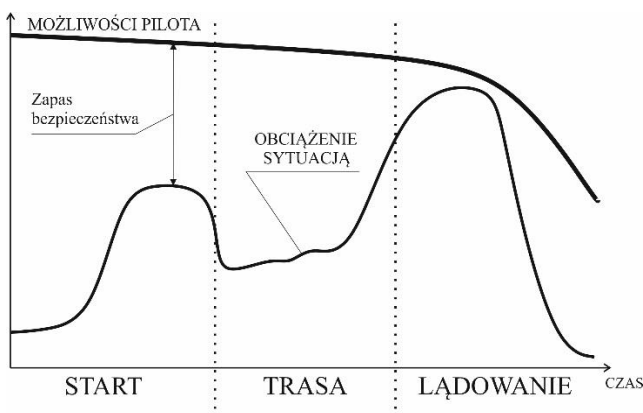


# WYBRANE METODY STEROWANIA BEZZAŁOGOWYM STATKIEM POWIETRZNYM W FAZIE LĄDOWANIA

Powszechnie wiadomo, że faza lądowania jest najtrudniejszą fazą lotu, wymaga od pilota dużego zaangażowania i wysokich umiejętności. Potwierdzeniem tego jest stosunkowo duża liczba wypadków lotniczych, do których dochodzi podczas realizacji procesu lądowania. Stopień trudności w pilotowaniu statku powietrznego znacząco wzrasta w sytuacji, gdy czynność ta wykonywana jest zdalnie za pomocą sygnałów radiowych. Bezpieczne sprowadzenie bezzałogowego statku powietrznego na ziemię jest niezmiernie trudne nawet dla doświadczonego operatora, który otrzymuje ograniczone informacje o stanie lotu. Zatem, niemalże niezbędne stało się zastosowanie pokładowych systemów sterowania, które umożliwiają automatyczną realizację fazy lądowania. W artykule przedstawiono wybrane algorytmy sterowania bezzałogowym statkiem powietrznym w fazie lądowania oraz wyniki badań symulacyjnych.

## WSTĘP

Faza lądowania jest niewielką częścią całego lotu, która następuje tuż przed jego zakończeniem. W tym krótkim czasie pilot dokonuje zmian konfiguracji samolotu oraz stanów pracy zespołu napędowego w celu utrzymania określonych parametrów lotu na bezpiecznym poziomie. Czynności te wymagają również nieustannego śledzenia znacznej liczby przyrządów pokładowych w korelacji z informacjami uzyskanymi z naziemnych pomocy nawigacyjnych i odebranych kanałami wzrokowymi. Proces podejścia i lądowania wymaga od pilota dużego zaangażowania i wysokich kwalifikacji (rys. 1.). Ponadto lądowanie, jako ostatnia faza lotu, często jest wykonywane po wielogodzinnym locie w przestrzeni powietrznej o dużym natężeniu ruchu, wymaga to od pilota dużego skupienia, oraz może wywołać nadmierne zmęczenie i mieć wpływ na bezpieczeństwo. W celu odciążenia pilota współczesne statki powietrzne wyposażone są w automatyczne systemy wspomagające, do których należą również układy automatycznego sterowania lotem posiadające możliwość automatycznego lądowania [3].



Rys. 1. Stopień obciążenia pilota sytuacją podczas poszczególnych etapów lotu [3]

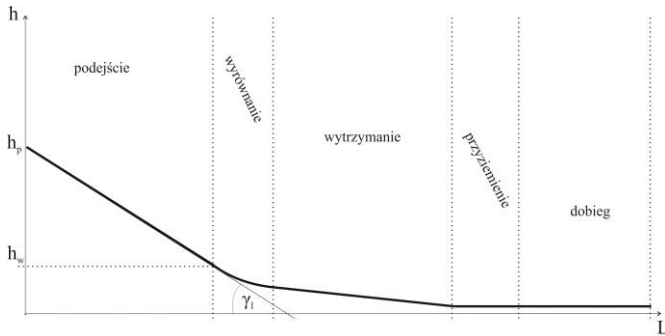
Układy automatycznego sterowania znalazły szerokie zastosowanie zarówno w lotnictwie cywilnym jak i wojskowym. Wchodzą w skład wyposażenia pokładowego wielu samolotów załogowych, jak

na przykład samoloty ogólnego przeznaczenia (dyspozycyjne, sanitarne itp. – General Aviation) czy samoloty tzw. lokalnej komunikacji (Commuter), są również niezbędnym elementem systemów bezzałogowych. Ich stopień zaawansowania, ilość, jakość oraz złożoność w znacznej mierze zależą od typu i kategorii statku powietrznego, w szczególności od wymaganego poziomu bezpieczeństwa, ilości dostępnego miejsca na pokładzie oraz kosztów produkcji [2] [17] [18]. Układy sterowania automatycznego zostały wprowadzone do lotnictwa przede wszystkim w celu odciążenia pilota od monotonnego wykonywania uciążliwych czynności związanych z ręcznym pilotowaniem statku powietrznego. Pozwoliły również na znaczne zwiększenie precyzji sterowania i ograniczenie wpływu czynnika ludzkiego. W przypadku bezzałogowych statków powietrznych umożliwiły wykonywanie lotów na duże odległości przekraczające zasięg wzroku operatora, gdy sterowanie ręczne jest utrudnione lub niemożliwe [11]. Zastosowanie układów sterowania automatycznego powoduje, że czynności wykonywane przez pilota zostają ograniczone do wyboru odpowiedniego trybu pracy układu oraz wprowadzenia pożądanego parametrów jego działania. Pilot pełni funkcję operatora zarządzającego automatyczną pracą złożonej technicznie maszyny realizującej proces sterowania lotem.

## 1. FAZA LĄDOWANIA BEZZAŁOGOWEGO STATKU POWIETRZNEGO

Proces podejścia do lądowania rozpoczyna się w momencie, gdy samolot znajdzie się na ścieżce podejścia, czyli linii będącej przedłużeniem osi pasa startowego. Wysokość nad powierzchnią gruntu i odległość od progu pasa, powinny być tak ustalone, aby pozwolić na wykonanie lotu z dostosowanym do zaistniałych warunków kątem zniżania (ujemnym kątem toru lotu) ( $\gamma$ ). Ten fragment lotu jest tak zwanym lotem ślizgowym, w trakcie którego przepustnica silnika jest przymknięta, a ciąg śmigła znacznie zredukowany lub bliski wartości zerowej. W trakcie zniżania pilot powinien utrzymywać prędkość lotu ( $U$ ) i prędkość zniżania ( $W$ ) na bezpiecznym poziomie, aby nie dopuścić do nagłej utraty siły nośnej i uszkodzenia statku powietrznego. Wartości tych prędkości uzależnione są od typu samolotu i siły wiatru czołowego. Prędkość podejścia stanowi zwykle od 1.1 do 1.3 wartości prędkości przeciągnięcia przy opuszczonym podwoziu, klapach w położeniu do lądowania i z minimal-

nym ciągiem zespołu napędowego [4] [5] [7]. Ponadto, utrzymanie odpowiedniej, dla danego typu statku powietrznego, prędkości lotu podczas podejścia, pozwala przyziemić samolot na pasie startowym z minimalną prędkością względem ziemi. Skraca to dobieg i pozwala uniknąć lądowania z tzw. przelotem, co może być szczególnie niebezpieczne w przypadku stosunkowo krótkiego pasa startowego. Długość lądowania liczona jest od chwili przekroczenia założonej umownej wysokości ( $h_p$ ) do chwili zatrzymania samolotu na ziemi (rys. 2.) [4] [5].



Rys. 2. Profil trajektorii lotu w trakcie fazy lądowania [12]

W znacznej większości przypadków statki powietrzne nie są przystosowane do wykonywania przyziemienia z prędkością opadania wynikającą z lotu wzdłuż trajektorii podejścia. Zatem po zakończeniu fazy podejścia, a przed przyziemieniem powinien być wykonany manewr powodujący zmniejszenie prędkości opadania do poziomu umożliwiającego uniknięcie uszkodzenia podwozia, poprzez zbyt silne zetknięcie się kół z podłożem w miejscu przyziemienia. Z punktu widzenia pilota, wyrównanie polega na zmniejszeniu obrotów silnika do minimum oraz wychyleniu steru wysokości powodującego zwiększenie kąta natarcia, w celu uzyskania przyspieszenia pionowego powodującego redukcję prędkości opadania. Większa prędkość opadania wymaga szybszego tempa wychylenia steru wysokości, aby nie doszło do powstania błędów pilotażowych w postaci tzw. falowania oraz nieprawidłowej wysokości wyrównania.

Pomiędzy manewrem wyrównania, a momentem przyziemienia pilot wykonuje etap wytrzymania polegający na locie poziomym na małej wysokości, w trakcie którego następuje stopniowe zwiększe-

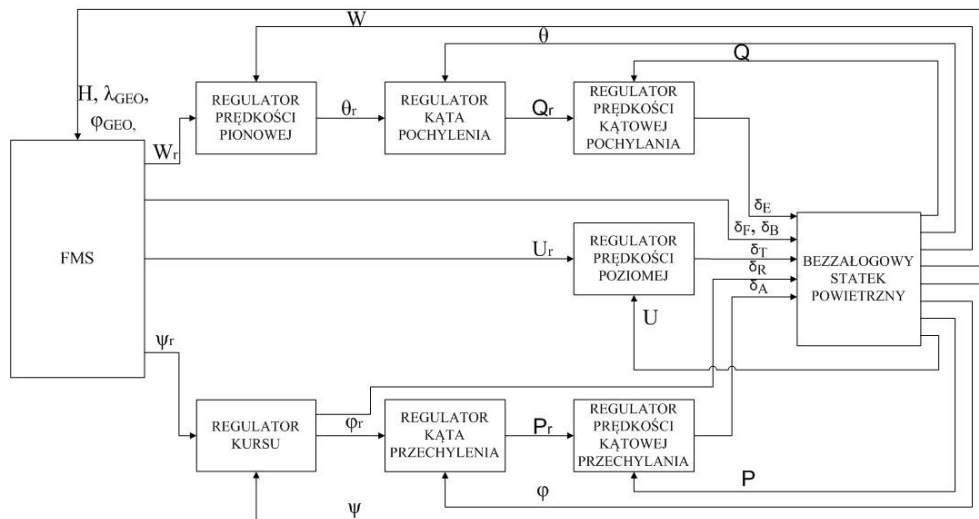
nie kąta natarcia i wytracenie prędkości powodujące zmniejszenie siły nośnej, a w konsekwencji zetknięcie się podwozia samolotu z podłożem. Prędkość lotu maleje od prędkości podejścia do prędkości przyziemienia. Wysokość podwozia nad powierzchnią gruntu, na początku etapu wytrzymania, zależy od typu oraz masy statku powietrznego i wynosi (pod warunkiem poprawnego wykonania manewru wyrównania) dla samolotów ogólnego przeznaczenia od kilkudziesięciu centymetrów do około jednego metra. Podczas etapu wytrzymania kąt pochylenia powinien przyjmować wartości, które nie dopuszczają do zbyt szybkiej zmiany wysokości lotu (pojawienia się prędkości pionowej o wartości dodatniej lub zbyt dużej wartości ujemnej). W pierwszym przypadku, gdy statek powietrzny posiada dostateczny zapas prędkości, może dojść to tzw. wyskoku, a w konsekwencji do zbyt „twardego” przyziemienia lub lądowania z przelotem. W drugim przypadku pilot może doprowadzić do przyziemienia ze zbyt dużą prędkością opadania, powodującą odbicie się statku powietrznego od gruntu [1] [2] [3].

Etap przyziemienia trwa od momentu zetknięcia się podwozia samolotu z powierzchnią ziemi do czasu zachowania efektywności steru wysokości. Sposób realizacji tego etapu lądowania przez pilota jest związany z rodzajem podwozia statku powietrznego.

Osoba pilotująca powinna, oprócz precyzyjnego sterowania kątem pochylenia samolotu, utrzymywać kąt przechylenia bliski 0 stopni, aby nie doszło do uszkodzenia skrzydła. Kąt natarcia podczas etapu wytrzymania i przyziemienia wynika z kąta geometrycznego  $i$  z kąta odchylenia strug powietrza na skutek wpływu oddziaływania ziemi.

Etap przyziemienia rozpoczyna się zetknięciem podwozia samolotu z gruntem na skutek tzw. „przepadnięcia”. W trakcie przepadania zmniejsza się prędkość samolotu. Ważnym parametrem w chwili rozpoczęcia etapu przyziemienia jest prędkość pionowa samolotu, która ze względów bezpieczeństwa nie powinna przekroczyć pewnej określonej wartości zależnej od konstrukcji podwozia. Znaczący wpływ na wielkość prędkości pionowej w chwili przyziemienia ma kąt toru lotu w trakcie poprzednich etapów fazy lądowania, w szczególności w trakcie etapu wytrzymania.

W trakcie dobiegu, który jest ostatnim etapem fazy lądowania, pilot zazwyczaj uruchamia hamulce kół głównych pod warunkiem, że wszystkie koła mają kontakt z gruntem. Skutkuje to zmniejszeniem prędkości statku powietrznego do wartości odpowiadającej prędkości kołowania, co jest jednoznaczne z zakończeniem fazy lądowania.



Rys. 3. Schemat blokowy struktury funkcjonalnej głównego oprogramowania pokładowego systemu sterowania [9]

## 2. STABILIZACJA PRĘDKOŚCI PIONOWEJ

W pokładowych systemach sterowania, od początku ich rozwoju stosowane są klasyczne prawa sterowania wykorzystujące kaskadowo połączone regulatory PID (rys. 3). Synteza tego typu regulatorów jest stosunkowo prosta i nie wymaga zbyt dużej mocy obliczeniowej. Jednak w wielu przypadkach zastosowanie klasycznych regulatorów PID nie jest wystarczające, ponieważ nie pozwala uzyskać wymaganej jakości sterowania. Objawia się to na przykład w trakcie sterowania bezzałogowymi statkami powietrznymi o małej masie startowej nieprzekraczającej 25 kg. Niski poziom bezwładności tych obiektów powoduje większą podatność na niekorzystne oddziaływanie warunków atmosferycznych, w szczególności podmuchów wiatru. Czynniki te doprowadzają do pojawienia się stanów lotu charakteryzujących się dużą nieliniowością. Na pogorszenie jakości sterowania z wykorzystaniem klasycznego regulatora PID mają również wpływ, zmieniające się w trakcie poszczególnych faz lotu i pod wpływem oddziaływania czynników atmosferycznych, parametry obiektu sterowania (np. skuteczność powierzchni sterowych, która jest zależna od rzeczywistej prędkości lotu) [13] [16].

Jedną z metod sterowania bezzałogowym statkiem powietrznym w kanale pochylenia, podczas wykonywania fazy lądowania, jest stabilizacja zadanej prędkości pionowej ( $W_r$ ), realizowana z wykorzystaniem trzech połączonych kaskadowo klasycznych regulatorów PI i PID. Jej wartość w trakcie etapu podejścia jest obliczana na podstawie chwilowych wartości odległości od teoretycznego punktu przyziemienia (proggu pasa startowego) ( $d$ ), prędkości podróźnej ( $U$ ), wysokości nad powierzchnią gruntu ( $h$ ), oraz stałej wartości kąta nachylenia wymaganej ścieżki podejścia ( $\gamma$ ).

$$W_r = \left[ -U \sin \gamma_l + K_a (d \sin \gamma_l - h) \right]_{-3}^3 \quad (1)$$

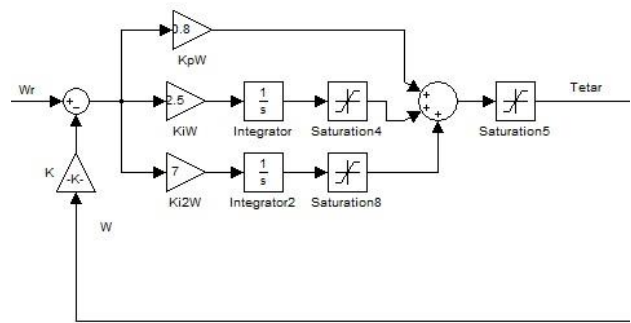
W trakcie etapu podejścia regulator w zewnętrznej pętli sprzężenia zwrotnego, odpowiedzialny za stabilizację prędkości pionowej, jest standardowym regulatorem PI. Ze względu na wpływ pionowych podmuchów wiatru (zakłóceń), zmiany obliczonej wartości zadanej prędkości pionowej są relatywnie małe i szybkie. Zatem, sygnał podawany na wejście regulatora PI ma charakter zbliżony do funkcji skokowej. Jakość sterowania w tym przypadku jest zadowalająca. System sterowania utrzymuje samolot na zadanej ścieżce podejścia.

Po osiągnięciu wysokości decyzji, wykonywany jest manewr wyrównania i przejście do etapu wytrzymania, po czym następuje przyziemienie, które powinno zostać zrealizowane z odpowiednio małą prędkością pionową. Aby powyższa sekwencja została poprawnie zrealizowana, system sterowania dokonuje przełączenia algorytmu wyznaczania zadanej wartości prędkości pionowej.

$$W_r = -K_f h \quad (2)$$

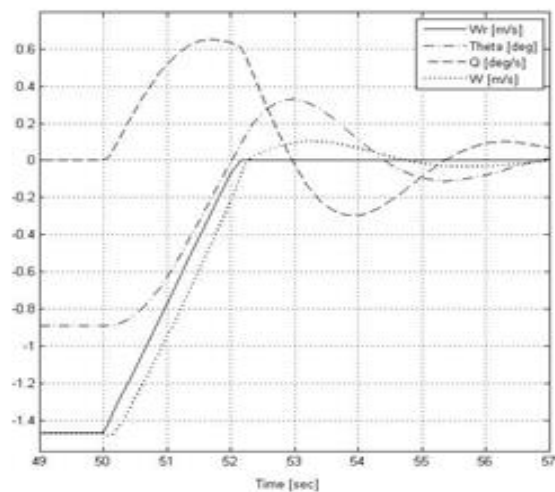
Wówczas sygnał podawany na wejście zewnętrznego regulatora prędkości pionowej przyjmuje charakter funkcji liniowej. Powoduje to pogorszenie jakości sterowania i niekorzystne opóźnienie. W konsekwencji etap wytrzymania jest zbyt krótki, a prędkość pionowa w trakcie przyziemienia zbyt duża, co objawia się zetknięciem podwozia z podłożem ze zbyt dużą siłą [9].

W celu poprawy jakości sterowania w trakcie fazy wyrównania, system wraz z jej rozpoczęciem dokonuje modyfikacji struktury zewnętrznego regulatora PI odpowiedzialnego za stabilizację prędkości pionowej. Zmiany te polegają na wprowadzeniu dodatkowego toru całkującego i współczynnika proporcjonalnego w torze sprzężenia zwrotnego. Struktura zmodyfikowanego regulatora PI<sup>2</sup> została przedstawiona na rysunku (rys. 4).

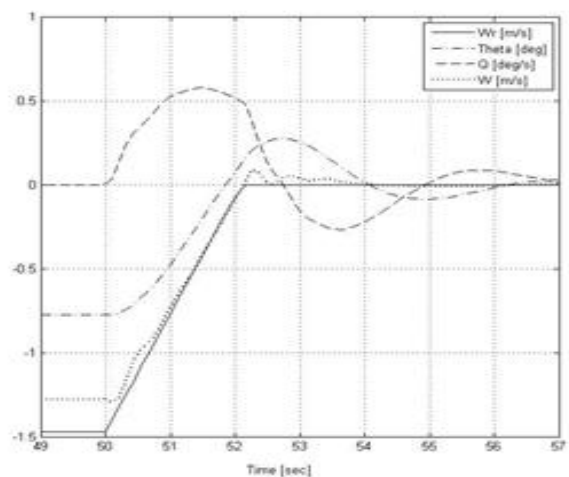


**Rys. 4.** Struktura zmodyfikowane regulatora (PI<sup>2</sup>) pionowej prędkości lotu [9]

Po zastosowaniu wspomnianych modyfikacji, jakość stabilizacji prędkości pionowej w trakcie etapu wyrównania i wytrzymania znacznie się poprawiła, co korzystnie wpłynęło na bezpieczeństwo lotu. Czasowe przebiegi wybranych parametrów lotu, zarejestrowane w trakcie badań symulacyjnych, zostały przedstawione na rysunkach (rys. 5 oraz rys. 6). Wykresy ilustrują fragment lotu w trakcie rozpoczęcia etapu wyrównania.



**Rys. 5.** Przebieg czasowy wybranych parametrów lotu zarejestrowany w trakcie badań symulacyjnych pokładowego systemu sterowania z regulatorem PI (przed modyfikacją) prędkości pionowej [9]



**Rys. 6.** Przebieg czasowy wybranych parametrów lotu zarejestrowany w trakcie badań symulacyjnych pokładowego systemu sterowania z regulatorem PI<sup>2</sup> (po modyfikacji) prędkości pionowej [9]

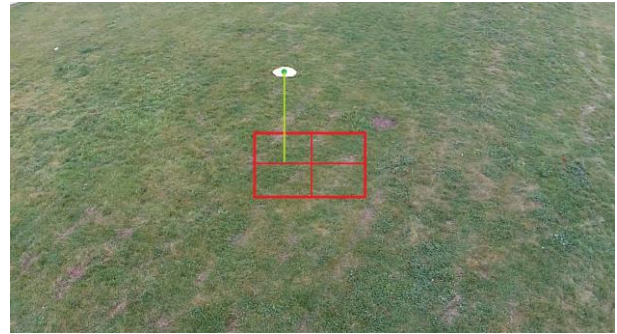
## 3. STEROWANIE KĄTEM TORU LOTU NA PODSTAWIE SYGNAŁÓW WIZYJNYCH

Omówiona w poprzednim rozdziale metoda sterowania bezzałogowym statkiem powietrznym w trakcie fazy lądowania, oparta na stabilizacji prędkości pionowej, wymaga do prawidłowego działania informacji o aktualnym stanie lotu. Zatem, konieczny jest cykliczny (50 Hz) pomiar takich parametrów lotu jak: prędkość kątowna pochylania ( $Q$ ), kąt pochylecia ( $\theta$ ), wysokość nad powierzchnią ziemi ( $h$ ), prędkość podróżna ( $U$ ), położenie geograficzne itp. W sytuacji, gdy pomiar niektórych niezbędnych parametrów lotu stanie się niemożliwy, bądź obarczony zbyt dużym błędem (np. w wyniku awarii), można je zastąpić sygnałami pozyskanymi za pomocą redundantnych systemów pomiarowych, wartościami estymowanymi lub odrębnym układem pomiarowym wykorzystywanym w trakcie realizacji misji [14] [15]. Jako dodatkowy system pomiarowy, pozwalający na uzyskanie niektórych informacji o aktualnym stanie lotu, można wykorzystać pokładowy system obserwacyjny. Składa się on z kamer pokładowych, urządzeń transmisji radiowej oraz komputera służącego do przetwarzania obrazu. W niniejszym rozdziale przedstawiono metodę sterowania bezzałogowym statkiem powietrznym w kanelę podłużnym w fazie lądowania, wykorzystującą informacje pozyskane z obrazu wideo, dostarczonego przez kamerę pokładową, zamocowaną sztywno na przedniej części kadłuba statku powietrznego.

Pokładowy system wizyjny na każdej klatce filmowej otrzymanej z kamery dokonuje detekcji markera posiadającego ściśle określone cechy optyczne (kształt, kolor), a następnie oblicza jego pionową odległość od stałego fragmentu klatki tzw. pola referencyjnego. Rolę markera pełni poziomy znak lotniskowy w postaci plandeki koloru jaskrawo-żółtego w kształcie koła o średnicy jednego metra. Przedstawione parametry markera dobrano na potrzeby badań, aby usprawnić działanie systemu wizyjnego, natomiast jego rolę może pełnić dowolny obiekt na ziemi. Stałe położenie pola referencyjnego na klatce filmowej zostało dobrane na podstawie badań w locie, w trakcie których wykonano serię lądowań, doprowadzając samolot bezzałogowy do punktu, w którym znajdował się marker. Podczas każdego lądowania kamera pokładowa rejestrowała położenie markera na kolejnych klatkach filmowych. Miejsce klatki w którym najczęściej znajdował się marker podczas prawidłowo wykonanej fazy lądowania, zostało wybrane jako pole referencyjne (rys. 7).

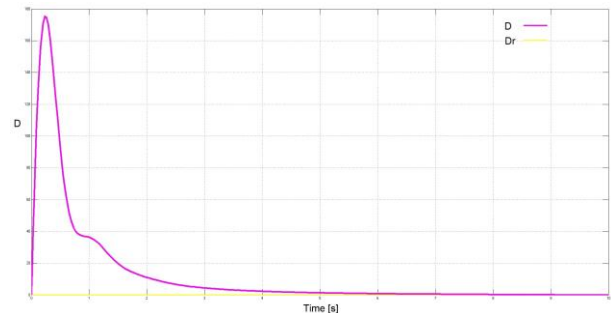
Proces sterowania statkiem powietrznym podczas etapu podejścia, z wykorzystaniem przedstawionego systemu wizyjnego, polega na minimalizacji pionowej odległości markera od pola referencyjnego na obrazie video. Działanie systemu sterowania realizującego powyższe zadanie, opiera się na zmodyfikowanym regulatorze PID, na którego wejście podawany jest sygnał pochodzący z systemu wizyjnego. Wprowadzona modyfikacja polega na dodaniu do członu całkującego regulatora, wartości proporcjonalnej do szybkości zmian sygnału pomiarowego dostarczanego przez system wizyjny

(rys. 8).

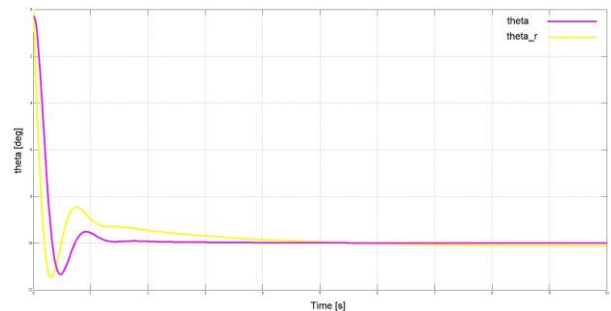


**Rys. 7.** Przykładowa klatka video przetworzona przez pokładowy system wizyjny; stały czerwony prostokąt - pole referencyjne, zielona linia - pionowa odległość markera od pola referencyjnego ( $D$ ), zielony punkt - środek markera

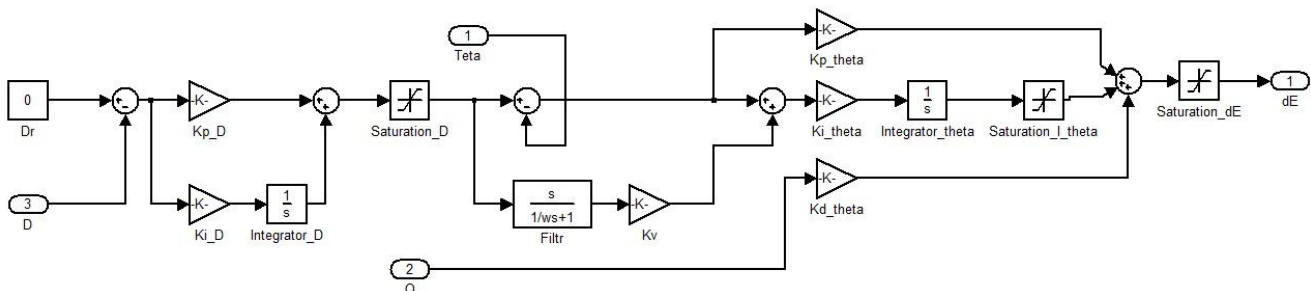
Na rysunkach (rys. 9 oraz rys. 10) zamieszczono wybrane przebiegi parametrów lotu prezentujące działanie systemu sterowania bezzałogowym statkiem powietrznym w fazie lądowania z wykorzystaniem pokładowego systemu wizyjnego. Przedstawione na wykresach dane otrzymano w trakcie badań symulacyjnych.



**Rys. 9.** Stabilizacja odległości pionowej ( $D$ ) środka markera od pola referencyjnego na obrazie video pokładowego systemu wizyjnego



**Rys. 10.** Przebieg zadanej i rzeczywistej wartości kąta pochylecia podczas procesu stabilizacji odległości pionowej ( $D$ ) środka markera od pola referencyjnego na obrazie video pokładowego systemu wizyjnego



**Rys. 8.** Schemat blokowy fragmentu pokładowego systemu sterowania odpowiedzialnego za minimalizację pionowej odległości ( $D$ ) środka markera od pola referencyjnego na obrazie video z pokładowego systemu wizyjnego

Otrzymane wykresy pokazują, że zastosowany algorytm pozwala na osiągnięcie zadowalającej jakości sterowania obiektem latającym w fazie lądowania.

## PODSUMOWANIE

W Katedrze Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej prowadzone są badania dotyczące systemów automatycznego sterowania lotem bezzałogowych statków powietrznych w fazie lądowania. Celem badań jest opracowanie praw sterowania, które pozwolą na automatyczną realizację fazy lądowania w terenie nieprzystosowanym (teren pagórkowaty, otoczony wysokimi przeszkodami, nie będący lądowiskiem) w trakcie oddziaływania niekorzystnych warunków atmosferycznych. Dotychczas opracowano wiele praw i metod sterowania, które są weryfikowane podczas badań w locie oraz usprawniane. W artykule przedstawiono dwie wybrane metody sterowania bezzałogowym statkiem powietrznym w fazie lądowania. Jedna z nich polega na stabilizacji pionowej prędkości lotu. Natomiast druga wykorzystuje sygnały pomiarowe pochodzące z pokładowego systemu wizyjnego. Działanie wymienionych metod sterowania zostało dotychczas zweryfikowane jedynie w trakcie badań symulacyjnych, których wybrane wyniki zamieszczono w poprzednich rozdziałach. Kolejnym krokiem w prowadzonych badaniach będzie zaimplementowanie opracowanych metod w oprogramowaniu komputera pokładowego badawczego, powietrznego statku bezzałogowego i zweryfikowanie ich działania podczas badań w locie.

## BIBLIOGRAFIA

1. Ablamowicz A., Nowakowski W.: *Szkolenie samolotowe. Podstawy aerodynamiki i mechaniki lotu*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1980.
2. Bociek S., Gruszecki J.: *Układy automatycznego sterowania samolotem*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999.
3. Domicz J., Szutowski L.: *Podręcznik pilota samolotowego. Wydanie IV*, Wydawnictwo Technika, Poznań 2006.
4. Fiszdon W.: *Mechanika lotu. Część I*, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Łódź – Warszawa 1961.
5. Fiszdon W.: *Mechanika lotu. Część II*, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Łódź – Warszawa 1961.
6. Gruszecki J. (red.): *Bezpilotowe aparaty latające. Systemy sterowania i nawigacji*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2002.
7. Kayton M., Fried W. R. (red.): *Elektroniczne układy nawigacji lotniczej*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1976.
8. Nowak Dariusz, *Autonomiczny system sterowania bezzałogowymi statkami latającymi*, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej 288, Mechanika 85 RUTMech, t. XXX, z. 85 (4/13), październik-grudzień 2013..
9. Nowak Dariusz, Kopecki Grzegorz, Orkisz Marek, Rogalski Tomasz, Rzucidło Paweł, *The Selected Innovative Solutions In UAV Control Systems Technologies. Innovative Control Systems for Tracked Vehicle Platforms. Studies in Computational Intelligence*, Springer 2013.
10. Nowak Dariusz, Kopecki Grzegorz, Żugaj Marcin, *Wstępne wyniki prób w locie samolotu bezzałogowego*, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014, TOM I, pod redakcją Krzysztofa Sibilskiego, Warszawa 2014.
11. Nowak Dariusz, Rogalski Tomasz, *Możliwości wykorzystania bezzałogowych statków powietrznych w polskiej przestrzeni powietrznej*, Czasopismo Logistyka, Nr 6/2014.
12. Nowak Dariusz, Rogalski Tomasz, Szczerba Piotr, *Autonomous takeoff and landing system designed for unmanned aerial vehicles: computer simulations*, Zeszyty Naukowe Wyższej Szkoły Oficerskiej Sił Powietrznych Nr 1/2015 (24), str. 83-92, Dęblin 2015.
13. Nowak Dariusz, Rogalski Tomasz, Walek Łukasz *System LOT jako latające laboratorium*, Technika Transportu Szybowego, Koleje-Tramwaje-Metro, Nr 12/2015.
14. Nowak Dariusz, Tomczyk Andrzej, Rogalski Tomasz, *Analiza jakości sterowania bezzałogowym statkiem powietrznym w przypadku zastosowania redundancji analitycznej pomiarów*, Autobusy 2016, Nr 12.
15. Pieniążek Jacek, Cieciński Piotr, Walek Łukasz, Nowak Dariusz, *Integrated Measurement System for UAV*, Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace), 2015 IEEE.
16. Rogalski Tomasz, Nowak Dariusz, Walek Łukasz *Algorytmy sterowania lotem samolotu bezzałogowego w nietypowych stacjach lotu*, Technika Transportu Szybowego, Koleje-Tramwaje-Metro, Nr 12/2015.
17. Tomczyk A.: *Pokładowe cyfrowe systemy sterowania samolotem*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999.
18. Żugaj M.: *Układy automatycznego sterowania lotem*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2011.

### Selected methods of flight control of UAV in the landing phase

*It is well known that the landing phase is the most difficult phase of the flight, requiring a high level of engagement and high skills. This is confirmed by the relatively high number of aircraft accidents that occur during the landing process. The degree of difficulty in piloting the aircraft increases considerably when the operation is performed remotely using radio signals. It is extremely difficult to safely bring an unmanned aircraft to the ground even for an experienced operator who receives limited flight status information. So, it is necessary to use on-board flight control systems that allow automatic landing. The article presents selected algorithms for control of unmanned aircraft in the landing phase and results of simulation tests.*

Autorzy:

mgr inż. **Dariusz Nowak** – Politechnika Rzeszowska im. Ignacego Łukasiewicza, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Katedra Awioniki i Sterowania, darnow@prz.edu.pl

dr hab. Inż. prof. PRz **Tomasz Rogalski** – Politechnika Rzeszowska im. Ignacego Łukasiewicza, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Katedra Awioniki i Sterowania, orakl@prz.edu.pl

mgr inż. **Maciej Pruchniak** - Politechnika Rzeszowska im. Ignacego Łukasiewicza, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Katedra Awioniki i Sterowania