

# UKŁAD AUTOMATYCZNEGO WYKONYWANIA MANEWRU KORKOCIĄGU

W artykule przedstawiono koncepcję systemu automatycznego sterowania przeznaczonego dla małych samolotów załogowych i bezzałogowych, realizującego manewry inne, niż niezbędne do wykonywania tzw. normalnego lotu [3], których proces syntezy przedstawiono na przykład w pozycji [1, 4]. Charakter tych manewrów, zakres zmian parametrów lotu samolotu podczas ich wykonywania ograniczają zastosowanie klasycznych algorytmów sterowania. Niejednokrotnie, również ograniczają możliwość pozyskania pełnej informacji o parametrach lotu samolotu. W pracy przedstawiono alternatywne rozwiązanie, które w takich przypadkach, może zostać zastosowane [2, 9, 11]. Zaprezentowano strukturę algorytmów sterowania oraz metodę doboru współczynników regulatorów w nich występujących. Jako przykład wybrano manewr korkociągu, 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

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.

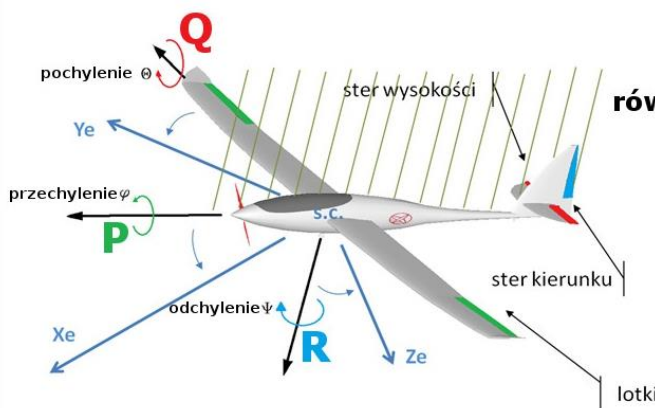
Na wstępie należy zauważyć, że przyjęto odmienne od klasycznego [1, 4] podejście do projektowania autopilota [2, 8, 9], które umożliwiło rezygnację z wykorzystania zaawansowanych modeli matematycznych lotu samolotu w stanach zaburzonego lotu [4]. Ponadto stan lotu jakim jest korkociąg charakteryzuje 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 boczny. 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].

## 1. ZAŁOŻENIA DOTYCZĄCE MANEWRU LOTNICZEGO

### 1.1. 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 -  $Ox_e Y_e Z_e$



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

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

- P** - prędkość kątowna wokół osi OX
- Q** - prędkość kątowna wokół osi OY
- R** - prędkość kątowna wokół osi OZ

Rys. 1. Sterowanie orientacją przestrzenną samolotu.

(Rys.1). Jego początek również znajduje się w środku ciężkości samolotu jednak jego osie  $X_e$  i  $Y_e$  są równoległe do powierzchni ziemi [1, 3]

## 1.2. Przeciągnięcie

Opracowany system dotyczy przypadku w którym występuje zjawisko przeciągnięcia statycznego samolotu w locie prostym, czyli takie, gdy utrata prędkości lotu powinna być nie większa niż 2 km/h w każdej sekundzie. Przepisy zdolności sprzętu lotniczego określają, że podczas wykonywania takiego manewru samolot ma zachować sterowność porzeczną i kierunkową aż do chwili, w której dojdzie do przeciągnięcia, przechył wywołany przeciągnięciem ma być nie większy niż 15[deg], utrata wysokości powinna przebiegać płynnie i być możliwie jak najmniejsza, a samolot nie może wykazywać tendencji do samorzutnego wchodzenia w stan korkociągu.

## 1.3. Korkociąg

Mechanika lotu opisuje korkociąg, jako stan lotu i autorotacyjną [7] figurę akrobacji lotniczej wykonywaną na większych od krytycznych kątach natarcia. Gdy na przeciągnięty samolot zadziała zaburzenie (ruch sterem kierunku lub gwałtowny podmuch), to będzie on pogłębiał swoje przechylenie, jednocześnie odchyłając się w jego kierunku. Przechylenie jest spowodowane różnicą sił nośnych na skrzydłach, a odchylenie - różnicą sił oporu i siłą na usterzeniu pionowym.

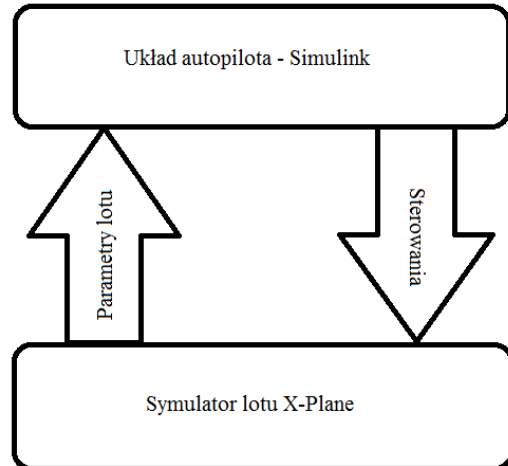
Korkociąg widziany jest jako ruch, w którym środek ciężkości samolotu określa charakterystyczny tor w kształcie spirali układającej się po obwiedni walca (rys. 3).

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 w kierunku przeciwnym do autorotacji.
5. Wyczekać do momentu gdy autorotacja zaniknie.
6. Wyprowadzić stopniowo z nurkowania uważając by nie przekroczyć ograniczeń konstrukcyjnych samolotu.

## 2. STANOWISKO SYMULACYJNE

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



Rys. 2. Schemat blokowy wymiany danych między symulatorem lotu i autopilotem

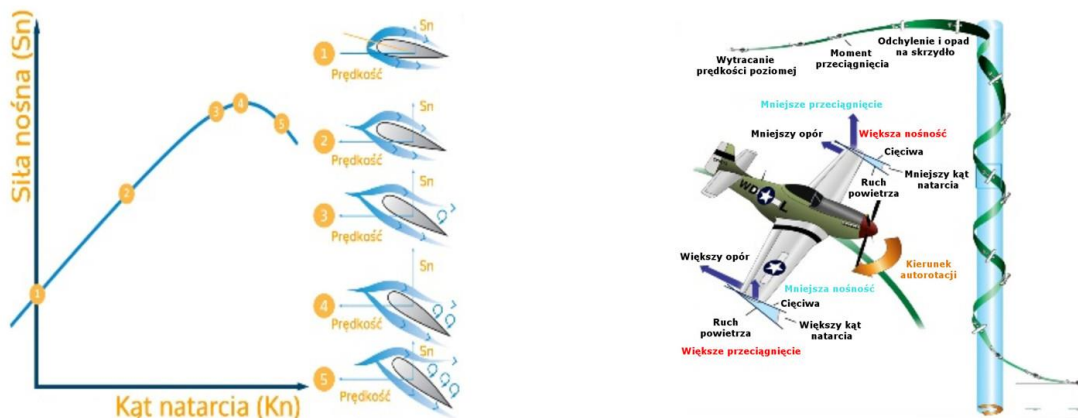
Zaprojektowany układ sterowania, którego działanie zasymulowano w środowisku MATLAB, poprzez transmisję UDP sterował modelem samolotu zaimplementowanym w oprogramowaniu X-Plane. Tym samym kanałem do autopilota przesyłano wartości parametrów lotu samolotu zamykając pętlę sprzężenia.

## 3. METODYKA PROJEKTOWANIA

Synteza praw sterowania oparta została na następujących założeniach:

- Założenie 1: Praca projektowanego systemu trwa od chwili rozpoczęcia zwalniania lotu samolotu do prędkości przeciągania. Kończy się po wstępnym ustabilizowaniu lotu[8]. Po wyprowadzeniu z korkociągu układ załącza autopilota kursu i wysokości[1].
- Założenie 2: Cały proces sterowania lotem samolotu w trakcie korkociągu został podzielony na następujące fazy: przeciąganie, wprowadzenie w korkociąg i utrzymanie tego stanu lotu przez czas zadany przez użytkownika, zatrzymanie autorotacji, wyprowadzenie z nurkowania, załączenie autopilota kursu i wysokości.

Zgodnie z założeniami 1 i 2 proces wykonywania korkociągu został podzielony na fazy, z których każda zostanie wykonana przez



Rys. 3. Zobrazowanie procesu odrywania się strug powietrza wraz ze wzrostem kąta natarcia (z lewej) oraz manewru korkociągu (z prawej).

osobną sekwencję sterowań. Cały proces będzie przebiegał w sposób przedstawiony na schemacie (rys. 4).

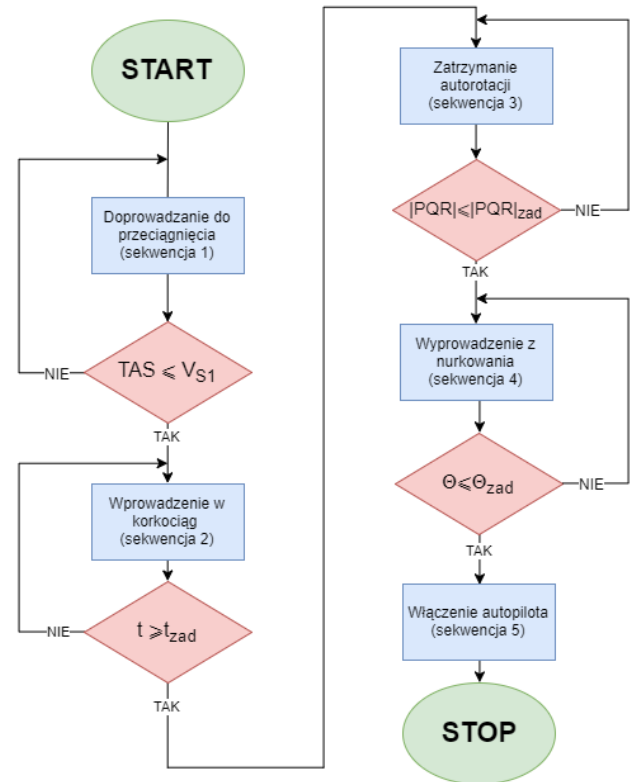
Proces sterowania zaczyna się od doprowadzenia samolotu do stanu przeciągnięcia statycznego w locie poziomym. Po osiągnięciu tego stanu, następuje wprowadzenie maszyny w korkociąg przez zaprogramowaną sekwencję ustawienia sterów. Po wykonaniu korkociągu trwającego zadany przez użytkownika czas układ sterowania zatrzymuje autorotację samolotu poprzez odpowiednie wychylenie steru kierunku i wprowadza w lot nurkowy. Po rozpędzeniu następnie wyprowadzenie sterem wysokości do lotu horyzontalnego. Po osiągnięciu odpowiednio małego kąta pochylenia, włączany jest klasyczny autopilot kursu i wysokości. Można zauważyć, że układ został zaprojektowany w oparciu o pięć zadań wykonywanych w kolejnych stanach lotu. Wartości parametrów sterowania dostarczane do symulatora będą wysyłane przez kolejne sekwencje układu sterowania. Centralną częścią układu decydującą o tym, która sekwencja ma być aktualnie wykonywana, jest funkcja przełączająca sekwencje na podstawie następujących danych:

1. zadana prędkość przeciągnięcia  $V_{S1}$ ,
2. prędkość lotu TAS (True Air Speed [1, 3, 11]).
3. zadany czas trwania korkociągu  $t$ .
4. zadany moduł prędkości kątovej  $|PQR|_{zad}$ . (P, Q, R – prędkości kątovej obrotu wokół osi układu współrzędnych związanych z samolotem Rys. 1)
5. moduł prędkości kątovej samolotu  $|PQR|$  równanie (2).
6. zadany kąt pochylenia po wyprowadzeniu ze stromego zniżania  $\Theta_{zad}$ .
7. Kąt pochylenia  $\Theta$ .

Opracowana funkcja realizowała przełączanie sekwencji po spełnieniu założonych warunków, ponieważ w kolejnych fazach manewru charakter ruchu samolotu znacząco się różnił (rys. 4). Pierwsza sekwencja, której zadaniem było doprowadzenie samolotu do przeciągnięcia trwała od włączenia systemu do osiągnięcia przez samolot prędkości przeciągnięcia. Po jej osiągnięciu funkcja przełączyła układ na sekwencję drugą, która wprowadziła samolot w korkociąg i od jej rozpoczęcia liczony był czas trwania figury zadany przez użytkownika. W chwili, gdy czas osiągnął wartość zadaną nastąpiło przełączenie na sekwencję trzecią zatrzymująca autorotację. Podczas tej fazy funkcja sprawdzała czy wartość modułu prędkości kątovej  $|PQR|$  (2) była poniżej pewnej charakterystycznej dla samolotu wartości. Oznaczało to, że układ wyprowadził samolot z autorotacji, tym samym wprowadzając maszynę w strome zniżanie, któremu towarzyszy intensywny i płynny przyrost prędkości względem opływających strug powietrza. Do wyprowadzenia z tego stanu lotu została zaprojektowana sekwencja czwarta, która miała za zadanie z odpowiednio małym Q (prędkość kątową wokół osi OY) doprowadzić samolot do zadanego kąta pochylenia. W chwili osiągnięcia kąta  $\Theta_{zad}$  program aktywował sekwencję piątą będącą domyślnym stanem lotu. W tej fazie włączony został autopilot kursu i wysokości.

Badano układ sterowania podczas symulacji wykorzystywał następujące elementy sterujące lotem samolotu:

1. Ster wysokości,
2. Lotki,
3. Ster kierunku,
4. Przepustnica.



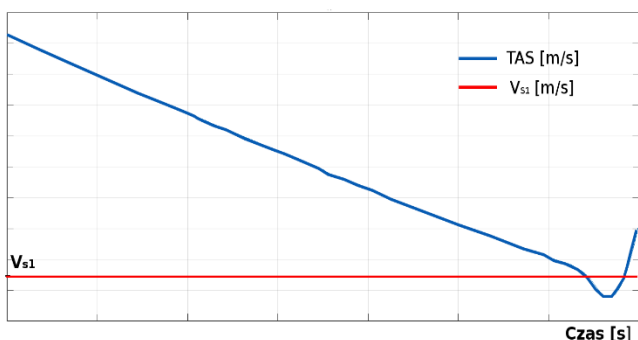
**Rys. 4.** Schemat blokowy (decyzyjny) funkcji przełączającej sekwencje sterowania w kolejnych fazach manewru.

### 3.1. Faza 1- przeciągnięcie

Zadaniem tej sekwencji było stopniowe doprowadzenie maszyny do przeciągnięcia. Proces ten odbywał się ze zredukowaną do zera mocą i stabilizacją kąta przechylenia i wysokości. Wartości zadawanych parametrów były generowane dla kanałów steru wysokości, lotek oraz przepustnicy. Do stabilizacji wysokości zastosowano podwójne sprzężenie zwrotne w kanale steru wysokości. Wewnętrzna pętla stabilizowała kąt pochylenia  $\Theta$ , a zewnętrzna prędkość pionową  $H^*$ . Wartość zadana prędkości pionowej była równa 0, ponieważ proces przeciągania statycznego powinien odbywać się na stałej wysokości. Przyjęto, że niewielki ruch ( $\pm 1$  [m/s]) w osi pionowej jest dla omawianego przypadku akceptowalny. Stabilizacja kąta przechylenia wymagała zastosowania pojedynczego sprzężenia zwrotnego od kąta przechylenia  $\Phi$ . Wartość zadana tego kąta również była równa 0.

Zastosowano klasyczne regulatory. Metoda ich syntezy nie była tematem niniejszego opracowania. Została przedstawiona w pozycjach literatury [1, 4].

Przedstawiony wyżej sposób sterowania umożliwił stabilny lot na stałej wysokości ze zredukowaną mocą. W takiej konfiguracji prędkość samolotu malała aż do osiągnięcia prędkości przeciągnięcia. Po jej osiągnięciu układ przełączał się w tryb realizacji drugiej sekwencji.



**Rys. 5.** Ogólna postać przebiegu prędkości lotu (TAS) podczas fazy przeciągnięcia samolotu.

Podstawowym problemem, jaki napotkano podczas projektowania, był nieliniowy charakter procesu przeciągania samolotu. Wynikło to ze znacznej zmiany prędkości lotu w tej fazie, czego efektem była zmiana dynamiki samolotu. Należało więc dobrać regulatory w taki sposób, aby układ był stabilny przy prędkości lotu możliwie najbliższej prędkości przeciągnięcia. Tak dobrany układ regulacji okazał się zbyt czuły przy większych prędkościach, dlatego parametry wymuszenia sterem wysokości musiały być wyznaczone ze zmiennym współczynnikiem wzmocnienia malejącym nieliniowo wraz ze wzrostem prędkości lotu. Wykorzystano metodę harmonogramowania wzmocnienia, będąca jedną z najprostszych i najbardziej intuicyjnych metod sterowania adaptacyjnego. Wartość współczynnika wzmocnienia wyrażona została wzorem (1):

$$K = k_{V_{s1}} \left( \frac{V_{s1}}{TAS} \right)^2 \quad (1)$$

- K - współczynnik wzmocnienia zmieniający się w funkcji prędkości lotu,
- $k_{V_{s1}}$  - współczynnik wzmocnienia dobrany dla prędkości lotu równej prędkości przeciągnięcia,
- $V_{s1}$  - prędkość przeciągnięcia samolotu,
- TAS - chwilowa prędkość samolotu względem opływających strug powietrza.

### 3.2. Faza 2- wprowadzenie w korkociąg

Zadaniem tej sekwencji było wprowadzenie samolotu w korkociąg. W tym celu użyto maksymalnego wychylenia sterów wysokości i kierunku. Ten sposób sterowania jest identyczny z metodą wprowadzania samolotu w korkociąg stosowaną przez pilotów [].

### 3.3. Faza 3- zatrzymanie autorotacji

Po wykonaniu korkociągu przez czas zadany przez użytkownika układ został przełączony na kolejną sekwencję wyprowadzającą samolot ze stanu autorotacji. Zostało to zrealizowane poprzez zadanie wychylenia steru kierunku w kierunku przeciwnym do kierunku autorotacji.

Zgodnie z założeniami zakończenie wyprowadzania z autorotacji było równoważne z osiągnięciem przez samolot odpowiednio małych prędkości kątowych P, Q, R (Rys. 1), ponieważ korkociąg jest zjawiskiem związanym z obrotem względem wszystkich osi (2). Obliczany był moduł prędkości kątowej samolotu:

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

- 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 sekwencji trzeciej 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

Na podstawie prób wywnioskowano, że wybrany samolot charakteryzuje się w tym stanie dużą czułością na wychylenia steru kierunku. Z tego względu podczas wyprowadzenia z korkociągu ster kierunku został wychylony do pozycji równej połowie maksymalnego wychylenia (3).

$$dR(t) = a_R \quad (3)$$

- $dR(t)$  -wymuszenie sterem kierunku (ang. Rudder),
- $a_R$  -stała wartość wynikająca z cech samolotu.

W tej fazie lotki pozostawały w położeniu neutralnym (4).

$$dA(t) = 0 \quad (4)$$

- $dA(t)$  -wymuszenie lotkami (ang. Aileron).

natomiast ster wysokości w położeniu zapewniającym bezpieczne, a zarazem skuteczne przejście do lotu nurkowego po zaprzestaniu autorotacji. W przypadku znakomitej większości samolotów w klasycznym układzie takim położeniem jest położenie neutralne (5)

$$dH(t) = a_H \quad (5)$$

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

### 3.4. Faza 4- wyprowadzenie z nurkowania

Po zatrzymaniu autorotacji, siła grawitacji spowodowała intensywny wzrost prędkości lotu, czego efektem był wzrost stateczności podłużnej i poprzecznej samolotu. W chwili rozpoczęcia tej fazy samolot znajdował się w stromym zniżaniu. Celem zaprojektowanego układu sterowania było wyprowadzenie maszyny do zadanego przez użytkownika kąta pochylenia. Kąt ten powinien mieścić się w granicach  $\pm 15[\text{deg}]$ , by następnie mógł zostać włączony autopilot kursu i wysokości. Układ regulacji został zaprojektowany tak, aby współczynnik obciążenia (6) nie przekroczył wzdłuż osi OZ samolotu, powszechnie uznanej za bezpieczną wartości 3[-].

$$n_z = \frac{\omega_Y U + G_Z}{g} \quad (6)$$

- $n_z$  - współczynnik obciążenia samolotu,
- $\omega_Y$  -prędkość kątowa wokół osi OY,
- U -składowa wektora prędkości samolotu wzdłuż osi OX,
- $G_Z$  -składowa wektora siły grawitacyjnej wzdłuż osi OZ,

W przykładzie symulacyjnym ograniczono prędkość kątowej pochylenia, do wartości  $10[\text{deg/s}] = 0.17[1/\text{s}]$ , w efekcie wartość  $n_z$  nie przekroczyła wartości 2.5 [-]. Zastosowano zasadę sterowania prezentowaną w pozycji [8] literatury wykorzystana do sterowania samolotem w manewrze pętli.

Ster kierunku pozostaje w położeniu neutralnym. Zadaniem układu sterowania lotkami jest utrzymanie zerowej wartości prędkości obrotu i kąta obrotu względem osi OX samolotu.

### 3.5. Faza 5- włączenie autopilota

Po osiągnięciu przez samolot kąta pochylenia zadanego przez użytkownika układ został ustawiony na ostatnią sekwencję włączającą autopilota kursu i wysokości z wartościami zadanymi przez użytkownika.

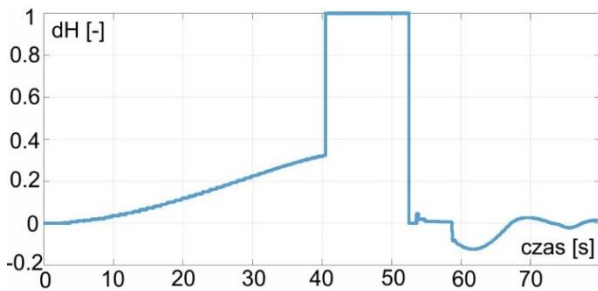
Przepustnica została ustawiona na 80% mocy. Kanały związane z ustawieniem autopilota przesłały wartości, które w symulatorze od-

powiadają stanowi włączenia autopilota i jego poszczególnych modułów. W kanałach sterów nie były wysyłane żadne wartości parametrów sterowania.

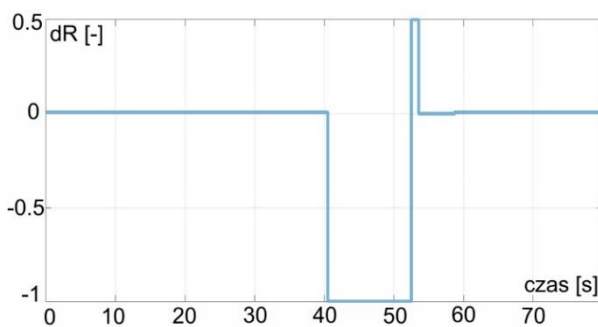
## 4. PRZYKŁADOWE WYNIKI SYMULACJI

### 4.1. Sygnały sterujące

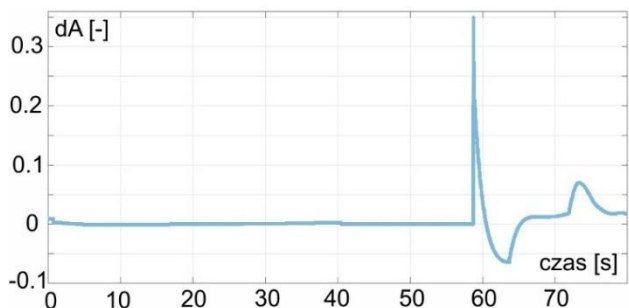
Po wykonaniu symulacji przeprowadzono analizę zmian wartości sygnałów sterujących wysyłanych do modelu samolotu. W symulatorze lotu zakres ruchów sterami został unormowany do przedziału  $[-1, 1]$ , zaś sterowanie przepustnicą  $[0, 1]$ . Przykładowe wykresy prezentujące przebiegi czasowe zostały przedstawione na rysunkach od Rys.6 do Rys. 9.



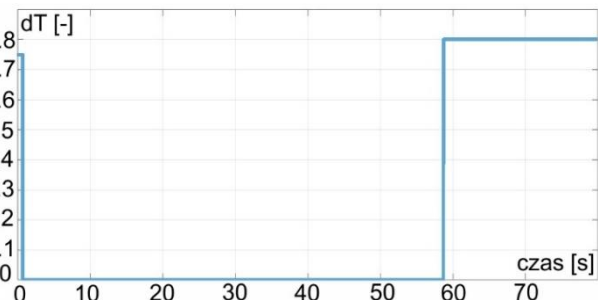
Rys. 6. Sterowanie sterem wysokości  $dH$ .



Rys. 7. Sterowanie sterem kierunku  $dR$  przy wymuszeniu o stałej wartości.



Rys. 8. Sterowanie lotkami  $dA$ .

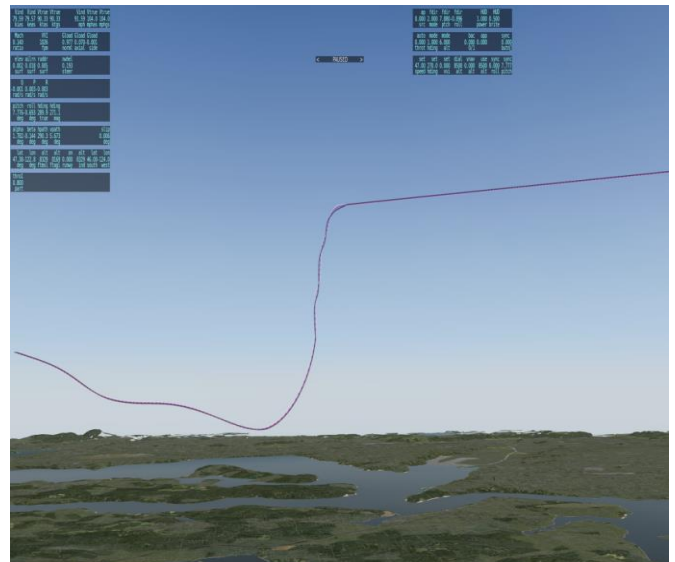


Rys. 9. Sterowania przepustnicą  $dT$ .

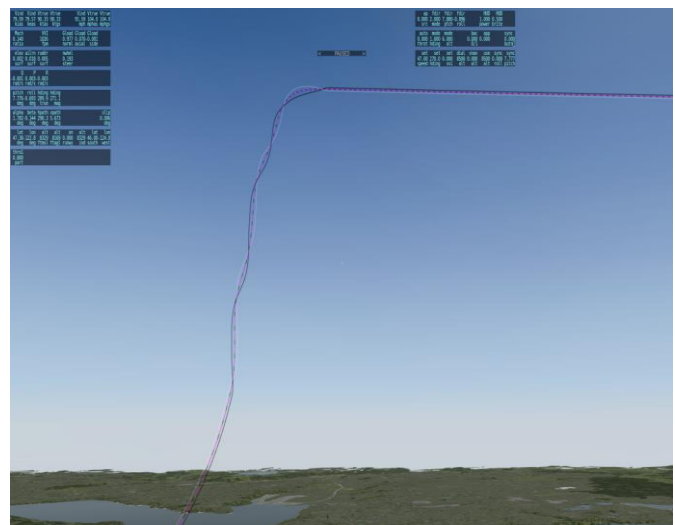
Przebiegi sterowania sterem wysokości (Rys. 6) oraz sterowania sterem kierunku przy wymuszeniu o stałej wartości (rys. 7) wskazują, że model samolotu osiągnął prędkość przeciągnięcia w 40 sekundzie symulacji. W tym momencie został wprowadzony w korkociąg. Wykonywanie manewru trwało 12 sekund zgodnie z zadanymi przez użytkownika parametrami. Sekwencja wyprowadzająca z autorotacji została włączona w 52. sekundzie symulacji i trwała przez ok. jedną sekundę. Dane te są niezbędne do analizy następnych wykresów związanych między innymi ze zmianami wartości prędkości kątowych. Należy pamiętać, że w sekwencji drugiej i trzeciej zadano wymuszenia skokowe o konkretnych wartościach. Jest to uproszczenie. W rzeczywistości należałoby zastosować wymuszenia narastające do zadanej wartości.

### 4.2. Trajektoria lotu

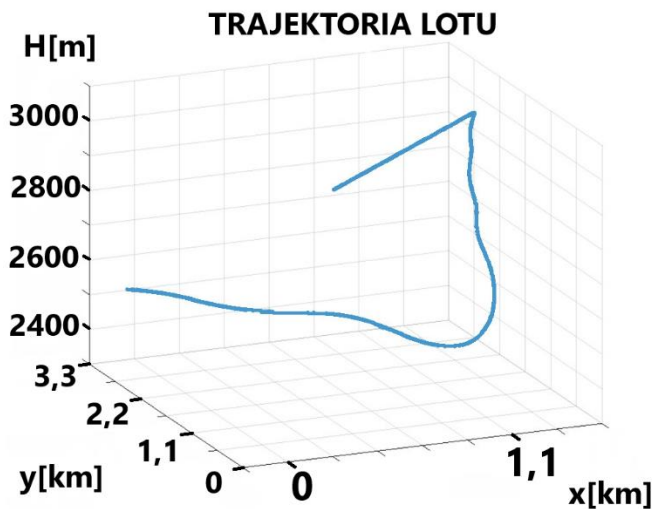
Wykresy na poniższych rysunkach (od Rys.10 do Rys. 12) wskazują że od chwili włączenia układu sterowania samolot wykonał lot po prostej aż do osiągnięcia prędkości przeciągnięcia, po czym został wprowadzony w korkociąg, a następnie wyprowadzony z tej figury. Zatem wykonane zostały wszystkie fazy lotu przewidziane na etapie projektowania.



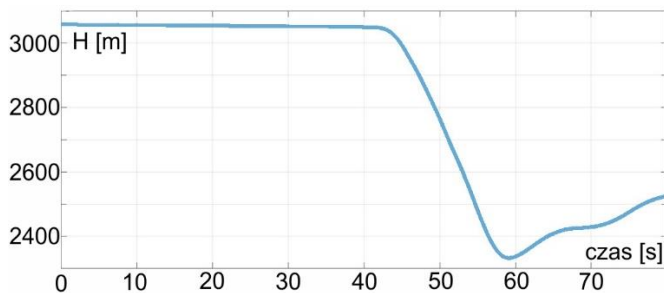
Rys. 10. Trajektoria lotu zarejestrowana w trakcie jednej z prób wykonywania korkociągu .



Rys. 11. Powiększenie trajektoria lotu pokazanej na Rys. 10. Pokazujące charakter ruchu samolotu w manewrze..



**Rys. 12.** Trajektoria lotu wygenerowana przy wykorzystaniu oprogramowania Matlab, (w układzie współrzędnych geograficznych i wysokości nad geoidą  $\varphi$  - szerokość geograficzna,  $\lambda$  - długość geograficzna).

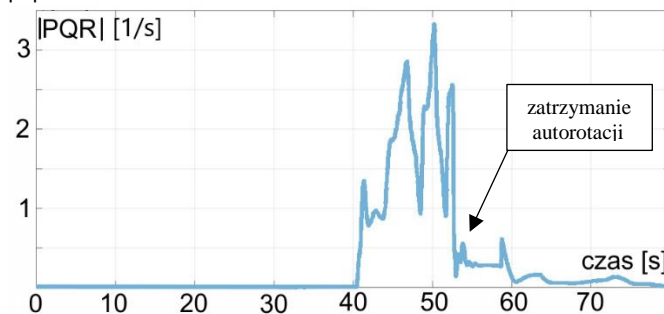


**Rys. 13.** Zmiana wysokości w trakcie manewru.

Na wykresie przedstawiającym zmiany wysokości (Rys. 13) widać, że w pierwszej fazie następuje nieznaczna utrata wysokości, która w przypadku projektowanego układu sterowania została uznana za akceptowalną. Była wynikiem przyjętych warunków symulacji - lot ślizgowy (zdławiono moc zespołu napędowego). Następnie (około 42 sekundy) widoczna jest gwałtowna utrata wysokości, podczas wykonywania korkociągu, aż do momentu wyprowadzenia z nurkowania i włączenia autopilota.

### 4.3. Moduł prędkości kątowych

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



**Rys. 14.** Modułu prędkości kątowej  $|PQR|(t)$ .

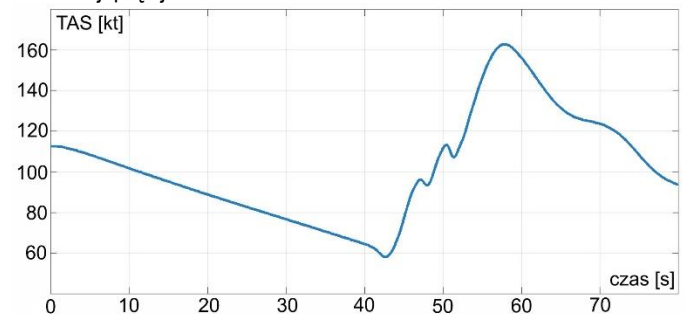
Wykres  $|PQR|(t)$  – Rys 14. wskazuje, że w chwili wprowadzenia w korkociąg (ok. 40. sek.) następuje gwałtowny przyrost modułu

prędkości kątowych. Natomiast zanika w chwili ustania autorotacji aby przyjąć wartość bliską zero 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.

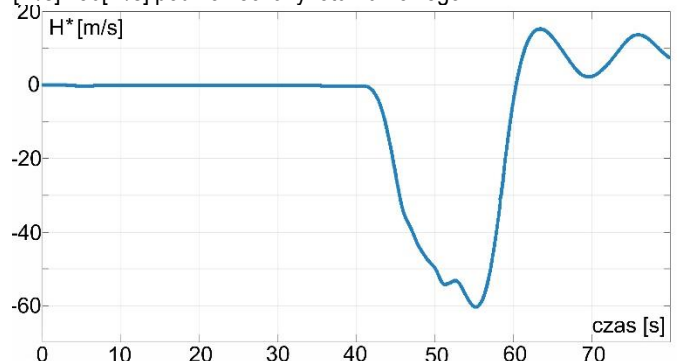
### 4.4. Prędkość TAS i prędkość pionowa

Analizując przebieg prędkości lotu przedstawiony na rysunku poniżej (Rys. 15) można zauważyć, że od chwili włączenia układu sterowania samolot zmniejszył swoją prędkość od 117 do 62 węzłów (ang. Knots [kt]) TAS (różnica 55 węzłów) w ciągu 40 sekund. Oznacza to że w pierwszej fazie działania programu, samolot zmniejszał swoją prędkość o 2.55 km/h w każdej kolejnej sekundzie. Jest to szybsza utrata prędkości niż zostało to założone wcześniej. Mimo to wykonane przeciągnięcie posiadało cechy charakterystyczne dla przeciągnięcia statycznego (stopniowe zmniejszanie prędkości, stała wysokość). Po wprowadzeniu maszyny w korkociąg widać gwałtowny wzrost prędkości od 43. do 58. sekundy symulacji. Ostatecznie stabilizuje się ona na poziomie 95 węzłów po włączeniu autopilota w sekwencji piątej.



**Rys. 15.** Prędkości lotu TAS(t) – w węzłach [kt].

Kolejną zmienną, której wykres poddano analizie jest prędkość pionowa. Na wykresie przedstawionym na poniższym rysunku widać, że w fazie przeciągania samolot charakteryzował się pomijalnie małą prędkością opadania. Zatem można stwierdzić, że zaprojektowany układ sterowania wysokością będący częścią pierwszej sekwencji układu został zaprojektowany poprawnie. W trakcie korkociągu prędkość opadania rośnie w krytycznym punkcie osiągając wartość 60 [m/s] i 80[m/s] pod koniec fazy lotu nurkowego.



**Rys. 16.** Prędkości pionowa  $H^*(t)$ .

## 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. Istotnym elementem projektu było ręczne strojenie

regulatorów PID. Czynność ta wiązała się w pierwszej kolejności z przeprowadzeniem symulacji wprowadzenia wybranego modelu w korkociąg przy użyciu joysticka, a następnie przeanalizowaniem zachowania samolotu. Szczególnie skupiono się na doborze odpowiednich współczynników wzmocnień układu regulacji kąta pochylenia, kąta przechylenia i wysokości w sekwencji doprowadzającej do przeciągnięcia samolotu. Czynność ta była o tyle skomplikowana, że wiązała się ze stabilizacją ruchu samolotu o zmieniającej się dynamice, a sam proces strojenia regulatorów odbywał się podczas symulacji. Efektem tego było wiele nieudanych prób. Symulacje komputerowe wiązały się również z bieżącą analizą całej macierzy danych wyświetlanych na ekranie podczas doświadczenia. Analiza zmiennych stanu oraz zaznajomienie się z oddziaływaniem poszczególnych członów regulatora na dynamikę samolotu doprowadziły do znalezienia pewnych korelacji.

Zaobserwowano, że jeden z prototypów układu sterowania doprowadzającego do przeciągnięcia samolotu, który działał bardzo szybko i stabilnie przy niewielkich prędkościach lotu tj. <90 [kt], po przekroczeniu tej granicy wprowadzał silne oscylacje zarówno w ruchu podłużnym, jak i bocznym. Wszelkie próby znalezienia odpowiednich współczynników wzmocnień w układzie regulacji nie pozwoliły na zapewnienie odpowiedniego sterowania samolotem w szerokim zakresie prędkości, szczególnie w ruchu podłużnym. Z tego powodu wprowadzono wzmocnienie o zmiennej wartości sygnału sterującego w kanale pochylania, uzależnione od prędkości lotu TAS.

Jednym z wniosków wypracowanych podczas tworzenia omawianego układu oraz przeprowadzania symulacji jest możliwość zastosowania do sterowania w czasie rzeczywistym regulatora bazującego na prawach logiki rozmytej. Zastosowanie tej metody pozwoliłoby szczegółowiej zdefiniować poszczególne stany lotu i w ten sposób zaprogramować układ do sterowania modelem samolotu w sposób bardziej zbliżony do operacji wykonywanych przez pilota.

## BIBLIOGRAFIA

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., *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.
7. Prusik J., *Automatyczny 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 bezzałogowego w nietypowych stany lotu*, Technika Transportu Szybowego 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.

### An Automatic Controller for Aircraft Spin Maneuver

*The paper presents a concept of automatic control laws for unmanned aircraft control system. There is a 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 (spin 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. **Maciej Pruchniak** – Politechnika Rzeszowska, Wydział budowy Maszyn i Lotnictwa.

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

inż. **Jacek Prusik** – Politechnika Rzeszowska, Wydział budowy Maszyn i Lotnictwa.