

Witold KRUCZEK, Krzysztof CYRAN
Instytut Informatyki Politechniki Śląskiej

STEROWANIE TOREM LOTU SAMOLOTU BEZZAŁOGOWEGO NA PODSTAWIE POŁOŻENIA KĄTOWEGO KAMERY

Streszczenie. W artykule przedstawiono metodę sterowania torem lotu samolotu bezzałogowego przeznaczonego do obserwacji terenu, wykorzystującą informację o wzajemnym położeniu kątowym osi podłużnej kadłuba oraz osi optycznej kamery stabilizowanej żyroskopowo. Przedstawiono wyniki symulacji toru lotu dla wybranych wartości parametrów lotu.

Słowa kluczowe: UAV, samolot bezzałogowy, śledzenie celu

FLIGHT PATH CONTROL OF UAV BASED ON CAMERA ANGULAR ORIENTATION

Summary. This paper presents a method of flight path control of the unmanned aerial vehicle designed to terrain observation, based on relative angular orientation of the fuselage longitudinal axis and the gyroscopic stabilized camera optical axis. Flight path simulation results for some flight parameter values are presented.

Keywords: UAV, Unmanned Aerial Vehicle, Target Following

1. Wprowadzenie

Jednym z najważniejszych zastosowań samolotów bezzałogowych UAV (*Unmanned Aerial Vehicles*) jest prowadzenie obserwacji terenu z wykorzystaniem zainstalowanej kamery. W zależności od stawianych wymagań (obszar obserwacji, długotrwałość lotu, cel prowadzenia obserwacji itp.) są stosowane różne klasy samolotów. Artykuł dotyczy klasy samolotów o następujących cechach:

- masa do kilkunastu kg, optymalna prędkość lotu: ok. 20 m/s, optymalna wysokość prowadzenia obserwacji: 100-200 m, zasięg w granicach 30 km, długość lotu rzędu kilku godzin,
- ciągła, dwukierunkowa łączność ze stacją naziemną umożliwiającą przesyłanie obrazu z zainstalowanej kamery z możliwie małym opóźnieniem oraz wysyłanie rozkazów do samolotu,
- zainstalowana stabilizowana żyroskopowo kamera z możliwością sterowania ze stacji naziemnej.

Prowadzenie obserwacji terenu przez samoloty tej klasy polega najczęściej na automatycznym wykonywaniu zaprogramowanej trasy lotu z możliwością wysyłania rozkazów zmieniających położenie kamery. Możliwe jest także przejście w tryb półautomatyczny, w którym operator stacji naziemnej wysyła tylko rozkazy zmiany kierunku, a pozostałe parametry lotu (prędkość, wysokość) są kontrolowane przez oprogramowanie autopilota z zachowaniem poprawności pilotażowej. Tryb półautomatyczny jest uruchamiany w celu przeprowadzenia dokładniejszej obserwacji interesującego operatora obiektu. Aby obiekt znajdował się ciągle w polu widzenia kamery, operator musi jednocześnie sterować jej położeniem oraz trajektorią lotu samolotu, co wymaga dużego doświadczenia. Opracowane zostały metody automatycznego określania żądanej trajektorii lotu i pozycji kamery, gdy są znane współrzędne geograficzne samolotu i obserwowanego obiektu oraz metody przybliżonego określania tych współrzędnych [1]. W pracy [2] kamera śledzi obiekt korzystając z algorytmów rozpoznawania obrazów, a współrzędne obiektu są określane na podstawie położenia kamery względem samolotu i samolotu względem ziemi. Powyższe metody zakładają wykorzystanie kamer niestabilizowanych, sterowanych poprzez określenie kątów ustawienia obiektywu w poszczególnych osiach względem kadłuba samolotu

Niniejszy artykuł opisuje metodę określania trajektorii lotu niewymagającą znajomości współrzędnych geograficznych samolotu ani obiektu. Kamera jest sterowana ręcznie przez operatora, którego zadaniem jest utrzymywanie obiektu w centralnej części kadru (nie jest wymagana duża dokładność). W przypadku gdy obserwowany obiekt jest nieruchomy, samolot będzie leciał w jego kierunku, a następnie płynnie rozpocznie krążenie wokół niego, zachowując zbliżony do optymalnego kąt obserwacji. Metoda jest dostosowana do kamer stabilizowanych żyroskopowo, których sterowanie polega na określeniu prędkości kątowych w poszczególnych osiach. Metoda jest odporna na wpływ wiatru w szerokim zakresie jego prędkości.

2. Kamera stabilizowana żyroskopowo

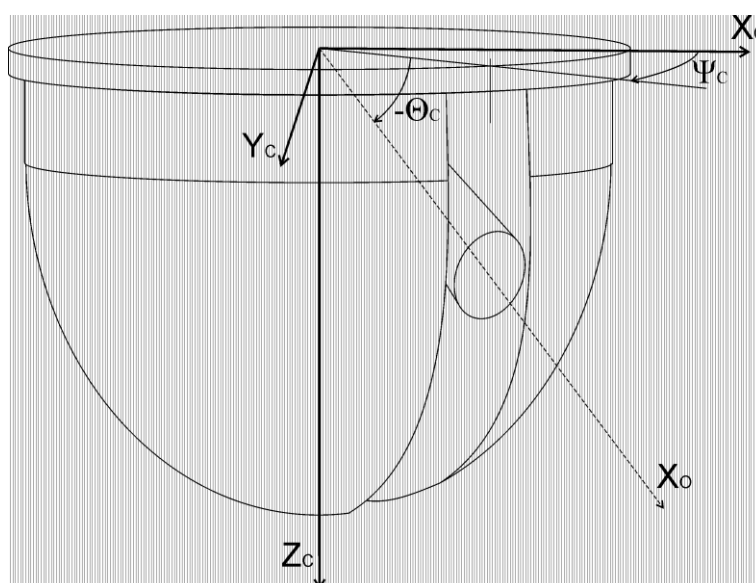
Kamera przedstawiona na rys. 1 posiada dwie ruchome osie. Kąt Ψ_C nie jest ograniczony (kamera może obracać się dookoła), kąt Θ_C może przyjmować wartości z zakresu $\langle -90; 0 \rangle$ stopni. Oś optyczna kamery jest stabilizowana żyroskopowo względem inercyjnego układu odniesienia (można w przybliżeniu założyć, że jest to powierzchnia Ziemi). Prędkości kątowe względem osi kamery spełniają zależności:

$$\begin{aligned}\dot{\Psi}_C &= R_{Ccmd} + R_{Cstab} \\ \dot{\Theta}_C &= Q_{Ccmd} + Q_{Cstab}\end{aligned}\quad (1)$$

R_{Ccmd} , Q_{Ccmd} – zadane prędkości kątowe (sterowanie zewnętrzne),

R_{Cstab} , Q_{Cstab} – prędkości kątowe obliczone przez układ stabilizacji kamery.

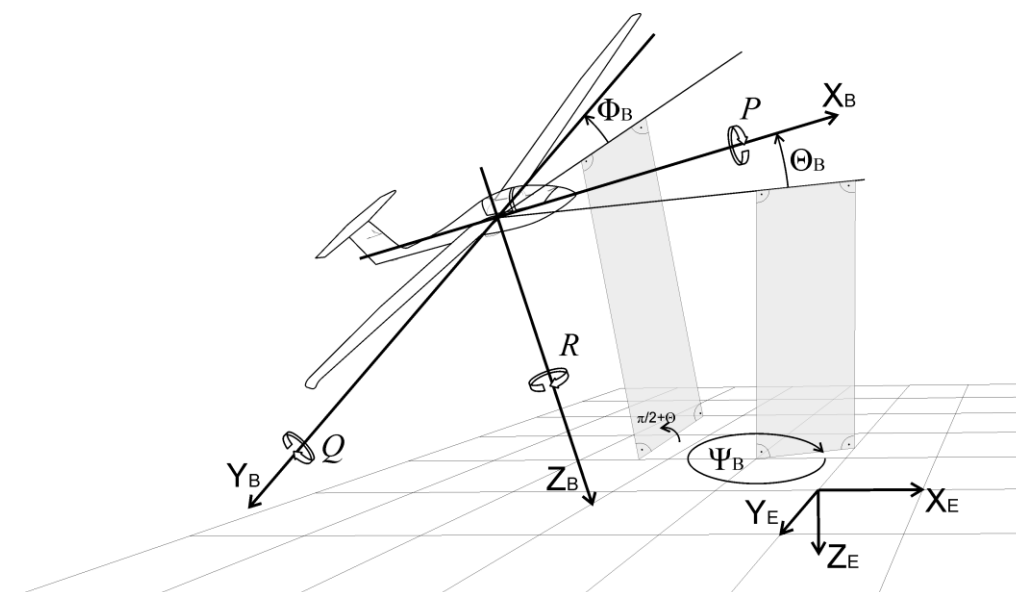
Prędkości kątowe R_{Cstab} , Q_{Cstab} kompensują obrót obudowy kamery spowodowany czynnikami zewnętrznymi, zapewniając niezmienione położenie kątowe osi optycznej kamery względem Ziemi. Kamery tego rodzaju nie mogą być sterowane poprzez podanie absolutnych wartości kątów Ψ_C i Θ_C , ponieważ kąty te mogą zmieniać się w sposób ciągły w wyniku stabilizacji.



Rys. 1. Definicja kątów osi optycznej kamery

Fig. 1. Definition of camera optical axis angles

Kamera jest zamocowana w dolnej części kadłuba samolotu w taki sposób, że osie samolotu X_B , Y_B , Z_B oraz obudowy kamery X_C , Y_C , Z_C są do siebie równoległe (rys. 2).



Rys. 2. Wzajemne położenie układów współrzędnych samolotu oraz Ziemi
 Fig. 2. Relative position of aircraft body frame and earth frame

Prędkości kątowe kamery $\dot{\Psi}_C$ oraz samolotu R_B są mierzone zawsze w tej samej osi, można więc je wprost porównywać. Stabilizacja kamery zapewnia zachowanie zależności:

$$R_{Cstab} = -R_B \quad (2)$$

Kamera będzie nieruchoma względem osi Z_B samolotu ($\dot{\Psi}_C = 0$), gdy

$$R_{Cmd} = R_B \quad (3)$$

3. Optymalne warunki obserwacji

Określając kryteria oceny warunków obserwacji obiektu, należy wziąć pod uwagę odległość od samolotu do obserwowanego obiektu oraz ograniczenia eksploatacyjne samolotu. Zachowanie stałej odległości obserwacji implikuje lot po okręgu wokół obiektu (nieruchomego). Odległość obserwacji d (rys. 3) można wyliczyć z zależności:

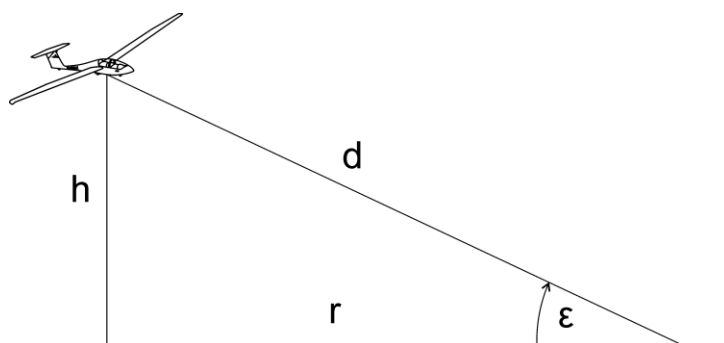
$$d = \sqrt{r^2 + h^2} \quad (4)$$

r – promień krążenia

h – wysokość lotu

Zbyt duża odległość obserwacji powoduje pogorszenie jakości obrazu spowodowane ograniczoną rozdzielczością matrycy. Zastosowanie dużego przybliżenia optycznego (zoom) znacznie zwiększa wymagania, które musi spełnić układ stabilizacji kamery. Przy większych odległościach dochodzi też efekt zmniejszenia przejrzystości powietrza (zależny od warun-

ków meteorologicznych). Z tych powodów odległość obserwacji powinna być minimalizowana.



Rys. 3. Warunki obserwacji
Fig. 3. Conditions of observation

Ograniczenia eksploatacyjne dotyczą w omawianym przypadku maksymalnego kąta przechylenia samolotu Φ_B dopuszczalnego podczas lotu. Kąt ten jest ograniczony ze względu na możliwość przekroczenia dopuszczalnych obciążeń konstrukcji (przy dużych prędkościach) lub utratę własności aerodynamicznych płata (zerwanie strug przy małych prędkościach) [4]. Ostrzejszym ograniczeniem kąta przechylenia jest wzrastająca trudność sterowania w takich warunkach (konieczność zachowania większej precyzji zadanych kątów Φ_{Bref} i Θ_{Bref}) oraz pogorszenie osiągow samolotu. Maksymalny kąt przechylenia samolotu podczas obserwacji obiektu nie powinien z reguły przekraczać 45 stopni.

Maksymalny kąt przechylenia określa minimalny dopuszczalny promień krążenia, zgodnie z zależnością opisującą równowagę sił w ruchu po okręgu:

$$\frac{mV_g^2}{r} = mg \tan \Phi_B \quad (5)$$

V_g – prędkość samolotu względem Ziemi.

W warunkach bezwietrznych prędkość V_g jest równa prędkości samolotu względem powietrza V . Występowanie stałego wiatru w locie po okręgu ze stałą wartością V powoduje cykliczną zmianę prędkości V_g . Wartości V_g (minimalna i maksymalna) są następujące:

$$\begin{aligned} V_{g \min} &= V - u \\ V_{g \max} &= V + u \end{aligned} \quad (6)$$

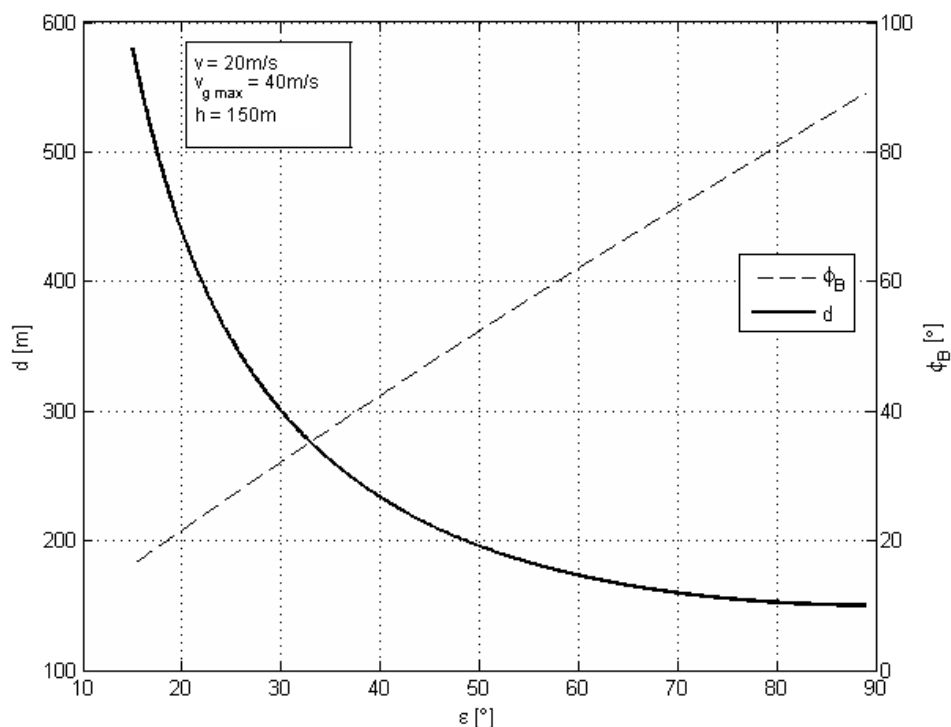
u – prędkość wiatru.

Zakładając maksymalną dopuszczalną prędkość wiatru równą prędkości samolotu względem powietrza, maksymalna prędkość samolotu względem Ziemi wynosi:

$$V_{g \max} = 2V \quad (7)$$

Zależność odległości d oraz kąta przechylenia Φ_B od kąta elewacji ϵ dla typowych parametrów lotu ($V = 20$ m/s, $h = 150$ m) i maksymalnego dopuszczalnego wiatru przedstawia

rys. 4. Wynika z niego, że kąt elewacji ε nie powinien przekraczać ok. 45 stopni ze względu na ograniczenie kąta przechylenia samolotu.



Rys. 4. Zależność odległości obserwacji d oraz kąta przechylenia samolotu Φ_B od kąta elewacji ε
 Fig. 4. Relationship between distance of an observation d , bank angle of an aircraft Φ_B and elevation angle ε

4. Metoda naprowadzania samolotu na obserwowany obiekt

Założeniem opisywanej metody jest sterowanie kierunkiem lotu samolotu w taki sposób, aby obiekt obserwowany przez kamerę cały czas znajdował się w polu widzenia, a tor lotu samolotu dążył do ustalenia optymalnych warunków obserwacji. Przyjęto, że samolot jest wyposażony w układ automatycznego sterowania, utrzymujący zadane parametry lotu (prędkość względem powietrza, wysokość, kąt przechylenia). Kamera jest sterowana przez operatora ze stacji naziemnej, który za pomocą ręcznego manipulatora zmienia prędkości kątowe osi kamery R_{Ccmd} i Q_{Ccmd} (rys. 1) tak, aby interesujący go obiekt znajdował się w środku pola widzenia.

Opisywana metoda określa żądany kąt przechylenia samolotu Φ_{Bref} , a tym samym żądany promień zakrętu w następujący sposób:

$$\Phi_{Bref} = a[\Psi_{CE} - b(\tan \varepsilon)^2] \quad (8)$$

Φ_{Bref} – żądany kąt przechylenia samolotu,

a, b – parametry metody (dobierane),

Ψ_{CE} – rzut kąta Ψ_C kamery (rys. 1) na płaszczyznę poziomą (Ziemi),
 ε – kąt elewacji (rys. 3).

Parametr a wpływa na stopień sprzężenia kąta odchylenia kamery z kątem przechylenia samolotu (i tym samym z promieniem zakrętu w stronę, w którą jest skierowana kamera), parametr b wpływa na stopień odchylenia samolotu przy zbliżaniu się do obserwowanego punktu. Znak parametru b określa kierunek krążenia wokół punktu. Obliczony kąt przechylenia jest ograniczany do zakresu kątów dopuszczalnych.

Zakładając, że oś optyczna kamery jest skierowana na obiekt, kąty Ψ_{CE} oraz ε można wyznaczyć znając kąty ustawienia kamery względem kadłuba samolotu Ψ_C , Θ_C oraz kąty orientacji samolotu względem Ziemi Φ_B , Θ_B , Ψ_B (kąty Eulera). W tym celu należy najpierw znaleźć wektor o długości jednostkowej równoległy do osi optycznej kamery w układzie współrzędnych samolotu:

$$\mathbf{W}_C = \begin{bmatrix} W_{CX} \\ W_{CY} \\ W_{CZ} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Theta_C \cos \Psi_C \\ \cos \Theta_C \sin \Psi_C \\ -\sin \Theta_C \end{bmatrix} \quad (9)$$

Następnie korzystając z macierzy obrotu należy powyższy wektor przedstawić w układzie współrzędnych Ziemi [4]:

$$\mathbf{W}_B = \begin{bmatrix} W_{BX} \\ W_{BY} \\ W_{BZ} \end{bmatrix} = \mathbf{C}_C^B \mathbf{W}_C \quad (10)$$

Macierz obrotu ma postać:

$$\mathbf{C}_C^B = \begin{bmatrix} \cos \Theta_B \cos \Psi_B & -\cos \Phi_B \sin \Psi_B & \sin \Phi_B \sin \Psi_B \\ \cos \Theta_B \sin \Psi_B & +\sin \Phi_B \sin \Theta_B \cos \Psi_B & +\cos \Phi_B \sin \Theta_B \cos \Psi_B \\ -\sin \Theta_B & \sin \Phi_B \cos \Theta_B & \cos \Phi_B \cos \Theta_B \end{bmatrix} \quad (11)$$

Zgodnie z przyjętą konwencją znaków, kąt obserwacji ε_B z samolotu do obiektu „w dół” ma wartość ujemną, natomiast kąt elewacji ε od obiektu do samolotu ma taką samą wartość bezwzględną, ale znak dodatni. Uwzględniając to, można zapisać:

$$\varepsilon = -\varepsilon_B = -[\sin^{-1}(-W_{BZ})] = \sin^{-1} W_{BZ} \quad (12)$$

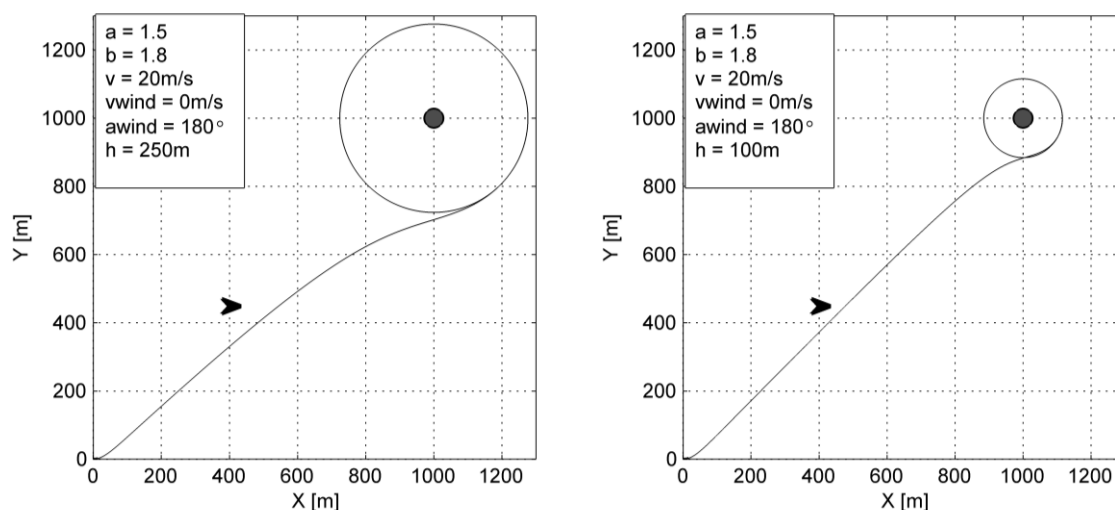
Kąt Ψ_{CE} obliczony ze składowych wektora \mathbf{W}_B jest kątem liczonym w układzie współrzędnych Ziemi (w płaszczyźnie $X_E Y_E$). Aby uzyskać kąt względem rzutu osi podłużnej samolotu na płaszczyznę Ziemi, należy go skorygować o kąt Ψ_B samolotu:

$$\Psi_{CE} = \tan^{-1} \frac{W_{BY}}{W_{BX}} - \Psi_B \quad (13)$$

5. Symulacja

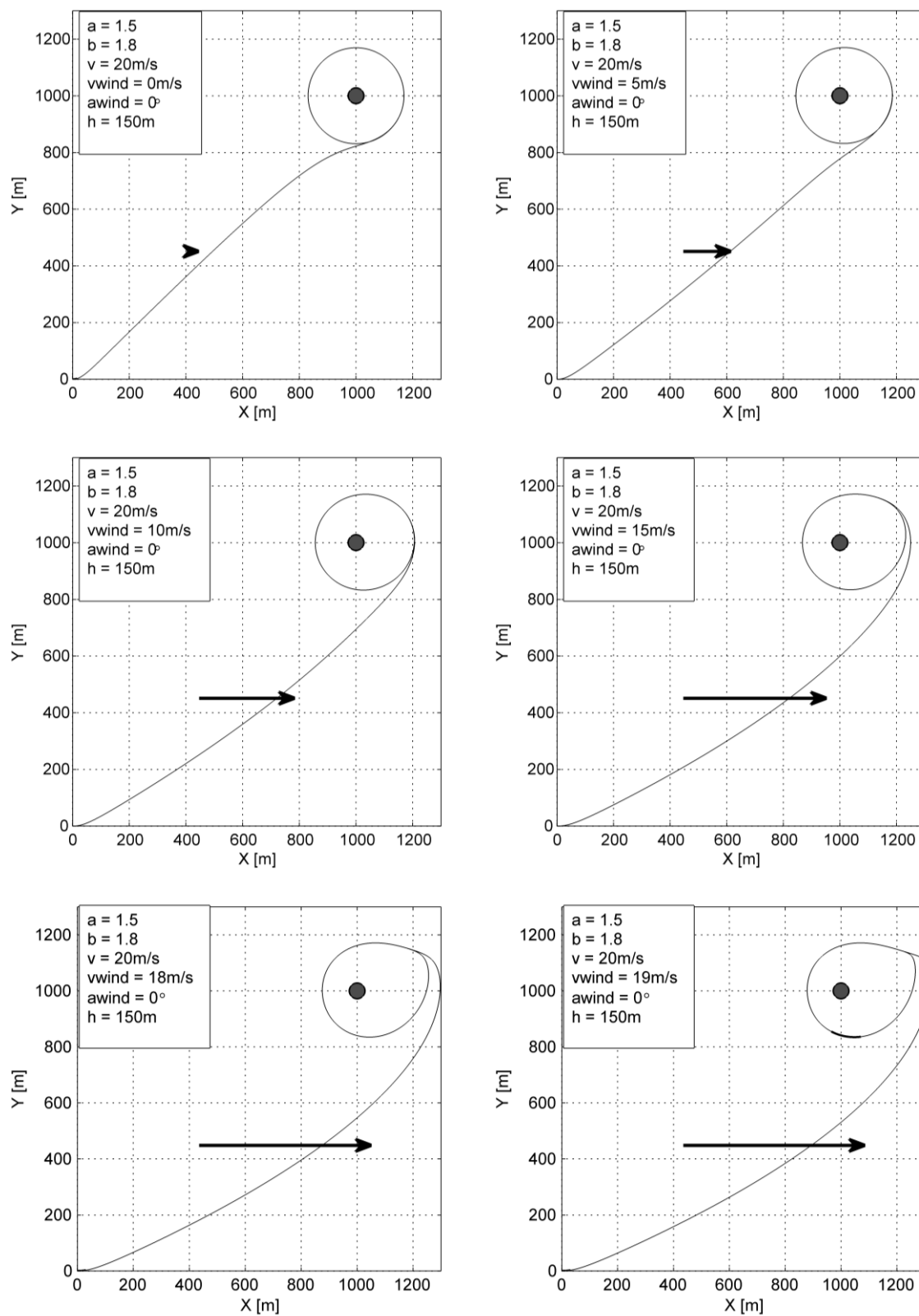
Wykonano serię symulacji w programie Matlab dla różnych prędkości i kierunków wiatru oraz zadanej wysokości lotu. Dla wszystkich symulacji przyjęto następujące założenia:

- współrzędne początkowe samolotu: [0, 0] m,
- współrzędne obserwowanego obiektu: [1000, 1000] m, wysokość położenia obiektu: 0 m,
- prędkość lotu: 20 m/s, wysokość lotu: 150 m (jeżeli nie podano innej),
- wartości początkowe wszystkich kątów i prędkości kątowych zerowe,
- oś optyczna kamery ciągle skierowana na obserwowany obiekt,
- czas symulacji: 600 s.



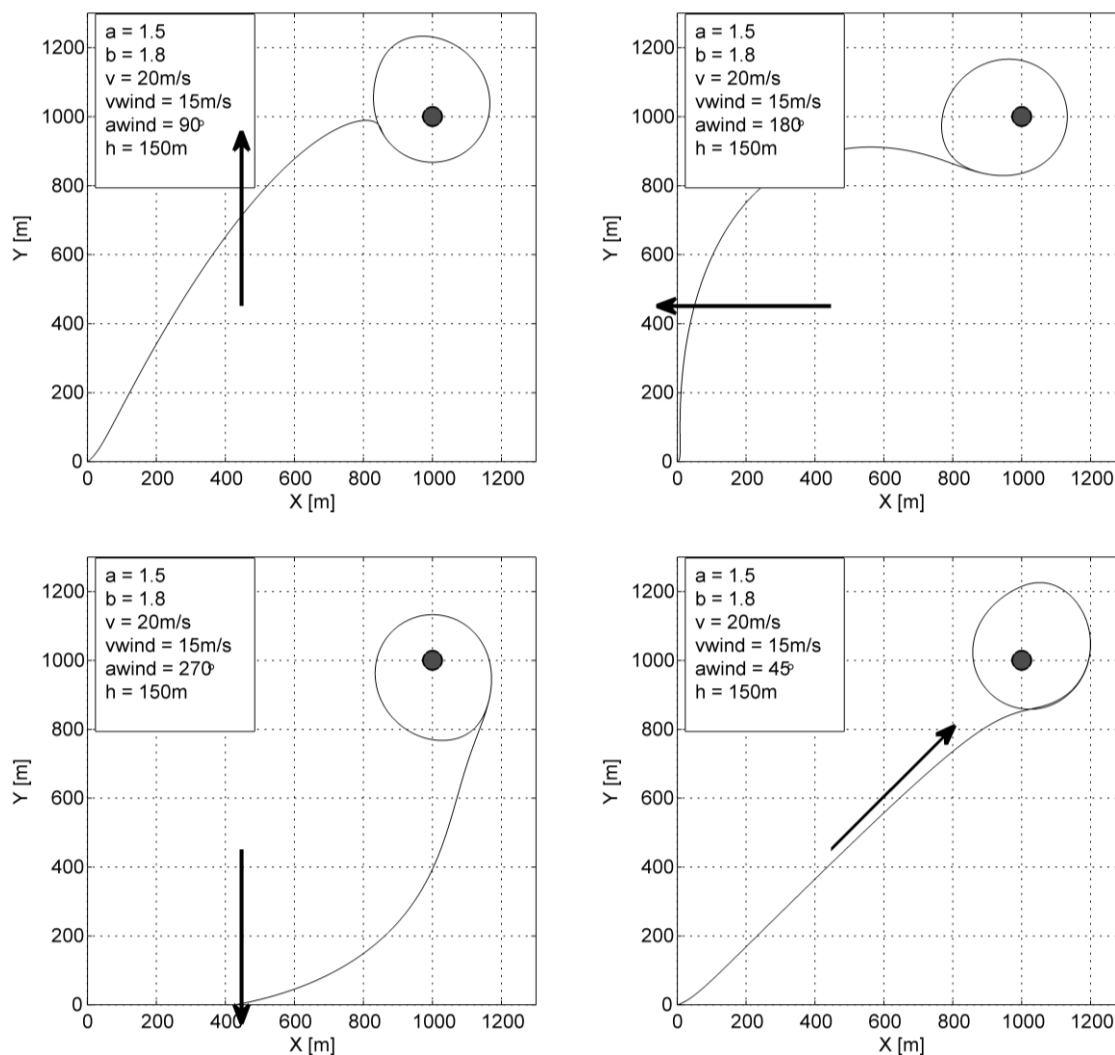
Rys. 5. Tory lotu dla różnych wysokości lotu
Fig. 5. Flight paths for several flight heights

Rysunek 5 przedstawia tory lotu w warunkach bezwietrznych dla różnych zadanych wysokości lotu. Promień krążenia wokół obiektu jest w przybliżeniu równy wysokości lotu, przez co w obydwu przypadkach kąt elewacji ε wynosi ok. 45 stopni, zapewniając optymalne warunki obserwacji.



Rys. 6. Tory lotu dla różnych prędkości wiatru
 Fig. 6. Flight paths for several wind speeds

Rysunek 6 przedstawia tory lotu dla jednej typowej wysokości lotu oraz prędkości wiatru zmieniających się od 0 do 95% prędkości samolotu względem powietrza. Daje się zauważyć efekt znoszenia samolotu z wiatrem podczas dolotu do obserwowanego punktu. Podczas krążenia wokół punktu w stanie ustalonym również występuje znoszenie, ale minimalna odległość od punktu nie zmniejszyła się w istotny sposób. Pogrubiony fragment toru lotu (dla prędkości 19 m/s) oznacza osiągnięcie maksymalnego dopuszczalnego kąta przechylenia samolotu.

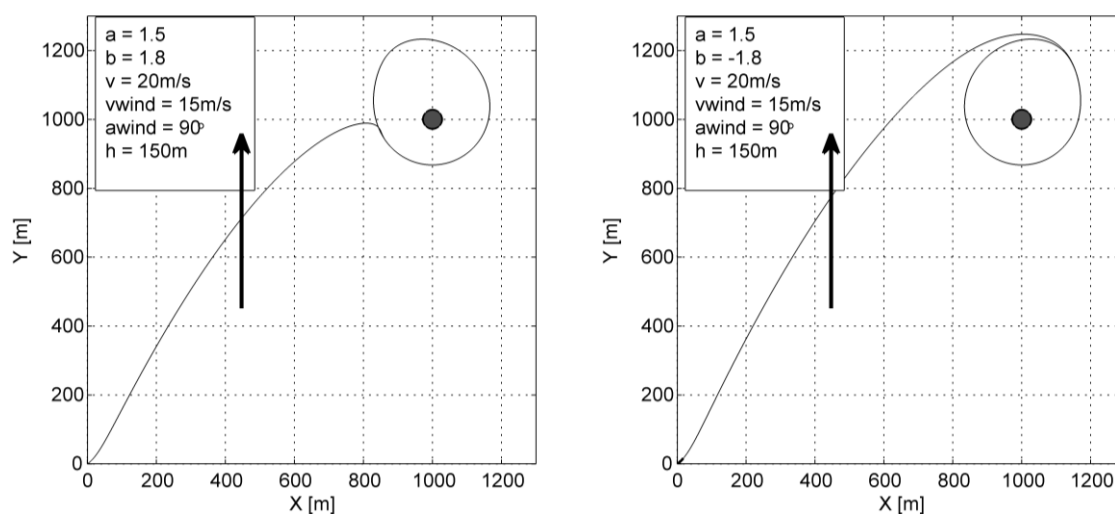


Rys. 7. Tory lotu dla różnych kierunków wiatru

Fig. 7. Flight paths for several wind directions

Rysunek 7 przedstawia tory lotu dla różnych kierunków wiatru o prędkości 15 m/s i dla zadanej wysokości lotu 150 m. Efekt znoszenia jest najbardziej widoczny podczas dolotu do obserwowanego punktu przy kierunku wiatru 180 stopni. Można go zmniejszyć poprzez zwiększenie wartości parametru a opisywanej metody (8).

Rysunek 8 przedstawia sposób zmiany kierunku krążenia wokół punktu poprzez zmianę znaku parametru b we wzorze (8).



Rys. 8. Możliwość zmiany kierunku krążenia
Fig. 8. Possibility of change circling direction

6. Podsumowanie

Przedstawiona metoda nie uwzględnia dynamiki samolotu ani kamery, została jednak przetestowana na symulatorze lotu Flightgear wykorzystującym model dynamiczny samolotu o parametrach zbliżonych do zakładanych w symulacji za pomocą Matlab-a. Zaobserwowane różnice w torze lotu były niewielkie i nie miały charakteru jakościowego.

Przedstawiona metoda może być rozwijana pod kątem integracji z systemem rozpoznawania obrazów utrzymującym obiekt w środkowej części kadru poprzez sterowanie położeniem kamery. Pozwoli to na śledzenie i obserwację obiektów poruszających się.

Podziękowania

Badania prowadzące do przedstawionych rezultatów otrzymały finansowanie z Programu LUDZIE (Akcje Marie Curie) Siódmego Programu Ramowego Unii Europejskiej 7PR/2007-2013/ na podstawie umowy o dofinansowanie z REA, nr 285462.

The research leading to these results has received funding from the PEOPLE Programme (Marie Curie Actions) of the European Union's Seventh Framework Programme FP7/2007-2013/ under REA grant agreement n° 285462.

BIBLIOGRAFIA

1. Quigley M., Goodrich M. A., Griffiths S., Eldredge A., Beard R.W.: Target acquisition, localization, and surveillance using a fixed-wing, mini-uav and gimbaled camera. International Conference on Robotics and Automation, 2005.
2. Rafi F., Khan S., Shafiq K., Shah M.: Autonomous Target Following by Unmanned Aerial Vehicles. Proceedings of the SPIE, Volume 6230, 2006.
3. Tewari A.: Atmospheric and Space Flight Dynamics. Birkhauser, Boston 2007.
4. Stevens B. L., Lewis F. L.: Aircraft Control and Simulation. John Wiley & Sons, New Jersey 2003.
5. Titterton D. H., Weston J. L.: Strapdown Inertial Navigation Technology – 2nd Edition. The Institution of Electrical Engineers, Herts 2004.

Wpłynęło do Redakcji 13 sierpnia 2012 r.

Abstract

In this paper a method of flight path control of the unmanned aerial vehicle (*UAV*) designed to terrain observations from low altitude is presented. The method uses relative angles between the fuselage longitudinal axis and the gyroscopic stabilized camera optical axis to map them into aircraft reference bank angle (8). The angular rates of the camera are controlled by an on-ground UAV operator who directs optical axis of the camera to observed object. On the fig. 1 and 2 definitions of camera and aircraft angles, rates, and frames are presented. Fig. 5, 6, 7 and 8 present flight path simulations for various values of the flight parameters.

Adresy

Witold KRUCZEK: Instytut Informatyki, Politechnika Śląska, ul. Akademicka 16, 44-100 Gliwice, Polska, witold.kruczek@gmail.com.

Krzysztof CYRAN: Instytut Informatyki, Politechnika Śląska, ul. Akademicka 16, 44-100 Gliwice, Polska, krzysztof.cyran@polsl.pl.