonego stanu lotu. Jej celem jest osiągnięcie parametrów lotu gwarantujących bezpieczne wykonanie figury. Wykonanie ewolucji. Stabilizacja nowego stanu ustalonego celem odzyskania pełnej kontroli nad lotem.
- Piloci nie posiadają - i nie potrzebują posiadać - pełnej, precyzyjnej informacji o parametrach lotu samolotu. Dokonują jedynie ich zgrubnej oceny.
- Wartości i przebieg realizowanych sterowań w dużej mierze zależą od doświadczenia pilota, który ćwicząc "uczy" się reakcji samolotu.

Biorąc pod uwagę powyższe reguły założono, że sposób działania algorytmów sterowania powinien, przypominać działanie człowieka oraz:

- a) Działać przy braku pełnej lub precyzyjnej informacji o parametrach lotu samolotu, wykorzystując specyficzne właściwości samolotu oraz cechy wykonywanego manewru.
- b) W pewnych fazach lotu sygnał sterujący może być częściowo wyznaczany w układzie otwartym, na podstawie doświadczenia, wiedzy osoby projektującej i strojącej układ oraz doświadczalnie pozyskanych charakterystyk lotnych samolotu.
- c) Manewr będzie się składał z trzech faz podobnie jak w przypadku sterowania przez człowieka.

Ad. a). Typowe układy pomiarowe muszą być uzupełnione dedykowanymi algorytmami wyznaczającymi brakujące dane i przewidującymi zachowanie się samolotu.,

Ad b). W strukturę praw sterowania zaimplementowane zostaną tzw. Algorytmy Sterowania Tymczasowego (AST). Są to prawa sterowania dedykowane do sterowania obiektem tylko w specyficznych przypadkach. Opierają się na prezentowanej w innych publikacjach autora metodzie sterowania w pętli częściowo otwartej [13]. Działanie AST ogólnie można scharakteryzować w następująco:

- Sygnał sterujący może być częściowo wyznaczany w układzie otwartym, realizując zaprogramowaną sekwencję ruchów sterami.
- Chwilowo system może nie móc dokładnie określić stanu lotu samolotu a jedynie na podstawie znajomości modelu i stanu początkowego przewidywać ten stan.

- Wysoka precyzja sterowania nie jest ważna, celem sterowania jest przybliżone wykonanie zaprogramowanego manewru Ad c). Założono, że proces sterowania statkiem powietrznym, się z następujących etapów:

1. Etap wstępny – stabilizacja położenia przestrzennego samolotu i jego stanu lotu, które pozwolą na rozpoczęcie wykonywania wybranej figury akrobacji poprzez algorytm sterowania tymczasowego.
2. Manewr właściwy – algorytmy sterowania tymczasowego przejmują kontrolę nad płaszczyznami sterowymi, wykonując zaprogramowane sekwencje wychyleń płaszczyzn sterowych, na podstawie wiedzy eksperta lub zależności pomiędzy wybranymi parametrami lotu, które jednocześnie są mierzalne.
3. Zakończenie manewru – statek powietrzny znajduje się w zaplanowanym stanie lotu, który pozwala na przejście stabilizacji położenia przestrzennego przez standardowy układ sterowania.

Etapy pierwszy i trzeci mogą być zrealizowane przy wykorzystaniu klasycznych, liniowych praw sterowania. Etap drugi - "Manewr właściwy" wymaga zastosowania dedykowanych algorytmów. System sterowania przed wykonaniem manewru aktywuje Algorytmy Sterowania Tymczasowego (AST) i dezaktywuje je gdy manewr zostanie zakończony (Rys. 3).

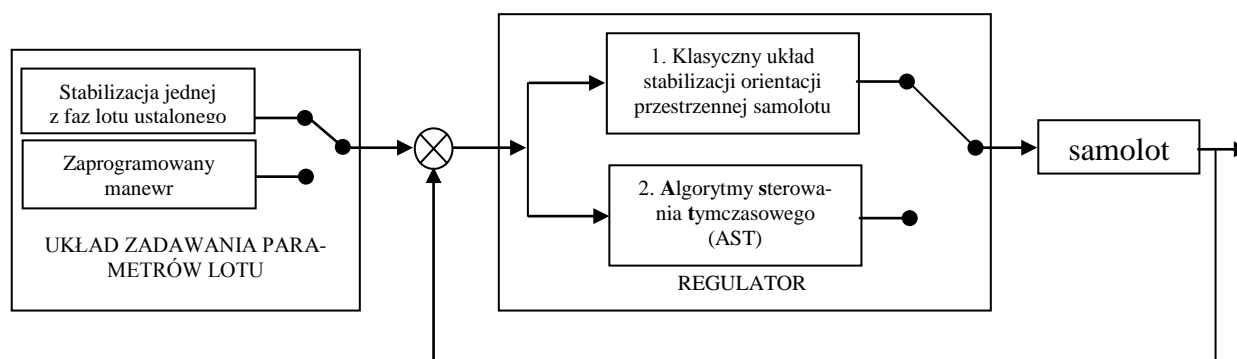
W przypadku przykładowego manewru pętli dokonano dodatkowych założeń upraszczających.. Zostały one sformułowane na podstawie analizy pozyskanych od pilotów dotyczących sposobu sterowania podczas takiego manewru oraz właściwości dynamicznych samolotu.

- Założenie 1 - manewr rozpoczyna się od ustalonego lotu symetrycznego, w którym parametry lotu teoretycznie umożliwią jego bezpieczną realizację [].
- Założenie 2. - ruch samolotu podczas w trakcie manewru odbywa się jedynie w płaszczyźnie XZ samolotu. Nie występują prędkości kątowe oraz kąty obrotu względem osi OX i OZ jak i składowa prędkości lotu skierowana wzdłuż osi OY [10].

3.1. Określanie orientacji przestrzennej samolotu

Parametry lotu samolotu określające jego orientację przestrzenną należą do grupy najbardziej krytycznych. Dlatego jeżeli z jakichś powodów ich wartości są fałszywe lub niemożliwe do pozyskania układ sterowania musi posiadać zdolność ich estymowania lub korzystać z dodatkowych algorytmów pomiarowo-sterujących.

Obecnie w układach AHRS (Attitude heading Reference System) mierzących orientację przestrzenną samolotu wykorzystuje się zestawy trzech żyroskopów mierzących prędkości kątowe obrotu samolotu względem jego osi układu współrzędnych z nim związanych (Rys. 1) [4]. Zmierzone prędkości kątowe pozwalają wyzna-



Rys. 3. Schemat algorytmu sterowania zaimplementowany do autopilota akrobacyjnego.

czyć tzw. prędkości Eulera, które całkowane w czasie dają wartości kątów orientacji przestrzennej samolotu (kąty Eulera). Jednakże założenia przedstawione wyżej w niniejszym rozdziale oraz struktura i zasada działania zastosowanych algorytmów sterowania pozwalają, na czas wykonywania pętli, zastąpić pełną informację o kątach orientacji przestrzennej uproszczoną informacją jedynie kątach obrotu samolotu wokół jego osi. W efekcie chwilowo tracone są pełne dane o orientacji przestrzennej samolotu jednak jest możliwe rozprzęgnięcie, przez co uproszczenie, pomiarów i sterowań w kanałach steru wysokości, lotek i steru kierunku.

Sposób pomiaru orientacji przestrzennej samolotu jest związany ze zdefiniowanymi we wstępie niniejszego rozdziału fazami manewru. początkowo, gdy układ sterowania stabilizuje ustalony stan lotu (lot prostoliniowy z zerową wartością kąta przechylenia), AHRS mierzy orientację przestrzenną samolotu. Od momentu rozpoczęcia drugiej fazy manewru - tzw. Manewr Właściwy- określane są jedynie kąty obrotu wokół osi układu współrzędnych związanego z samolotem. Kąty obrotu względem osi OX i OZ są przekazywane do AST w celu utrzymania ich zerowych wartości. Natomiast informacja o kącie obrotu względem osi OY pozwala śledzić trajektorię lotu w płaszczyźnie symetrii samolotu, wskazać moment właściwy do zatrzymania obrotu samolotu i zakończenia pętli.

3.2. Sterowanie samolotem

Piloci dążąc do możliwie najprecyzyjniejszego wykonania pętli (pionowy okrąg leżący w płaszczyźnie samolotu) wykorzystują wszystkie stery (Rys. 1), natychmiast korygując zauważone nieprawidłowości. Przyjęcie założeń upraszczających (patrz wyżej w niniejszym rozdziale) pozwala na rozdzielenie sterowania samolotem, na sterowanie w ruchu podłużnym (symetrycznym) oraz sterowanie w ruchu bocznym. Wtedy, główny proces sterowania odbywa się w kanale steru wysokości. Zadaniem układu sterowania ruchem bocznym samolotu jest zapewnienie symetrii ruchu samolotu. W rozważanym przypadku jest to stabilizacja zerowych wartości kątów obrotu względem osi OX i OZ samolotu realizowana odpowiednio lotkami i sterem kierunku. Algorytmy zastosowane w kanale lotek i steru kierunku nie były przedmiotem prowadzonych badań. Dlatego w niniejszym opracowaniu są przedstawione ogólnie, jedynie w celu zapoznania czytelnika z kompletnym procesem sterowania lotem samolotu.

Przyjęte założenia, właściwości dynamiczne samolotu i charakter wykonywanego manewru pozwalają pominąć sterowanie sterem kierunku W trakcie trwania całego manewru nie będzie on zmieniał swojego początkowego położenia.

Celem sterowania w kanale lotek jest utrzymanie symetrii ruchu poprzez zapobieganie obrotowi wokół obrót wokół osi podłużnej samolotu. W związku z powyższym wartość kąt obrotu wokół osi OX samolotu - $\varphi(t)$, w trakcie manewru musi wynosić zero. Należy zaznaczyć, że po zastosowaniu założeń upraszczających oraz założenia, że prędkość kątowa obrotu wokół osi OX $p(t)$ jest związana z kątem obrotu przybliżoną zależnością $\dot{\varphi}(t) = p(t)$, sterowanie w tym kanale podczas lotu w pętli ma charakter pomocniczy. Dlatego nie było głównym przedmiotem prowadzonych badań.

Na podstawie posiadanego doświadczenia w projektowaniu układów automatycznego sterowania samolotem, praktycznego, doświadczenia pilotowaniu statków powietrznych oraz przyjętych założeń upraszczających zdecydowano się zastosować, klasyczny algorytm sterowania kątem przechylenia stosowany w autopilotach [14] zmodyfikowany do potrzeb prezentowanego zadania. Istniejące w oryginalnym algorytmie sprzężenie zwrotne pochodzące od eulrowskiego kąta przechylenia zostało zastąpione sprzężeniem zwrotnym od kąta obrotu względem osi OX. Synteza regulatora w/w

kanale została przeprowadzona dla lotu w następującym stanie ustalonym.

- Lot poziomy, prostoliniowy na takiej samej wysokości jak planowany manewr.
- Konfiguracja, kompletacja, masa i wyważenie samolotu są takie same jak podczas rozważanego manewru.
- Prędkość lotu jest odpowiada obliczeniowej prędkości lotu samolotu w połowie wysokości pętli wynikającej z zasady zachowania energii mechanicznej.

W prawidłowo wykonywanym manewrze zmieniająca się prędkość lotu po trajektorii $V(t)$, zgodnie z równaniem (4), skutkuje koniecznością zmian prędkości kątowej samolotu w ruchu po okręgu $\omega(t)$. W rzeczywistości jest ona w przybliżeniu równa prędkości kątowej obrotu samolotu względem jego osi OY - $p(t)$.

$$R = const \Rightarrow \omega(t) = \frac{V(t)}{R} \quad (4)$$

$$\omega(t) \approx q(t)$$

gdzie:
R - promień pętli,

Prawo sterowania sterem wysokości $dH_0(t)$ w ogólnej formie może zostać zapisane następująco (5).

$$dH(t) = f(\omega(t)) = dh + dh_e + \delta h_\omega(t) \quad (5)$$

$$dH_0 = dh + dh_e$$

gdzie:

- dh - położenie steru niezbędne do utrzymania stanu lotu przed rozpoczęciem manewru, wynikające z równowagi sił i momentów w locie ustalonym [],
- dh_e - przyrost wartości wychylenia steru wysokości niezbędny do wstępnego zakrzywienia toru lotu i nadania samolotowi właściwej prędkości kątowej (Rys. 2) poprzez zmianę kąta natarcia [],
- δh_ω(t) - przyrost wychylenia steru korygujący lot samolotu, wynikające z uchybu wymaganej prędkości kątowej ruchu po zadanej trajektorii.

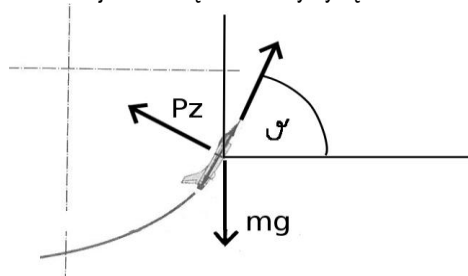
Wartości wychylenia steru niezbędnego do początkowego lotu ustalonego dh oraz przyrostu wychylenia steru niezbędnego do wstępnego zakrzywienia kąta toru lotu dh_e są wyznaczone na wstępie na podstawie znajomości charakterystyk masowych, geometrycznych i aerodynamicznych samolotu - nie są funkcjami czasu. Ich suma dH₀ występująca w równaniu (5) może być interpretowana jako wstępne wychylenie steru wysokości niezbędne do rozpoczęcia manewru (Rys.5) i wyznaczone na podstawie równania (6). Siły oporu aerodynamicznego oraz siły ciągu zostały pominięte na podstawie założeń upraszczających oraz wielkości ich wpływu na zakrzywienie trajektorii lotu.

$$P_z = mg \cos(\vartheta) + m \frac{V^2}{R} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z(\alpha) \quad (6)$$

gdzie:

- P_z - siła nośna,
- ρ - gęstość powietrza,
- ϑ - kąt pochylenia,
- S - powierzchnia odniesienia (powierzchnia nośna),
- C_z - współczynnik siły nośnej - wynikająca z kształtu samolotu.

Charakterystyka statyczna $\alpha = f(V, dh)$ pozwalająca wyznaczyć wartość wychylenia steru wysokości w zależności od wymaganego kąta natarcia jest znaną charakterystyką samolotu.



Rys. 5. Układ sił działających na samolot w pętli wpływających na zakrzywienie trajektorii lotu (siły oporu aerodynamicznego i ciągu zostały pominięte).

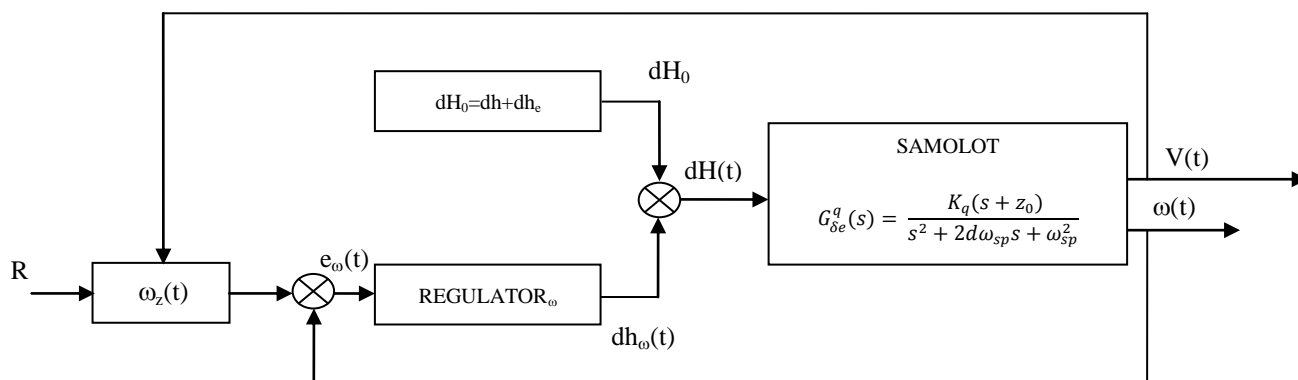
Utrzymanie stałego promienia zadanej trajektorii lotu samolotu, przy zmieniającej się jego prędkości, wymaga adekwatnej zmiany prędkości kątowej ruchu samolotu po tej trajektorii (4). Za zapewnienie właściwej wartości prędkości kątowej w omawianym rozwiązaniu odpowiada kolejny składnik całkowitego wychylenia steru wysokości. Wartość przyrostu wychylenia steru $\delta h_\omega(t)$, korygującego lot po zadanej trajektorii, wyznaczana jest przez dedykowany regulator. Umieszczony w strukturze algorytmu wyliczającego całkowitą wartość wychylenia steru wysokości (Rys. 4) jest oznaczony jako $REGULATOR_\omega$. Zaimplementowane w nim prawo sterowania (7) bazuje na krótkookresowym modelu dynamiki ruchu podłużnego samolotu (ang. short period approximation)[].

$$\delta h_\omega(t) = k_p e_\omega(t) + k_i \int e_\omega(t) dt \quad (7)$$

Wartości współczynników k_p i k_i (7), podobnie jak w przypadku regulatora kąta obrotu względem osi OX, można wyznaczyć korzystając z metod syntezy regulatorów dla układów liniowych. Z zachowaniem następujących warunków podobieństwa stanów lotu.

- Lot poziomy prostoliniowy na takiej samej wysokości jak planowany manewr.
- Konfiguracja, komplectacja, masa i wyważenie samolotu są takie same jak podczas rozważanego manewru.
- Prędkość lotu jest odpowiada obliczeniowej prędkości lotu samolotu w połowie wysokości pętli wynikającej z zasady zachowania energii mechanicznej.

Przykład liczbowy został zaprezentowany w rozdziale 4.



Rys. 4. Schemat układu sterowania prędkością kątową ruchu samolotu po trajektorii pętli.

4. WERYFIKACJA WYNIKÓW, BADANIA SYMULACYJNE

Działanie przedstawionych w rozdziale 3 algorytmów zostało poddane ocenie w symulowanych lotach badawczych. W dwóch grupach badań zastosowano metody: software-in-the-loop simulation i hardware-in-the-loop-simulations [15].

Pierwsza z nich została wykorzystana do weryfikacji przyjętych struktur praw sterowania, ostatecznego strojenia regulatorów, korekty wartości dobranych współczynników, oceny osiąganej precyzji sterowania. W tej serii badania przeprowadzono na stanowisku laboratoryjnym, w którego skład wchodzi symulator lotu oraz oprogramowanie MATLAB+Simulink, umożliwiające symulację w czasie rzeczywistym działania systemów sterowania [7].

W drugiej serii badań opracowane algorytmy zostały zaprogramowane w rzeczywistym systemie autopilota współpracującym z symulatorem lotu. Głównym celem tej serii była weryfikacja ich działanie w środowisku zbliżonym do rzeczywistego. Zwrócono uwagę na mogące się pojawić ograniczenia techniczne mogące prowadzić do degradacji jakości sterowania.

Przykładową syntezę praw sterowania przeprowadzono dla modelu samolotu akrobacyjnego XtremeAir Sbach 300, którego dynamika w kanałach steru wysokości i lotek w wybranym stanie lotu była opisana zależnościami (8).

$$G_{dh}^q(s) = \frac{-46(s-3.2)}{s^2 + 2 \cdot 0.8 \cdot 14.46s + (14.46)^2} \quad (8)$$

$$G_{dl}^p(s) = \frac{-363}{0.06s + 1}$$

Korzystając z metody charakterystyk logarytmicznych Bode'go [] przeprowadzono syntezę regulatorów prędkości kątowej obrotu wokół osi OY samolotu i kąta przechylenia. Otrzymane transmitancje operatorowe, odpowiednio $G(S)_{REGULATOR_\omega}$ i $G(S)_{REGULATOR_\phi}$, przedstawiają równania (9).

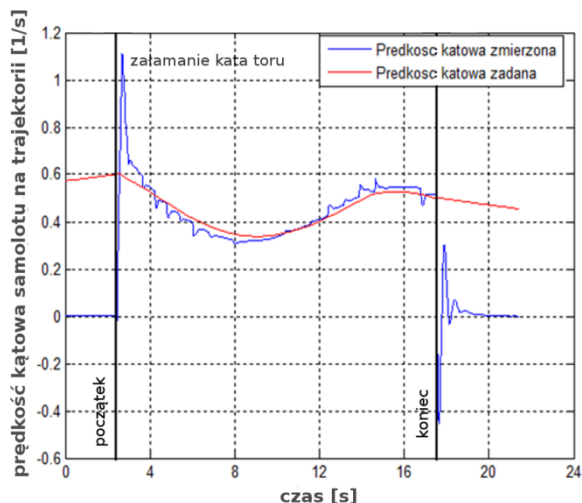
$$G_{REGULATOR_\omega}(s) = \left(0.003 + \frac{0.025}{s} \right) \quad (9)$$

$$G_{REGULATOR_\phi}(s) = \left(0.02 + \frac{0.0005}{s} \right)$$

Opracowane prawa sterowania (Rys. 4) i zsyntezowane regulatory (9) zostały zaprogramowane w środowisku Matlab+Simulink oraz w rzeczywistym układzie autopilota. Przeprowadzono badania,

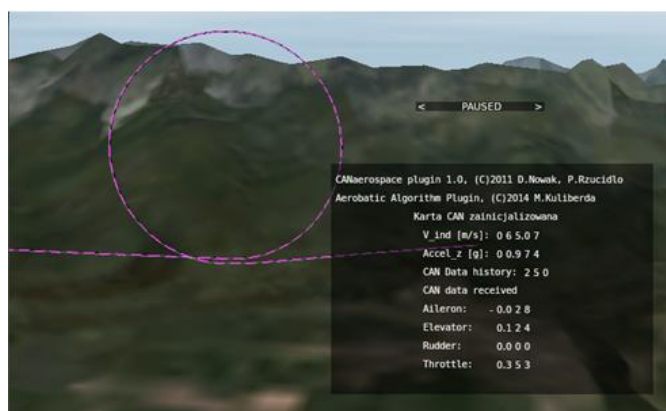
których wyniki zostały zestawione z wynikami badań innych praw sterowania (Tab.1) [6]. Przykładowe wyniki otrzymane podczas symulowanych lotów przedstawiono na rysunkach Rys. 6, Rys 7, Rys. 8 i w tabeli Tab.1.

Rysunek 6 przedstawia zarejestrowane wartości wymaganej prędkości kątowej ruchu po trajektorii (4) oraz zmierzonej wartości prędkości obrotu samolotu względem jego osi OY w trakcie manewru pętli o zadanym promieniu $R=150[m]$.



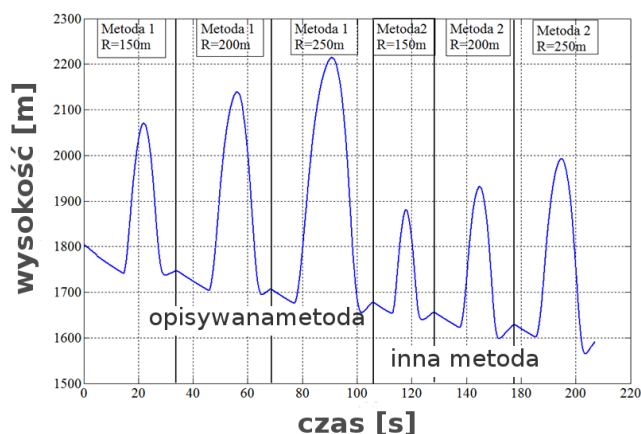
Rys. 6. Przykładowy przebieg wartości zadanej i zmierzonej prędkości kątowej samolotu w locie po trajektorii pętli [6].

Zarejestrowana przykładowa trajektoria lotu uzyskana w trakcie tego lotów została przedstawiona na rysunku Rys. 7.



Rys. 7. Przykładowa trajektoria zarejestrowana w symulatorze lotu [6].

Rysunek 8 przedstawia przykładowy przebieg zmian wysokości lotu w serii sześciu następujących po sobie manewrów przy zmieniającym się zadanym promieniu pętli oraz z zastosowaniem różnych metod sterowania w kanale steru wysokości.



Rys. 8. Zmiany wysokości lotu w przypadku kolejno po sobie wykonywanych manewrów z wykorzystaniem opisywanej i innej metody sterowania [6].

Dane liczbowe wskazujące na osiągniętą precyzję sterowania zamieszczono w Tabeli (Tab. 1).

Tab. 1. Porównanie precyzji sterowania na trajektorii dla różnych zadanych promieni pętli dla dwóch metod sterowania [6].

	Różnica w promieniach zadanym i rzeczywistym [m]			Różnica wysokości między poziomem rozpoczęcia i zakończenia manewru [m]		
	R=150	R=200	R=250	R=150	R=200	R=250
Opisana metoda	14.0	17.5	19.0	1.83	3.05	6.40
Inna badana metoda	26.0	26.0	37.0	40.0	46.0	54.5

PODSUMOWANIE

Celem prac opisywanych w artykule były synteza i badanie działania algorytmów sterowania małym samolotem w nietypowych stanach lotu. Jako przykład takiego stanu został wybrany manewr pętli czyli figury akrobacji lotniczej. Charakter manewru znacząco ogranicza możliwość stosowania klasycznych metod sterowania i wyznaczania orientacji przestrzennej samolotu dlatego.

Proponowana w pracy ogólna metoda budowy struktury praw sterowania oraz sposobu ich strojenia została wykorzystana do syntezy algorytmów pomiarowo sterujących wykorzystanych w rzeczywistym układzie autopilota. Ich działanie zostało sprawdzone w warunkach laboratoryjnych z wykorzystaniem symulatorów lotu. Otrzymane wyniki wykazały, że zaprezentowane podejście może być wykorzystane do budowy lotniczych systemów sterowania.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2013-2016 jako projekt badawczy

BIBLIOGRAFIA

1. Basmadji F.L., Gruszecki J., Rzucidlo P., Kordos D., Development of Ground Control Station for a Terrain Observer - Hardware in the Loop Simulations, AIAA-2012-4629, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Minneapolis, US, 13 - 16 August 2012.

2. Bocięk S., Gruszecki J., Układy sterowania automatycznego samolotem, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999.
3. Dołęga B., Rogalski T., Control System for Medium-Sized Flying Target, Aviation. Vilnius: Technika, 2009, Vol. 13, No. 1, p. 11-16. DOI: 10.3846/1648-7788, Wilno 2009.
4. Kopecki G., Rogalski T., Aircraft attitude calculation with the use of aerodynamic flight data as correction signals Aerospace Science and Technology, Volume 32, Issue 1, Pages: 267-273, DOI: 10.1016/j.ast.2013.10.009, 2014.
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, Vol 38, No 1, s.121-130, PTMTiS, 2000.
6. Kuliberda M., Implementacja algorytmów sterowania statkiem powietrznym podczas wykonywania wybranych figur akrobacyjnych, praca dyplomowa pod kierunkiem T. Rogalskiego, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska, Rzeszów 2015.
7. Majka M., Rogalski T., Wykorzystanie 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.
8. McLean D., Automatics Flight Control Systems, Prentice Hall International Ltd, Cambridge (UK), 1990.
9. McRuer D., Ahkenas I., Graham D., Aircraft Dynamics And Automatic Control, ISBN 0-691-08083-6, Princeton University Press, Princeton (USA), 1973.
10. Milkiewicz A., Praktyczna aerodynamika i mechanika lotu samolotu odrzutowego w tym wysokomanewrowego, Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2009.
11. Nowak D., Rogalski T., Możliwości wykorzystania bezzałogowych statków powietrznych w polskiej przestrzeni powietrznej, Czasopismo Logistyka, Nr 6/2014, str. 7949-7955, ISSN 1231-5478, 2014.
12. Pieniążek J., Kształtowanie współpracy człowieka z lotniczymi systemami sterowania, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, ISBN 978-83-7199-912-7, Rzeszów 2014.
13. Rogalski T., *The Control Algorithms for Maneuvering Flying Target*, Scientific Aspects of Unmanned Mobile Vehicle, t.1, s. 177-184, Politechnika Świętokrzyska, Kielce 2010.
14. Rogalski T., *Alternatywne sterowanie ruchem bocznym samolotu*, Journal of Aeronautics Integra 1/2008 s. 99-103, Sieć Naukowa Aeronautics Integra, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2008.
15. 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.

general structure of algorithms controlling aircraft at nonconventional flight state presented in the paper. Authors apply their semi-closed loop control algorithm for automatic flight during selected aerobatic maneuver (loop maneuver is selected). Moreover there are methods of control laws adjustment and tuning discussed in this paper. Theoretical discussion is supported by results achieved during simulated test flights.

Autorzy:

dr hab. inż. **Tomasz Rogalski** – Politechnika Rzeszowska, Wydział budowy Maszyn i Lotnictwa.

mgr inż. **Dariusz Nowak** – Politechnika Rzeszowska, Wydział budowy Maszyn i Lotnictwa.

mgr inż. **Łukasz Walek** – Politechnika Rzeszowska, Wydział budowy Maszyn i Lotnictwa.

AIRCRAFT CONTROL ALGORITHMS DURING NONCON- VENTIONAL FLIGHT STATES

Abstract

The paper presents the concept of automatic control laws for unmanned aircraft control system. There is a