

Dariusz NOWAK¹

AUTONOMICZNY SYSTEM STEROWANIA BEZZAŁOGOWYMI STATKAMI LATAJĄCYMI

W ostatnich latach obserwuje się znaczny wzrost zastosowania bezzałogowych statków latających (BSL) w różnych dziedzinach życia. W szczególności są one używane do wykonywania wielu zadań militarnych, takich jak obserwacja pola walki lub rozpoznawanie celu. W zależności od zastosowania konstrukcja bezzałogowych statków latających jest mniej lub bardziej złożona. Większość faz lotu BSL jest w pełni zautomatyzowana. Obecnie naukowcy koncentrują się na najbardziej niebezpiecznych fazach lotu, jakimi są start i lądowanie. Po wybraniu przez operatora opcji „rozpocznij misję” system sterowania przeprowadza misję od momentu startu do końcowego podejścia do lądowania, wyrównania i przyziemienia. W niniejszej publikacji przedstawiono aktualny stan prac mających na celu stworzenie autonomicznego systemu sterowania bezzałogowymi statkami latającymi opartego na nowoczesnych systemach komputerowych oraz metodach i technikach sztucznej inteligencji. Zaprezentowano stanowisko laboratoryjne służące do prowadzenia badań symulacyjnych na etapie projektowania i testowania algorytmów sterowania BSL. Zaprezentowano wyniki testów procedur automatycznego startu, przelotu po zadanej trasie oraz automatycznego sterowania lądowaniem BSL.

Słowa kluczowe: lądowanie, model matematyczny samolotu, systemy bezzałogowe, systemy czasu rzeczywistego, systemy sterowania lotem

1. Wprowadzenie

W ostatnich latach obserwuje się znaczny wzrost zastosowania bezzałogowych statków latających (BSL) w różnych dziedzinach życia. Najpowszechniej są one wykorzystywane do prowadzenia zadań militarnych polegających na obserwacji i rozpoznaniu pola walki oraz na automatycznym dotarciu do wskazanego celu i jego zniszczeniu. BSL jest coraz częściej dodatkowym wyposażeniem sprzętowym służb porządkowych i bezpieczeństwa publicznego. Służą jako nośniki kamer video, za pomocą których można patrolować z dowolnej wysokości określony teren, prowadzić poszukiwania w miejscach trudno dostępnych dla człowieka oraz dokonywać diagnostyki miejsc katastrof i kataklizmów. W zależności od zastosowania stawia się coraz większe wymagania kon-

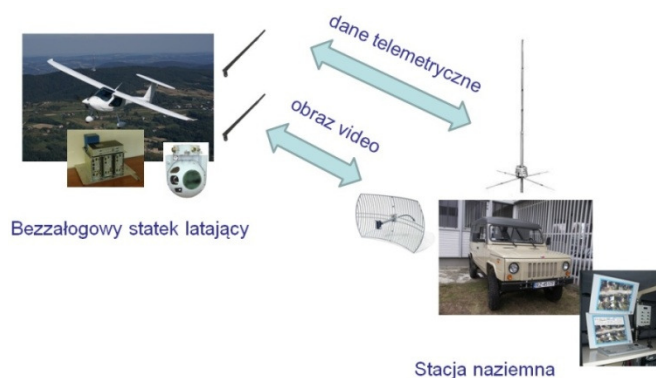
¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Dariusz Nowak, Politechnika Rzeszowska, al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów, tel. (17) 8651477, e-mail: darnow@prz.edu.pl

strukcyjne bezzałogowym statkom latającym. Dotyczą one zarówno właściwości fizycznych i mechanicznych samej konstrukcji, jak i pokładowego systemu sterowania i jego możliwości.

W niniejszej publikacji przedstawiono aktualny stan prac mających na celu stworzenie autonomicznego systemu sterowania bezzałogowymi statkami latającymi opartego na nowoczesnych systemach komputerowych oraz metodach i technikach sztucznej inteligencji. Zaprezentowano stanowisko laboratoryjne służące do prowadzenia badań symulacyjnych na etapie projektowania i testowania algorytmów sterowania BSL. Przedstawiono koncepcyjne rozwiązania, które zostaną sprawdzone w trakcie przyszłych prac badawczych. Zaprezentowano wyniki komputerowej symulacji procedur automatycznego startu oraz automatycznego sterowania lądowaniem BSL.

2. Ogólna struktura systemu bezzałogowego

System bezzałogowy składa się zazwyczaj z nośnika, czyli mobilnego obiektu latającego, oraz ze stacji kontrolnej (rys. 1.). Nośnik jest wyposażony w mechanizmy wykonawcze, sterowniki mechanizmów wykonawczych, moduły pomiarowe, główny komputer pokładowy, system rejestracji i transmisji obrazu, moduły do transmisji danych telemetrycznych oraz dodatkowe moduły pomiarowe [1]. Pokładowa kamera obserwacyjna jest umieszczona na trójosiowej głowicy stabilizującej jej położenie w przestrzeni. W zależności od zapotrzebowania aparatura stacji naziemnej może być zamontowana na pokładzie ciężarowego pojazdu terenowego, przyczepy, samochodu osobowego lub może być przenośna w torbie czy plecaku. Zawiera komputery klasy PC, komputery przemysłowe lub urządzenia mobilne typu tablet wyposażone w oprogramowanie umożliwiające wizualizację parametrów lotu oraz stanu wykonywanej misji, jak



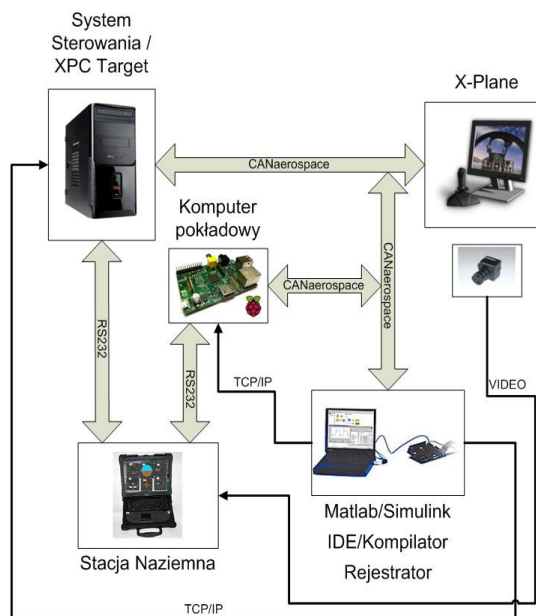
Rys. 1. Struktura systemu bezzałogowego

Fig. 1. The unmanned system structure

również bezpośrednie lub pośrednie sterowanie lotem. Osobny komputer jest odpowiedzialny za obróbkę i wyświetlanie obrazu video przesyłanego z kamery pokładowej. Komputer pokładowy BSL powinien być wyposażony w oprogramowanie, które wspomaga operatora w sterowaniu obiektem podczas wykonywania misji lub całkowicie autonomicznie przeprowadza misję zgodnie ze zdefiniowanym przez operatora planem, a także zapewnia wprowadzanie modyfikacji w czasie wykonywania misji [2].

3. Stanowisko do badań symulacyjnych

Projektowanie i testowanie poszczególnych elementów systemu sterowania wymagało zastosowania specjalnie przygotowanego stanowiska badawczego (rys. 2.). Pomocnym narzędziem okazał się pakiet do obliczeń inżynierskich Matlab/Simulink wraz z biblioteką xPC Target oraz symulator lotu X-Plane firmy Laminar Research. Struktura systemu sterowania obiektem i jego funkcjonalność zostały zamodelowane za pomocą pakietu Simulink. Poszczególne moduły systemu są reprezentowane jako osobne bloki posiadające określoną liczbę wyjęć i wyjść, realizujące oprogramowanie zaimplementowane w postaci s-funkcji w języku C. Każdy z tych bloków stanowi osobne zadanie czasu rzeczywistego wykonywane w określonych interwałach czasowych. Projekt systemu jest kompilowany w środowisku Matlab i ładowany za pośrednictwem protokołu sieciowego TCP/IP do pamięci komputera typu PC104, który pracuje



Rys. 2. Schemat blokowy stanowiska badawczego, na podstawie [3]

Fig. 2. A block diagram of the test bench, according to [3]

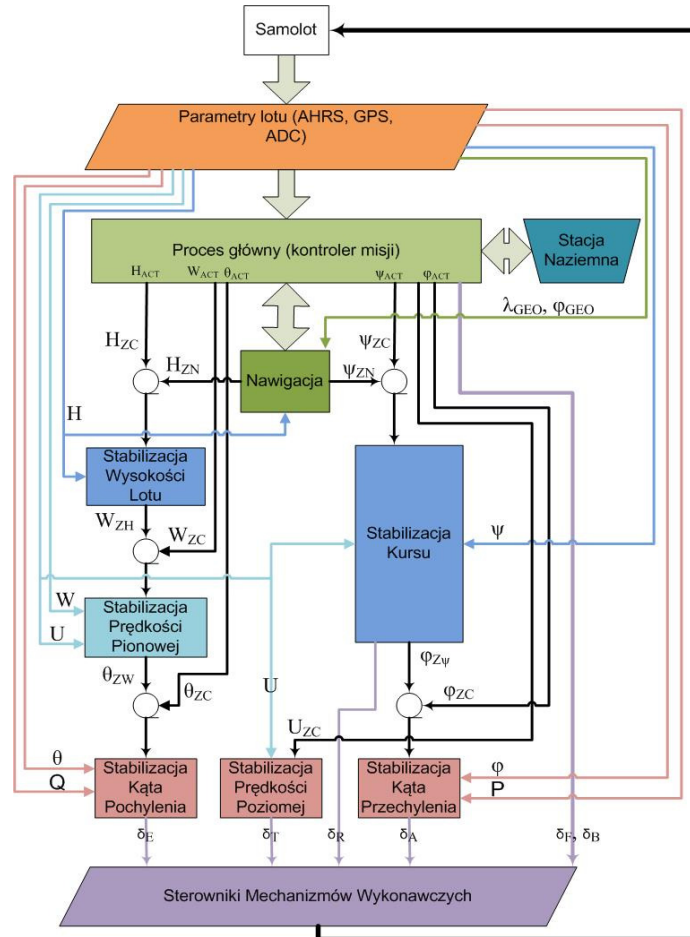
pod kontrolą systemu czasu rzeczywistego xPC Target, pełniąc funkcję komputera pokładowego. Simulink umożliwia również wygenerowanie kodu całego systemu sterowania, który następnie może być skompilowany za pomocą odpowiedniego kompilatora i załadowany do pamięci miniaturowego systemu wbudowanego, umieszczonego na pokładzie rzeczywistego obiektu latającego. Zarówno system wbudowany, jak i komputer sterujący klasy PC104 są wyposażone w interfejsy komunikacyjne CAN oraz RS232, które umożliwiają wymianę danych ze stacją naziemną, symulatorem lotu lub mechanizmami wykonawczymi i modułami pomiarowymi.

Rolę stacji naziemnej pełni przenośny komputer klasy PC o dużej mocy obliczeniowej i wytrzymałej konstrukcji odpornej na wstrząsy i warunki atmosferyczne. Oprogramowanie stacji naziemnej pracuje pod kontrolą systemu czasu rzeczywistego. Wartości parametrów lotu przesłane przez komputer pokładowy są wizualizowane za pomocą wirtualnych przyrządów pokładowych, jakie znajdują się w kokpicie każdego samolotu. Na potrzeby badań skonstruowano dynamiczne modele statku powietrznego dla symulatora lotu X-Plane, które pod względem właściwości aerodynamicznych i konstrukcyjnych są zbliżone do rzeczywistych obiektów latających. Jeden z nich to samolot ultralekki MP-02 „Czajka”, natomiast drugi to bezałogowy samolot klasy RC „Cularis”. Modele zostały utworzone za pomocą oprogramowania Plane-Maker udostępnionego wraz z symulatorem lotu [3].

4. Struktura systemu sterowania

Każda misja wykonywana przez BSL składa się z trzech niezbędnych faz lotu następujących bezpośrednio po sobie, a są to: start, przelot po zadanej trasie oraz lądowanie. Zadaniem systemu sterowania jest poprawne, autonomiczne wykonanie wszystkich faz lotu według planu zdefiniowanego przez operatora i stabilizacja stałych wartości parametrów lotu. Zaprojektowany system sterowania posiada strukturę modułową, w której można wyróżnić elementy odpowiedzialne za dostarczenie i obróbkę danych charakteryzujących stany lotu, elementy wyprowadzające wartości sygnałów sterowania do mechanizmów wykonawczych samolotu, moduły odpowiedzialne za stabilizację poszczególnych parametrów lotu, bloki wykonujące pomocnicze obliczenia oraz moduły realizujące algorytm misji na podstawie planu zapisanego w pamięci systemu bądź przesłanego ze stacji naziemnej (rys. 3.) [3].

Blok o nazwie „Flight Parameters” symbolizuje zespół modułów pomiarowych (AHRS, ADC, GPS), jest odpowiedzialny za dostarczenie do głównego systemu sterowania przefiltrowanych (estymowanych) danych określających parametry lotu BSL. Za jego pośrednictwem do systemu sterowania są przesyłane bieżące wartości kątów położenia samolotu w przestrzeni (θ , φ , ψ), odpowiadające im prędkości kątowe (Q , P , R), położenie geograficzne i kurs (φ_{GEO} , λ_{GEO} , ψ_{MAG}), prędkość względem ziemi (U), prędkość pionowa (W) oraz bieżąca



Rys. 3. Schemat blokowy pokładowego systemu sterowania

Fig. 3. A block diagram of on-board control system

wysokość obiektu nad powierzchnią ziemi (*Alt*). Drugim zestawem informacji przychodzącym z zewnątrz do pokładowego systemu sterowania są dane dotyczące planu misji wysyłane ze stacji naziemnej – blok „Ground Station”. Zestaw ten zawiera pozycje geograficzne i wysokości nad powierzchnią ziemi punktów trasy, którą powinien przebyć BSL. Ponadto znajdują się w nim informacje na temat aktualnego trybu pracy autopilota, zadana wysokość i prędkość lotu. System sterowania odsyła do stacji naziemnej informacje na temat aktualnego stanu misji oraz wartości parametrów lotu. Na wyjściu systemu jest wyprowadzanych sześć sygnałów sterujących: wychylenie steru wysokości (δ_E), wychylenie lotek (δ_A), wychylenie steru kierunku (δ_R), położenie klap (δ_F), moc zespołu napędowego (δ_T) oraz moc hamulców kół głównych (δ_B). Wartości te są przekazywane

do bloku symbolizującego zespół mechanizmów wykonawczych powierzchni sterowych, mocy ciągu i hamulców „Actuators” wpływających na stan lotu BSL.

Do najbardziej istotnych elementów systemu sterowania należy grupa modułów realizujących zadania stabilizacji poszczególnych parametrów lotu: stabilizacja kąta pochylenia – blok „Pitch Stabilization”, stabilizacja kąta przechylenia – blok „Roll Stabilization”, stabilizacja kursu – blok „Heading Stabilization”, stabilizacja prędkości pionowej – blok „Vertical Speed Stabilization”, stabilizacja wysokości rzeczywistej – blok „Altitude Stabilization”. Bloki odpowiedzialne za stabilizację kątów pochylenia i przechylenia realizują prawa sterowania oparte na standardowych regulatorach PID i PD połączonych kaskadowo i wzbogaconych o funkcje korygujące sygnał sterujący. Na wejściu modułu stabilizującego kąt pochylenia jest podawana bieżąca i zadana wartość kąta pochylenia oraz prędkość kątowa pochylenia. Natomiast na wejściu regulatora kąta przechylenia jest podawana bieżąca i zadana wartość kąta przechylenia oraz wartość prędkości kątowej. Na wyjściu modułów otrzymuje się odpowiednio sygnał sterujący dla mechanizmów wykonawczych steru wysokości i lotek. Moduł stabilizujący kurs BSL działa według praw sterowania opartych na dwóch regulatorach PID o różnych parametrach, z których jeden pracuje, gdy samolot znajduje się na pasie startowym, a jego prędkość rzeczywista (TAS) jest mniejsza od prędkości rotacji (VR). Wówczas na wyjściu pojawia się sygnał sterujący przekazany do mechanizmu wykonawczego steru kierunku sprzężonego z kołem. W momencie osiągnięcia prędkości rotacji moduł przełącza proces sterowania na drugi regulator o odmiennych nastawach i generuje sygnał sterujący, będący zadaną wartością kąta przechylenia, podany na wejście modułu stabilizującego przechylenie BSL. Parametrami wejściowymi elementu stabilizacji kursu są bieżąca i zadana wartość kursu oraz rzeczywista prędkość lotu i wysokość nad powierzchnią ziemi.

Kolejnymi parametrami lotu poddawanych stabilizacji są wysokość nad powierzchnią ziemi i prędkość pionowa. Zadania te realizują dwa oddzielne, współpracujące ze sobą moduły wykorzystujące regulatory PID i PD wraz z pomocniczymi funkcjami korekcyjnymi. Moduł stabilizacji wysokości na wejściu przyjmuje bieżącą i zadaną wartość wysokości lotu nad powierzchnią ziemi i generuje sygnał sterujący podawany na wejściu modułu stabilizacji prędkości pionowej. Oprócz zadanej prędkości pionowej na wejściu tego modułu trafiają bieżące wartości prędkości pionowej i prędkości rzeczywistej BSL. Na ich podstawie algorytm stabilizacji generuje sygnał sterujący będący zadaną wartością kąta pochylenia.

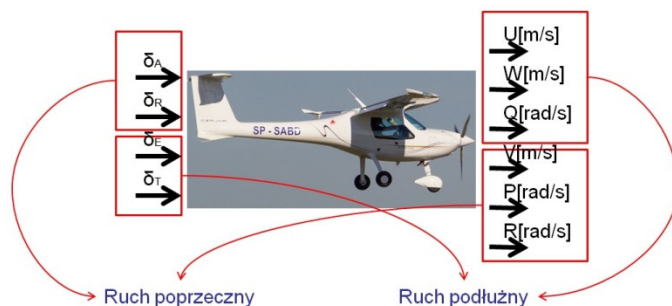
Element systemu sterowania reprezentowany przez blok o nazwie „Navigation” zawiera zestaw funkcji nawigacyjnych służących do obliczania zadanego kursu i zadanej wysokości BSL na podstawie danych zawartych w planie misji, aktualnego położenia geograficznego, kursu oraz wysokości. Dzięki jego obliczeniom BSL może być prowadzony na określonej wysokości po „ścieżkach” zawartych między kolejnymi punktami trasy.

Głównym składnikiem systemu sterowania jest moduł o nazwie „Controller”, który realizuje plan misji. Dzięki komunikacji ze stacją naziemną może zarówno wprowadzać modyfikacje planu misji w trakcie jej wykonywania, jak również przerwać misję i przekazać sterowanie w ręce operatora. Praca kontrolera polega na generowaniu poszczególnych zadanych parametrów lotu i sygnałów aktywujących według określonego algorytmu, podawanych na wejściu modułów stabilizacji. Każdy z tych modułów posiada dodatkowe wejście logiczne, na które dostaje sygnał aktywacji wygenerowany przez moduł kontrolera. Sygnał ten może przyjąć jedną z dwóch wartości TRUE lub FALSE. Jeśli na wejściu modułu stabilizacji pojawi się wartość TRUE, moduł zostaje uaktywniony, w przeciwnym wypadku moduł stabilizacji jest nieaktywny, a generowany przez niego sygnał zostaje zastąpiony odpowiednią wartością ustawioną przez moduł kontrolera. Kontroler wykonuje szereg instrukcji logicznych, na jego wejściu są podawane bieżące parametry lotu BSL i dane decyzyjne ze stacji naziemnej, natomiast na wyjściu wyprowadza zadane (pożądane) wartości parametrów lotu i sygnały aktywujące moduły w niższej warstwie systemu (H_{ACT} , W_{ACT} , θ_{ACT} , φ_{ACT} , ψ_{ACT}).

5. Model matematyczny BSL i dobór praw sterowania

Model matematyczny samolotu jest niezbędny do oceny właściwości obiektu sterowania oraz do projektowania i analizy układów automatycznego sterowania. Nieliniowy model samolotu może być stosowany do testów laboratoryjnych układu automatycznego sterowania jako element środowiska badawczego. Można go również wykorzystać do wyznaczenia modelu liniowego, który jest konieczny do analizy i projektowania układów automatycznego sterowania lotem [2]. Każdy układ sterowania projektuje się dla danego obiektu i przyjęty algorytm sterowania musi spełniać warunki przyjętego kryterium. W zależności od wielowymiarowości obiektu, złożoności i znajomości zjawisk w nim zachodzących, celów, jakie powinny być osiągnięte przez wprowadzenie systemów sterowania, rola modelu matematycznego obiektu sterowania (charakterystyk statycznych i dynamicznych) jest różna. Obiekt latający jako bryła częściowo symetryczna i poruszająca się w dowolnej atmosferze jest obiektem o sześciu stopniach swobody (rys. 4.). Jego ruch można opisać z dokładnością do współczynników układem sześciu równań różniczkowych zwyczajnych nieliniowych i niestacjonarnych, wychodząc od zasady równowagi sił i momentów [4].

Identyfikacja modelu dynamicznego rzeczywistego obiektu latającego polega na zbudowaniu matematycznego modelu badanego obiektu, który z wystarczającą dokładnością odwzorowuje właściwości dynamiczne obiektu rzeczywistego. Istnieje wiele metod identyfikacji modeli obiektów dynamicznych. W niniejszej publikacji ograniczono się do identyfikacji modelu liniowego rzeczywistego obiektu, zapisanego w postaci transmitancji operatorowej o zadanym stopniu wielomianu charakterystycznego (n). Formalnie metoda postępowania



Rys. 4. Ogólna struktura modelu matematycznego samolotu

Fig. 4. The mathematical model structure of an aircraft

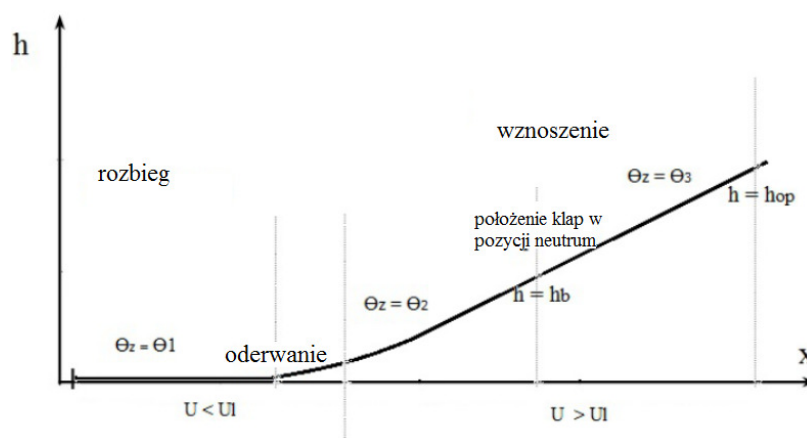
dotyczy układów o jednym wejściu i jednym wyjściu (określa się wtedy transmi-tancję operatorową $G(s)$ obiektu), ale można ją zastosować również do układów wielowymiarowych. System sterowania opisany w niniejszej publikacji jest oparty na konwencjonalnych prawach sterowania obiektem latającym wykorzystujących klasyczne regulatory PID i PI oraz ich połączenia kaskadowe. Współ-czynniki praw sterowania dobrano na podstawie modeli matematycznych obiekt-ów latających i danych zarejestrowanych w trakcie lotów symulacyjnych i ba-dań w locie na rzeczywistym obiekcie [5].

6. Sterowanie w poszczególnych fazach lotu

Oprócz weryfikacji podstawowych modułów wykonujących algorytmy kształtowania parametrów lotu w trakcie badań symulacyjnych dokonano sprawdzenia głównego modułu sterującego odpowiedzialnego za realizację po-szczególnych etapów misji, komunikację ze stacją naziemną i nadzór nad pracą całego systemu sterowania. Do jednych z najbardziej istotnych funkcji modułu należy poprawna realizacja procedur startu i lądowania. Parametry lotu zareje-strowane w trakcie testów symulacyjnych pozwoliły odtworzyć przebieg trajek-torii lotu w tych fazach. W trakcie prób dokonano testów kilku różnych procedur startu i lądowania. Na podstawie analizy zarejestrowanych wyników dokonano wyboru tych algorytmów, które okazały się najbardziej skuteczne, bezpieczne i zapewniały w pełni poprawne przeprowadzenie określonych faz lotu.

Przed rozpoczęciem fazy startu system sterowania przeprowadza test me-chanizmów wykonawczych powierzchni sterowych i przepustnicy (rys. 5.). Jeżeli test zostanie zakończony pomyślnie oraz aktualny kierunek magnetyczny sa-molotu jest zgodny z kierunkiem pasa startowego, wówczas hamulce kół głów-nych są zwalniane, kłapy ustawiane w pozycji do startu, a moc zespołu napędo-wego jest stopniowo zwiększana do wartości 100%. W pierwszej fazie rozbiegu (*take-off run*), która trwa do momentu osiągnięcia prędkości oderwania ($U1 = 77$ km/h), system wykonuje zadania stabilizacji kursu pasa startowego za pomocą

steru kierunku, stabilizacji zerowego kąta przechylenia oraz stabilizacji kąta pochylenia samolotu o wartości zadanej (θ_z) $\theta_1 = 2^\circ$, co pozwala podnieść przednie koło samolotu. Po osiągnięciu prędkości oderwania ($U1 = 77 \text{ km/h}$) i kąta pochylenia większego niż 2° następuje ustawienie wartości zadanej kąta pochylenia na $\theta_2 = 5^\circ$, zmiana prawa sterowania kursem (stabilizacja kursu za pomocą zadanej wartości kąta przechylenia i steru kierunku zapewniającego poprawne wykonanie zakrętu) i wznoszenie samolotu (*climbing*). Gdy obiekt przekroczy wysokość $h_b = 150 \text{ m}$ nad powierzchnią ziemi, moc zespołu napędowego jest zmniejszana do poziomu 80%, a zadana wartość kąta pochylenia ustawiana na $\theta_3 = 8^\circ$. Na tej wysokości i przy prędkości poziomej większej od prędkości najbardziej stromego wznoszenia (95 km/h) system sterowania ustawia wychylenie klap do pozycji neutrum. Zakończenie procedury startu następuje po osiągnięciu wysokości operacyjnej $h_{op} = 300 \text{ m}$ nad powierzchnią ziemi [6].



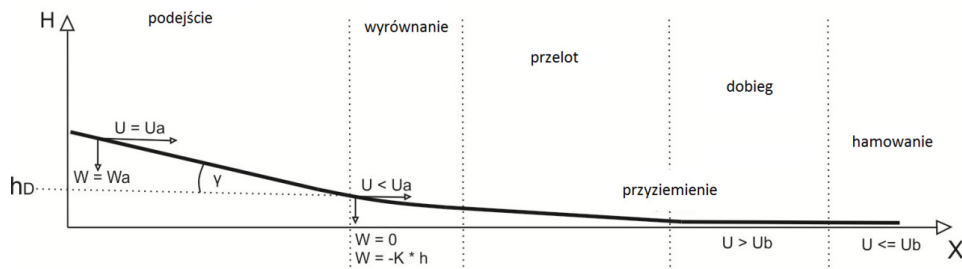
Rys. 5. Typowa trajektoria startu

Fig. 5. Typical take off trajectory

Procedura lądowania rozpoczyna się po osiągnięciu przez samolot ostatniego punktu trasy. Punkt ten, w odróżnieniu od pozostałych definiowanych przez operatora, jest wyliczany automatycznie przez system i znajduje się na wysokości ok. 160 m nad powierzchnią ziemi oraz w odległości ok. 3000 m od progu pasa startowego i jest położony w przedłużeniu jego osi. Obliczenia są dokonywane na podstawie kierunku magnetycznego pasa startowego i współrzędnych punktu leżącego na progu pasa w jego osi. Wartości te do systemu wpisuje operator. W pierwszej fazie procedury lądowania (*approach*) system przełącza się na zadania stabilizacji kursu pasa za pomocą kąta przechylenia, sterowania prędkością pionową lotu (W) oraz sterowania mocą zespołu napędowego w celu utrzymania prędkości względem powietrza (U) na poziomie 100 km/h (prędkość

podejścia). Zadana wartość prędkości pionowej (W_a) jest wyliczana przez system sterowania tak, aby samolot był prowadzony po trajektorii będącej linią prostą, nachyloną do powierzchni pasa startowego pod kątem $\gamma = 3^\circ$ i łączącą się z nim w punkcie leżącym na progu pasa w jego osi. W obliczeniach wykorzystywana jest aktualna wysokość samolotu nad powierzchnią ziemi (h) i prędkość pozioma (U). Trajektoria lądowania zawarta pomiędzy wyliczonym ostatnim punktem trasy, a punktami leżącymi na progu i końcu pasa znajduje się w jego osi. W trakcie całej procedury lądowania system kontroluje odległość poprzeczną samolotu od ścieżki lądowania i wprowadza korekty wartości zadanej kursu w celu utrzymania samolotu w osi pasa startowego. Po osiągnięciu wysokości wyrównania $h_D = 3$ m nad powierzchnią ziemi (wartość ustalona w trakcie lotów próbnych) system ustawia moc zespołu napędowego na poziom 0%, włącza zadanie stabilizacji zerowego kąta przechylenia, sterowanie kursem realizuje za pomocą steru kierunku i wykonuje manewr wyrównania (*flare-out*) polegający na stabilizacji prędkości pionowej. Zadana wartość prędkości pionowej jest wyliczana proporcjonalnie do wartości wysokości samolotu nad powierzchnią ziemi: $W = -K \cdot h$.

Działania te doprowadzają do spadku prędkości poziomej ($U < U_a$) i delikatnego przyziemienia samolotu (*touch-down*). W trakcie dobiegu system wykonuje zadania stabilizacji kursu. Po spadku prędkości poniżej prędkości bezpiecznego hamowania ($U_b = 70$ km/h) następuje uruchomienie hamulców kół głównych (*braking*) i zatrzymanie samolotu [6]. Typową trajektorię lądowania przedstawia rys. 6.



Rys. 6. Typowa trajektoria lądowania

Fig. 6. Typical landing trajectory

7. Badania w locie

Badania w locie autonomicznego systemu sterowania BSL przeprowadzono, wykorzystując specjalnie do tego celu zbudowane, latające laboratorium w postaci bezzałogowego samolotu RC o nazwie „Cularis”. Jest to motoszybowiec wykonany z pianki EPP o rozpiętości skrzydeł 2610 mm i długości 1260 mm posiadający aktywne lotki, klapy, ster kierunku, ster wysokości, napęd

elektryczny i podwozie. Powierzchnie sterowe są wychylane za pomocą serwo mechanizmów modelarskich sterowanych sygnałem PWM o częstotliwości 50 Hz. Dwułopatkowe śmigło napędza silnik elektryczny BLDC, którego prędkość obrotowa jest ustawiana za pośrednictwem specjalnego regulatora sterowanego również sygnałem PWM. Mechanizmy wykonawcze powierzchni sterowych i napędu kontroluje tzw. sterownik mechanizmów wykonawczych zrealizowany na podstawie systemu wbudowanego z procesorem STM32F103. Sterownik komunikuje się z komputerem pokładowym za pomocą protokołu CANaerospace. Odbiera wartości kątów wychylenia poszczególnych powierzchni sterowych i mocy zespołu napędowego oraz potwierdza wykonanie zleconej komendy. Jest połączony z odbiornikiem radiowym aparatury sterującej, co umożliwia przejęcie sterowania przez operatora w razie awarii komputera sterującego. Dane pomiarowe uzyskane z czujników pokładowych są poddawane obróbce i filtracji według algorytmów realizowanych przez sterownik modułów pomiarowych oparty na systemie wbudowanym z procesorem STM32F303. Sterownik wysyła na główną magistralę CANaerospace wartości poszczególnych parametrów lotu z częstotliwością 100 Hz. Moduł AHRS dostarcza informacji na temat orientacji przestrzennej samolotu, jego prędkości kątowych oraz kursu. Moduły GPS są odpowiedzialne za przesyłanie danych charakteryzujących położenie geograficzne obiektu i jego wysokość nad poziomem morza oraz prędkość względem powierzchni ziemi. Barometr, czujniki ciśnienia całkowitego i sonary służą do wyznaczania wysokości obiektu nad powierzchnią ziemi i jego prędkości względem powietrza.

Główny komputer pokładowy zrealizowany na systemie wbudowanym Raspberry PI z procesorem ARM11 pracuje pod kontrolą systemu czasu rzeczywistego RTAI Linux i wykonuje zadania systemu sterowania lotem. Dane charakteryzujące aktualny stan lotu są odbierane przez system z głównej magistrali CAN. Na podstawie tych danych oraz informacji otrzymanych od stacji naziemnej za pomocą radiomodemu komputer pokładowy wylicza wartości sygnałów sterujących i wysyła je przez magistralę CAN do sterownika mechanizmów wykonawczych. Główny komputer pokładowy przekazuje również informacje o położeniu przestrzennym pokładowej kamery video do sterownika dwuosiowej głowicy, na którym jest ona zamontowana. Obraz z kamery jest przesyłany do stacji naziemnej odrębnym torem komunikacyjnym i wyświetlany w goglach operatora [3].

Weryfikacja poprawności pracy systemu sterowania zintegrowanego z systemem operacyjnym i platformą sprzętową docelowego komputera pokładowego została przeprowadzona w warunkach laboratoryjnych na opisanym stanowisku badawczym (rys. 4.). Testy laboratoryjne przeprowadzono według metody testowej *hardware-in-the-loop-simulation*. Pozwoliły one zweryfikować poprawność procedur odpowiedzialnych za komunikację komputerów pokładowych ze stacją naziemną oraz z pozostałymi urządzeniami pokładowymi wykorzystującymi protokół komunikacyjny CANaerospace. W warunkach laboratoryjnych za

pośrednictwem stacji naziemnej zdefiniowano punkty trasy, którą powinien przebyć nośnik i uruchomiono procedurę wykonania misji od momentu startu do wylądowania i całkowitego zatrzymania się samolotu. W trakcie wykonywania misji wprowadzano modyfikację zaprogramowanej trasy oraz przełączano poszczególne tryby pracy systemu (automatyczny/manualny). Efekty pracy systemu bezzałogowego obserwowano za pomocą symulatora lotu X-Plane. W trakcie badań zarejestrowano przebiegi wartości wybranych parametrów lotu oraz dodatkowych zmiennych diagnostycznych. W czasie badań przeprowadzono wiele lotów testowych, w których sprawdzano działanie algorytmów sterowania i nawigacji zaimplementowanych w badanym systemie. Sprawdzano możliwość sterowania obiektem za pomocą stacji naziemnej oraz wykonanie całkowicie automatycznego lotu po zadanej trajektorii.

8. Podsumowanie

W niniejszej publikacji zaprezentowano niektóre aspekty aktualnego stanu pracy badawczej nad autonomicznym systemem sterowania dla bezzałogowych statków latających. Zaprezentowano przebieg procedur startu i lądowania, które zostały opracowane i przetestowane w Katedrze Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej. Przedstawiono aktualną strukturę funkcjonalną systemu sterowania i stanowisko badawcze służące do jego projektowania i przeprowadzania testów symulacyjnych. Stanowisko badawcze posłuży do prowadzenia badań nad rozbudową i zwiększeniem funkcjonalności autonomicznego systemu sterowania dla bezzałogowych statków latających. W bliskiej przyszłości jest planowana praca badawcza mająca na celu przetestowanie wybranych metod i technik sztucznej inteligencji współpracujących z klasycznymi algorytmami stabilizacji i sterowania. Rozpoczęto również pracę nad modulem sterowania opartym na neuronowo-rozmytym systemie ekspertowym, będącym częścią komputera pokładowego.

Literatura

- [1] Reg A.: Unmanned aircraft systems. UAVS Design. Development and Deployment, John Wiley & Sons, United Kingdom 2010.
- [2] Żugaj M.: Układy automatycznego sterowania lotem. Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2011.
- [3] Nowak D., Rogalski T., Szczerba P.: Autonomous take-off and landing system designed for unmanned aerial vehicles: Computer simulations. V Int. Conf. Scientific Aspects of Unmanned Mobile Objects, Dęblin 2013.
- [4] Bociek S., Gruszecki J.: Układy sterowania automatycznego samolotem. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999.
- [5] Tomczyk A.: Pokładowe cyfrowe systemy sterowania samolotem. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999.

- [6] Tomczyk A., Gruszecki J.: Preliminary project of the autonomous landing system for unmanned aircraft. World Aviation Conference, San Francisco 1999.

AUTONOMOUS CONTROL SYSTEM FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

Abstract

We can observe an significant increase of applications of Unmanned Aerial Vehicles (UAV) in the last years in many fields of our lives. In general they are used to perform many military tasks such as battlefield observation and recognition for instance. Depended on the application, the construction requirement for Unmanned Aerial Vehicles is less or more complex. Many phases of UAV's flight have been completely automated so far. Currently researchers focus on the most dangerous phases of flight like take-off and landing. When the operator selects the 'start mission' option the flight control system starts executing it from take-off to final approach, flare and touch-down. This paper presents current status of researches aimed to create autonomous UAV control system based on modern computer systems and artificial intelligence methods. Presented laboratory equipment is used for performing simulation tests in the stage of designing and testing UAV control algorithms. The article also presents the results of the tests of autonomous control system during such parts of flight as take-off, flight from waypoint to waypoint and landing.

Keywords: landing, mathematical model of an aircraft, unmanned systems, real time systems, flight control systems

DOI:10.7862/rm.2013.45

Otrzymano/received: 15.09.2013 r.

Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.