

# Koncepcja automatycznie sterowanego manewru omijania przeszkody poruszającej się w nieprzewidywalny sposób

Jerzy Graffstein

Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa, Centrum Technologii Kosmicznych, Aleja Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

**Streszczenie:** Do rozwiązania problemu unikania kolizji przez samolot w przestrzeni powietrznej niezbędne jest wykrycie przeszkody, sprawdzenie czy stanowi zagrożenie dla bezpieczeństwa samolotu oraz podjęcie właściwych decyzji o odpowiednim sposobie jej ominięcia. To wszystko są istotne fazy poprzedzające automatyczne ominięcie ruchomej przeszkody. W pracy zaprezentowano algorytm omijania ruchomej przeszkody o niedających się przewidzieć zmianach jej ruchu. Przedstawiono schemat logicznych działań mających na celu nie tylko bezpieczne uniknięcie kolizji z manewrującą przeszkodą, ale także powrót do lotu wzdłuż zaplanowanej przed startem trasy. Zaproponowaną metodę zilustrowano symulacyjnym przykładem automatycznego ominięcia wspomnianej przeszkody dla wybranego scenariusza.

**Słowa kluczowe:** unikanie kolizji, manewr uniku, automatyczne sterowanie lotem, komputerowa symulacja lotu

## 1. Wprowadzenie

Wśród wielu różnych niebezpiecznych scenariuszy, jakie mogą występować w czasie lotu samolotu, jest zagrożenie wystąpienia kolizji z ruchomą przeszkodą wykonującą manewry o niedającym się przewidzieć przebiegu. Nie jest w związku z tym możliwe wyznaczenie przebiegu całej trajektorii ominięcia wspomnianej przeszkody, podobnie jak w przypadku śledzenia celu przez raketę [7]. Dodatkowym czynnikiem, jaki wpływa na pogorszenie przewidywalności jest ograniczony zasięg wykrywania przeszkód wynikający z technicznych możliwości zastosowanego detektora przeszkód. W trakcie lotu samolotu zmniejszają się odległości do niektórych obiektów (znajdujących się w przedniej półpłaszczyźnie), dzięki czemu można obserwować kolejne przeszkody, wcześniej niewykryte. Podobne zjawisko może występować w wyniku ograniczonego kąta widzenia detektora, często znacznie mniejszego od  $360^\circ$ . W wielu pracach [6, 8, 10, 12] poświęconych opisywanej problematyce nie są uwzględniane wymienione uwarunkowania, które w sposób znaczący wpływają na wybór odpowiedniej metody pozwalającej na efektywne omijanie ruchomych przeszkód. Inną istotną kwestią, która powinna podlegać szczegółowej analizie w procesie przygotowania działań omijania

przeszkód jest dynamika obiektu, jakim jest samolot. Przygotowanie manewrów w płaszczyźnie horyzontalnej wymaga znajomości zakresów dopuszczalnych parametrów samolotu. Na te ograniczenia dla wybranego typu samolotu może mieć wpływ długa lista czynników, wśród których są m.in. zmienne stanu ruchu samolotu, charakterystyki zastosowanych układów wykonawczych oraz fazy lotu.

## 2. Przyjęte założenia i wybrane definicje w relacji samolot – przeszkoda

W powszechnie spotykanych warunkach, w jakich odbywają swoje loty samoloty pasażerskie, powstające zagrożenia kolizji są rozwiązywane na drodze porozumienia między pilotami lecących obiektów i naziemnej kontroli ruchu z wykorzystaniem znanych i opisanych metod [6, 8]. Jednak w pracy przyjęto odmienne rozwiązanie, zgodne z podanymi wyżej założeniami, w celu znalezienia rozwiązania dla sytuacji braku łączności między samolotami i w sytuacjach deficytu czasu [3–5]. Ocena bieżącej sytuacji zagrożenia wystąpienia kolizji z ruchomymi przeszkodami wymaga sformułowania odpowiedniego kryterium.

W pracy przyjęto założenia omijania ruchomych przeszkód:

- dostępność informacji o przeszkodach jest możliwa tylko w ograniczonym obszarze stanowiącym bliskie otoczenie samolotu;
- wykrywanie przeszkód i ich omijanie odbywa się tylko w przedniej półpłaszczyźnie;
- znane są wielkości przeszkód i bieżące parametry ich ruchu;
- nie jest dostępna informacja o sposobie ruchu przeszkód w przyszłości;
- uniknięcie kolizji i jej ominięcie odbywa się bez negocjacji z innymi ruchomymi obiektami;

### Autor korespondujący:

Jerzy Graffstein, jerzy.graffstein@ilot.edu.pl

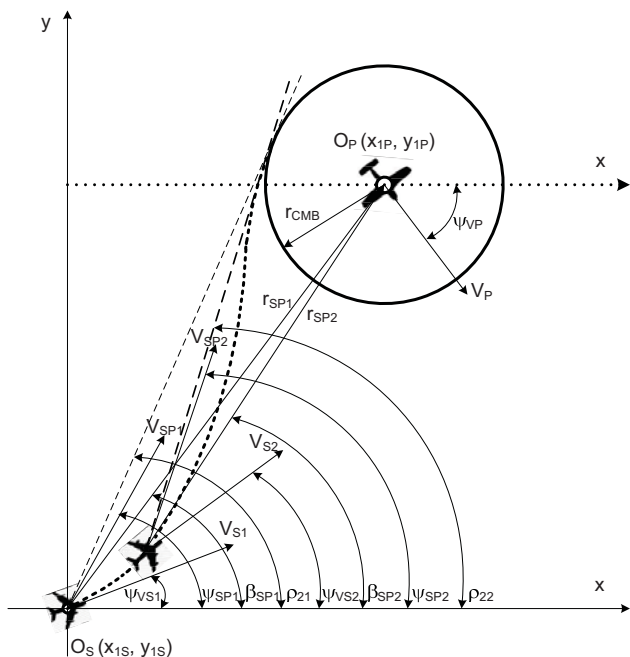
### Artykuł recenzowany

nadesłany 18.11.2019 r., przyjęty do druku 08.01.2020 r.



Zezwala się na korzystanie z artykułu na warunkach licencji Creative Commons Uznanie autorstwa 3.0

- nie są uwzględniane przepisy w ruchu lotniczym;
- manewr omijania odbywa się w płaszczyźnie poziomej;
- sterowanie i stabilizacja lotu samolotu obejmuje 6 stopni swobody.



Rys. 1. Zmienne opisujące układ relacji samolot – przeszkoda  
Fig. 1. The Variables describing the aircraft – obstacle configuration

W dalszej części tego rozdziału zostaną podane matematyczne zależności opisujące wybrane zmienne [10], pokazane na rys. 1 dla dwóch położenia samolotu (indeksy 1 i 2). Kąty stycznych do okręgu o promieniu  $r_{CMB}$  wynoszą:

$$\rho_1, \rho_2 = \beta_{SP} \mp \arcsin(r_{CMB} / r_{SP}), \quad (1)$$

gdzie  $\beta_{SP}$  kąt patrzenia opisuje zależność:

$$\beta_{SP} = \arctan((y_{1p} - y_{1s}) / (x_{1p} - x_{1s})). \quad (2)$$

oraz dodatkowa zależność tego kąta:

$$\beta_{SPi} = 2\beta_{0i} \quad (3)$$

Odległość między obiektami:

$$r_{SP} = \sqrt{(x_{1p} - x_{1s})^2 + (y_{1p} - y_{1s})^2} \quad (4)$$

Kąt wektora prędkości wypadkowej (samolotu i przeszkody) wynosi:

$$\Psi_{VR} = \arctg((\dot{y}_{1s} + \dot{y}_{1p}) / (\dot{x}_{1s} + \dot{x}_{1p})). \quad (5)$$

Okrąg o promieniu  $r_{CMB}$  jest hipotetyczną figurą reprezentującą swoim wymiarem sumę maksymalnych gabarytów samolotu, przeszkody i marginesu bezpieczeństwa.

### 3. Sposób wyliczenia parametrów manewru omijania

Manewr omięcia ruchomej przeszkody składa się z fazy antykolizyjnej oraz manewru powrotu do lotu wzdłuż zaplanowanej trasy. Z uwagi na możliwość wykonywania nieprzewidywalnych manewrów przeszkody, pierwsza faza może być realizowana ze zmiennym kątem przechylenia w czasie zakrętu (8). Z tego samego powodu faza powrotu do lotu po zaplanowanej trasie może zostać w każdej chwili przerwana i ponownie uruchamiany jest manewr omijania. W dalszej części pracy zostaną sformułowane kryteria mające na celu określenie początku i końca wymienionych faz oraz parametry manewrów.

Jeśli po wykryciu przeszkody i stwierdzeniu, że występuje niebezpieczeństwo kolizji odległość od przeszkody jest odpowiednio duża, to nie ma konieczności natychmiastowego rozpoczęcia omijania jej. Przyjęto, że odległość  $r_{SPi}$  niewymagająca natychmiastowego rozpoczęcia manewru to taka, dla której potrzebny czas na wykonanie zakrętu jest mniejszy niż czas, w jakim samolot zbliży się do przeszkody na odległość  $r_{CMB}$ . Manewr antykolizyjny powinien zostać uruchomiony przed momentem, w którym spełniony zostanie warunek:

$$r_{SPi} < V_{SPBi} / (\omega_{Zaki} / |\rho_{2i} - \rho_{1i}|) \quad (6)$$

gdzie:  $V_{SPBi}$  – prędkość zbliżania się samolotu do przeszkody wynosi:

$$V_{SPBi} = V_S \cos|\Psi_{SV} - \beta_{SPi}| + V_P \cos|\Psi_{PVi} - \beta_{SPi}| \quad (7)$$

$\omega_{Zaki}$  – przyjęta prędkość kątowa zakrętu w manewrze antykolizyjnym.

Istotnym parametrem manewru antykolizyjnego jest wartość zadana kąta przechylenia  $\Phi_Z$  samolotu, która wyliczana jest z zależności:

$$\Phi_Z = \Phi_{Zaki} + k_{\Phi1} \dot{\rho}_{ji} + k_{\Phi2} \dot{\Delta}_{\rho\psi} + k_{\Phi3} \dot{V}_{SPBi} \quad (8)$$

gdzie:

$\Phi_{Zaki}$  – kąt przechylenia odpowiadający przyjętej prędkości zakrętu,

$k_{\Phi1}$  – współczynnik wzmocnienia dla pochodnej kąta wybranej stycznej,

$k_{\Phi2}$  – współczynnik wzmocnienia od pochodnej różnicy  $S_{Vsp} = \rho_{ji} - \Psi_{VR}$ ,

$k_{\Phi3}$  – współczynnik wzmocnienia od prędkości zbliżania samolotu do przeszkody.

Relację między prędkością zakrętu a kątem przechylenia wynikającą z dynamiki lotu określa wzór:

$$\omega_z = g \operatorname{tg}(\Phi_Z) / V_S \quad (9)$$

W pracy zaproponowano trzy następujące wartości odniesienia kąta przechylenia  $\Phi_{Zaki}$ : 40°, 50° i 60° wykorzystywane w czasie manewru antykolizyjnego.

Ze względu na bezpieczeństwo antykolizyjnego manewru kierunku omięcia przeszkody (kierunek zakrętu) określa się w następujący sposób:

jeśli spełniona jest nierówność  $\rho_1 - \Psi_{VR} < \rho_2 - \Psi_{VR}$  to zakręt wykonywany jest w lewo czyli  $\omega_{Zaki} < 0$ , w przeciwnym razie jest  $\omega_{Zaki} > 0$ .

Do zakończenia manewru antykolizyjnego niezbędne jest spełnienie jednocześnie dwóch warunków (10):

$$\Psi_{SPVi} > \rho_{1i} \wedge \Psi_{SPVi} < \rho_{2i} \quad (10)$$

Podczas gdy spełnione jest:  $\rho_{2i} > \rho_{1i}$

Jednocześnie spełnienie nierówności (10) jest momentem rozpoczęcia manewru powrotu. Przyjęto, że składa się on z dwóch zakrętów wykonanych z kątem przechylenia  $\Phi_{Zak1}$  równym:

$$\Phi_{ZakP} = \arctg(2V_S^2/g D_{SPT}), \quad (11)$$

gdzie  $D_{SPT} = \sqrt{(x_{1S} - x_{TP})^2 + (y_{1S} - y_{TP})^2}$

jest odległością samolotu o współrzędnych  $(x_{1S}, y_{1S})$  od najbliższego punktu zaplanowanej trasy o współrzędnych  $(x_{TP}, y_{TP})$ .

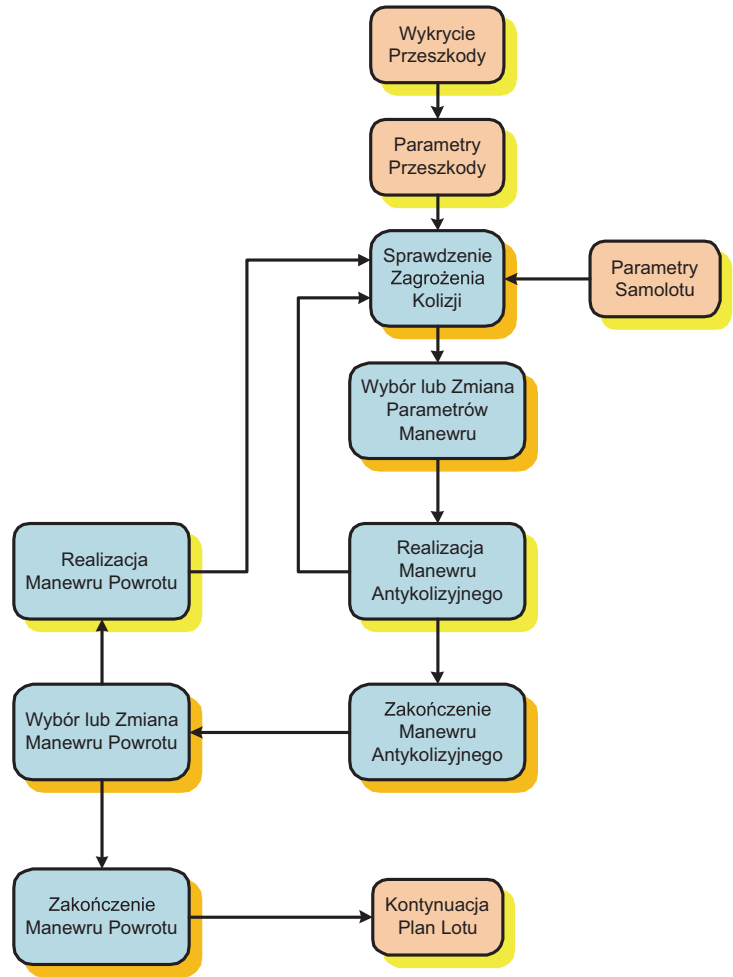
Przy czym pierwszy zakręt wykonywany jest z zadany kąt odchylenia samolotu równym końcowemu kątowi w manewrze antykolizyjnym i w kierunku przeciwnym do  $\omega_{Zak1s}$ , a drugi w tym samym kierunku co  $\omega_{Zak1s}$  z zadany kąt odchylenia równym kątowi  $\Psi_{TPi}$  najbliższego odcinka drogi wynikającego z planu lotu przygotowanego przed startem. Zakończenie manewru powrotu wymaga spełnienia dwóch następujących warunków:

$$|\Psi_{TPi} - \Psi_S| \leq \varepsilon_\Psi \quad D_{SPT} \leq \varepsilon_D \quad (12)$$

Pierwszy warunek dotyczy osiągnięcia żądanego kursu samolotu z przyjętą dokładnością  $\varepsilon_\Psi$  a drugi dotyczy położenia samolotu zgodnego z najbliższym odcinkiem zaplanowanej trasy z dokładnością  $\varepsilon_D$ .

#### 4. Opis działania struktury wyboru sposobu omijania ruchomej przeszkód

Sposób współdziałania istotnych elementów podejmowania decyzji o sposobie omijania manewrującej przeszkody przedstawiono na schemacie (rys. 2). Wykrycie i zidentyfikowanie przez detektor [2] wcześniej nieznaną, manewrującą przeszkodę wraz z estymacją aktualnych parametrów jej ruchu i samolotu stanowi pierwszy etap wyboru bezpiecznego manewru. Powinien zostać poprzedzony analizą szeregu zmiennych charakteryzujących ruch samolotu i przeszkody i ich wzajemnych relacji (rys. 1). Na tej podstawie w sposób ciągły sprawdzane jest czy występuje zagrożenie kolizji z wykrytą przeszkodą (10). Jeśli takie zagrożenie wystąpiło to wyliczane



Rys. 2. Automacyjne sterowanie manewrem omijania

Fig. 2. Automatic control of anti-collision maneuver

są parametry manewru antykolizyjnego i sprawdzany jest czas uruchomienia tego manewru. Po uruchomieniu automatycznie wykonywanego manewru antykolizyjnego (zgodnie z prawami sterowania (13), (14), (15) i (16)) sprawdzany jest warunek zagrożenia i wyliczana jest aktualna wartość kąta przechylenia w zakręcie (8). Po stwierdzeniu braku zagrożenia kolizją następuje zakończenie manewru antykolizyjnego wyliczenie niezbędnych parametrów powrotu na zaplanowaną trasę i jego uruchomienie.

W trakcie trwania tego manewru nadal cały czas sprawdzane jest czy występuje zagrożenie kolizji. Jeśli pojawi się wspomniane zagrożenie następuje powrót do wyliczenia aktualnych parametrów manewru antykolizyjnego i w przypadku konieczności, czyli gdy czas uruchomienia jest właściwy, następuje przerwanie powrotu i przejście do realizacji manewru antykolizyjnego.

Zakończenie całego manewru omijania nastąpi w sytuacji, jeśli nie występuje zagrożenie kolizji (10) i zostały osiągnięte założone dokładności kąta kursu i położenia względem aktualnego odcinka drogi w planie lotu (12).

W symulacji zastosowano nieliniowy model matematyczny dynamiki samolotu typu I-23 Manager zgodnie z [3] i [5] spełniający typowe założenia upraszczające [4]. Automacyjne sterowanie manewrem omijania działa w oparciu o prawa sterowania w czterech kanałach (pochylenia (13), przechylenia (14) odchylenia (15) i prędkości (16):

$$\delta_{HS} = K_{1\Theta}^H(\Theta_z - \Theta) + K_{1Q}^H(Q_z - Q) + K_{1W}^H(W_z - W) + K_{1z_1}^H(z_{1z} - z_1) + K_{1U}^H(U_z - U) \quad (13)$$

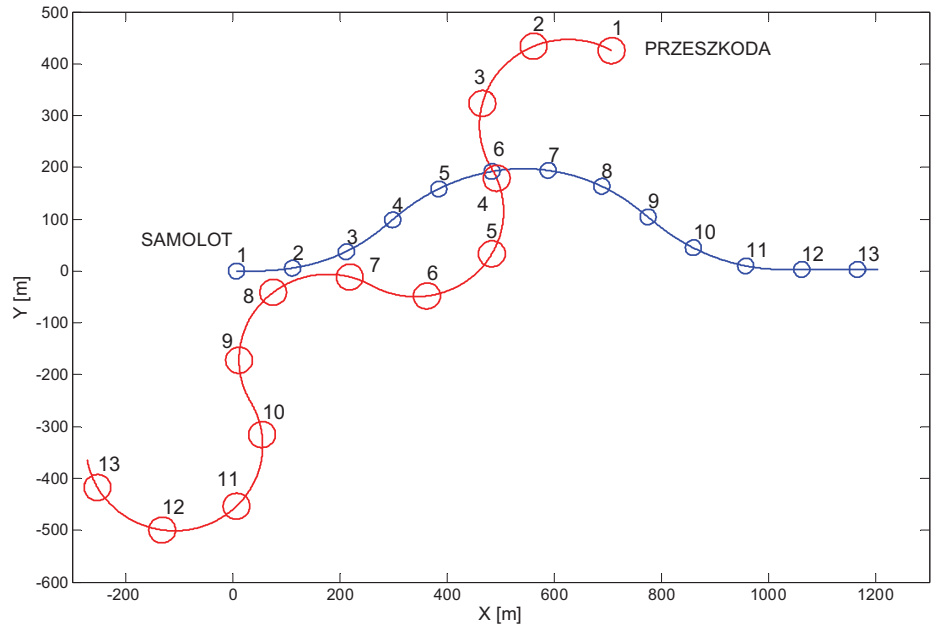
$$\delta_{VS} = K_{1\Phi}^V(\Phi_z - \Phi) + K_{1P}^V(P_z - P) + K_{1V}^V(V) + K_{1R}^V(R_z - R) \quad (14)$$

$$\delta_{LS} = K_{1\Phi}^L(\Phi_z - \Phi) + K_{1P}^L(P_z - P) + K_{1V}^L(V) + K_{1R}^L(R_z - R) \quad (15)$$

$$\delta_{TS} = K_{1\Theta}^T(\Theta_z - \Theta) + K_{1Q}^T(Q_z - Q) + K_{1W}^T(W_z - W) + K_{1z_1}^T(z_{1z} - z_1) + K_{1U}^T(U_z - U) \quad (16)$$

gdzie:  $\mathbf{V}_0 = [U \ V \ W]$ ,  $\mathbf{\Omega} = [P \ Q \ R]$  – składowe prędkości liniowej i kątowej,  $[x_1 \ y_1 \ z_1]$ ,  $\mathbf{\Lambda} = [\Phi \ \Theta \ \Psi]$  – położenie liniowe i kątowe samolotu,  $\mathbf{u} = [\delta_{HS} \ \delta_{VS} \ \delta_{LS} \ \delta_{TS}]$  – wektor sterowania (wychylenie powierzchni sterowych i manetki gazu). Formuła ta przy doborze właściwych współczynników wzmocnienia zapewnia uzyskanie zakrętu z zadaniem kątem przechylenia, który odpowiada określonemu, w stanie ustalonym promieniowi zakrętu. Współczynniki wzmocnienia wyliczone zostały metodą LQR [1, 9, 11]. Dla przyjętej w badaniach symulacyjnych prędkości lotu uzyskano wartości podane w tabeli 1.

Układ równań różniczkowych opisujących ruch samolotu rozwiązywany był za pomocą oprogramowania MATLAB z użyciem procedury rk4 z krokiem 0,01 s. W trakcie symulacji lotu samolot wykonał złożony, sterowany manewr ominięcia ruchomej przeszkody poruszającej się w znany, ale nieprzewidywalny sposób. Kształt trajektorii obu obiektów pokazano



Rys. 3. Trajektoria samolotu i manewrującej przeszkody  
Fig. 3. Trajectory of the airplane and trajectory of maneuvering obstacle

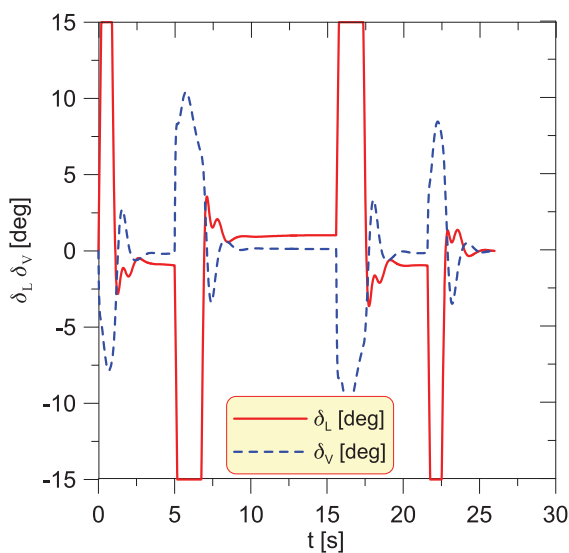
na rys. 3. Przy czym dla samolotu jej przebieg nie był wcześniej wyznaczony dla znanego ruchu przeszkody ale został uzyskany z symulacji zgodnie z przyjętą metodą dla manewrującej przeszkody. Zakręty wykonywane były z zadaniem kątem przechylenia określonym zależnością (8) zmiany kąta odchylenia były konsekwencją zależności (10) oraz (12). Obiekty przemieszczały się na stałej wysokości równej 200 m ze stałymi prędkościami lotu

Tabela 1. Współczynniki wzmocnienia praw sterowania  
Table 1. Controller gains of the control laws

$K_{W}^H \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ m \end{bmatrix}$	$K_{1W}^H \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ m \end{bmatrix}$	$K_{1Q}^H \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ rad \end{bmatrix}$	$K_{1z1}^H \begin{bmatrix} 0 \\ m \end{bmatrix}$	$K_{1\theta}^H \begin{bmatrix} 0 \\ rad \end{bmatrix}$
0,4477	0,3579	-9,8324	0,1032	-58,4015
$K_{1V}^V \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ m \end{bmatrix}$	$K_{1P}^V \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ rad \end{bmatrix}$	$K_{1R}^V \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ rad \end{bmatrix}$	$K_{1\phi}^V \begin{bmatrix} 0 \\ rad \end{bmatrix}$	$K_{\psi}^V \begin{bmatrix} 0 \\ rad \end{bmatrix}$
2,1645	1,9199	-1,286	-0,9571	0,0
$K_{1V}^L \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ m \end{bmatrix}$	$K_{1P}^L \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ rad \end{bmatrix}$	$K_{1R}^L \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ rad \end{bmatrix}$	$K_{1\phi}^L \begin{bmatrix} 0 \\ rad \end{bmatrix}$	$K_{1\psi}^L \begin{bmatrix} 0 \\ rad \end{bmatrix}$
1,4796	6,2199	-16,125	120,594	0,0
$K_{1W}^T \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ m \end{bmatrix}$	$K_{1W}^T \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ m \end{bmatrix}$	$K_{1Q}^T \begin{bmatrix} 0 \text{ s} \\ rad \end{bmatrix}$	$K_{1z1}^T \begin{bmatrix} 0 \\ m \end{bmatrix}$	$K_{1\theta}^T \begin{bmatrix} 0 \\ rad \end{bmatrix}$
452,1	23,5	-177,1	-3,9	-140,1

względem powierzchni Ziemi, tzn. dla samolotu równej  $V_s = 50$  m/s, a przeszkody  $V_p = 72$  m/s. Uzyskano szereg zmiennych opisujących ten ruch i sterujących, z których część zaprezentowano poniżej.

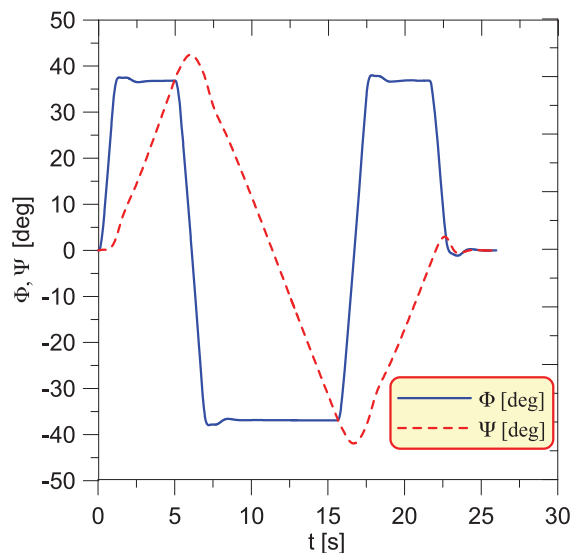
Do automatycznie wykonania manewru omijania ruchomej przeszkody wzdłuż pokazanej na rys. 3 trajektorii były niezbędne wychylenia kątowe steru kierunku i lotek zamieszczone na rys. 4. Uzyskane wartości położenia lotek świadczą o krótkotrwałych okresach, w których te powierzchnie sterowe osiągały swoje graniczne położenia. W czasie symulowanego lotu przebiegi prędkości kątowej przechylenia i odchylenia (rys. 5) składały się z podobnych sekwencji charakterystycznych dla energicznie wykonywanych zakrętów. Przedstawione na rys. 4 zmiany położenia kąтового samolotu potwierdzają przewidywane ekstremalne wartości kąta przechylenia bliskie pierwszemu założonemu poziomowi odniesienia ( $40^\circ$ ). Z tego wynika pokazane na wykresie (rys. 5) zmiany kąta odchylenia zgodne z dynamiką obiektu. Wartości ekstremalne tego kąta są konsekwencją logicznych warunków zgodnie z zależnościami (10) i (12).



## 5. Wnioski

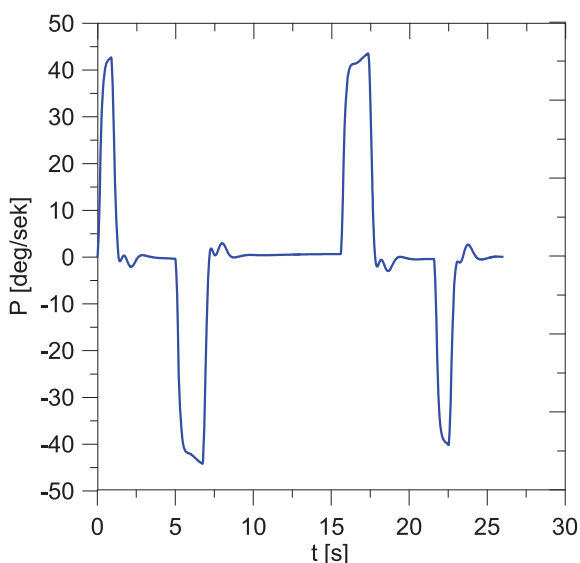
Przedstawiony materiał teoretyczny oraz wyniki symulacji ruchu samolotu omijającego manewrującą przeszkodę pozwala na sformułowanie następujących wniosków:

- zaproponowane w pracy formuły matematyczno-logiczne i struktura decyzyjna stanowią spójną przesłankę do rozwinięcia autonomicznego omijania przez samolot manewrujących przeszkód;
  - uzyskane wyniki symulacji świadczą o efektywności dokonanego wyboru parametrów manewru pozwalającego dla wybranego scenariusza ominąć bezpiecznie przeszkodę o nieprzewidywalnym ruchu;
  - zaproponowana metodyka może zostać wykorzystana do różnych obiektów latających w tym statków bezzałogowych, wykonujących manewry omijania ruchomych przeszkód;
- przedstawiona metoda wymaga dalszych badań dla szeregu scenariuszy obejmujących różne konfiguracje wzajemnych ruchów i położenia samolotu i przeszkody.



Rys. 4. Położenie lotek, steru kierunku oraz kąty przechylenia i odchylenia samolotu

Fig. 4. Ailerons and ruder deflections and roll yaw of airplane



Rys. 5. Prędkości kątowej przechylenia i odchylenia samolotu

Fig. 5. Angular velocities of roll and yaw of airplane

## Bibliografia

1. Athans M., Falb P., *Sterowanie optymalne, wstęp do teorii i jej zastosowania*, WNT, Warszawa 1969.
2. Graffstein J., *Functioning of air anti-collision system during test flight*, "Aviation", Taylor & Francis Group Vilnius Gediminas Technical University, Vol. 18, No. 1, 2014, 44–51, DOI: 10.3846/16487788.2014.865945.
3. Graffstein J., *Dobór parametrów manewru antykolizyjnego i jego przebieg*, „Prace Instytutu Lotnictwa”, Nr 224, 2012, 31–43.
4. Graffstein J., *Elementy procesu wykrycia zagrożenia kolizją i automatycznie sterowany manewr awaryjny*. „Pomiary Automatyka Robotyka”, R. 16, Nr 2/2012, 383-387.
5. Graffstein J., *Selected aspects of automatic maneuver control to avoid moving obstacles resulting from the simulation analysis of the course of aircraft movement*, Advances in Intelligent Systems and Computing, "Challenges in Automation, Robotics and Measurement Techniques", Vol. 440, 2016, 127–139, DOI: 10.1007/978-3-319-29357-8\_12.
6. Jung T., Piera M.A., Ruiz O.S., *A causal model to explore the ACAS induced collisions*, Journal Aerospace Engineering, Vol. 228, No. 10, 2015, 1735–1748, DOI: 10.1177/0954410014537242.
7. Koruba Z., Chatys R., *Gyroscope-based control and stabilization of unmanned aerial mini-vehicle (mini-UAV)*, "Aviation", No. 9, 2005, 10–16, DOI: 10.3846/16487788.2005.9635898.
8. Lin C.E., Wu Y.-Y., *Collision avoidance solution for low-altitude flights*, "Journal Aerospace Engineering", Vol. 225, No 7, 2011, 779–790, DOI: 10.1177/0954410011399211.
9. Nelson R.C., *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill Book Company, New York 1997.
10. Paielli R.A., *Modeling maneuver dynamics in air traffic conflict resolution*, "Journal of Guidance, Control, and Dynamics", Vol. 26, No. 3, 2003, 407 – 415, DOI: 10.2514/2.5078.
11. Stevens B.L., Levis F.L., *Aircraft Control and Simulation*. J. Wiley & Sons, Inc., 2016.
12. Tang J., Piera M.A., Baruwa O.T., *A discrete-event modeling approach for the analysis of TCAS-induced collisions with different pilot response times*, "Journal Aerospace Engineering", Vol. 229, No. 13, 2015, 2416–2428, DOI: 10.1177/0954410015577147.

# Idea of Automatically Controlled Anti-Collision Manoeuvre to Avoid an Unpredictably Moving Obstacle

**Abstract:** To solve the problem of aircraft avoiding collision, it is necessary to detect an obstacle, check if it poses a threat to the safety of the aircraft and make the right decisions about the appropriate way to bypass it. These are all important phases preceding the automatic bypassing of a moving obstacle. The work presents an algorithm for bypassing a moving obstacle with unpredictable changes in its movement. A diagram of logical actions was presented to not only safely avoid collision with a maneuvering obstacle, but also to return to flight along the route planned before the start. The proposed method is illustrated by a simulation example of automatically bypassing an obstacle for the selected scenario.

**Keywords:** collision avoidance, evasive manoeuvre, flight control, numerical simulation

## dr inż. Jerzy Graffstein

jerzy.graffstein@ilot.edu.pl  
ORCID: 0000-0002-9329-8648

Adiunkt w pionie Centrum Technologii Kosmicznych Instytutu Lotnictwa. Jego zainteresowania naukowe obejmują zagadnienia modelowania dynamiki ruchu obiektów latających, automatyczne sterowania lotem wzdłuż zadanej trajektorii, oraz zagadnienia autonomicznych systemów antykolizyjnych w zastosowaniach lotniczych.

