

Elementy procesu wykrycia zagrożenia kolizją i automatycznie sterowany manewr awaryjny

Jerzy Graffstein

Instytut Lotnictwa

Streszczenie: W pracy przedstawiono ideę współpracy systemu antykolizyjnego z automatycznym sterowaniem lotem samolotu. Opisano zależności określające warunek zagrożenia wystąpienia kolizji samolotu z jedną ruchomą lub nieruchomą przeszkodą. Przeprowadzono analizę charakteru przykładowego manewru antykolizyjnego dla różnych sytuacji i parametrów lotu. Wykorzystując metody symulacji ruchu samolotu porównano zmiany geometrii wybranego manewru uwzględniające dynamikę ruchu samolotu i układów wykonawczych oraz ograniczenia wartości kątów położenia powierzchni sterowych.

Słowa kluczowe: system antykolizyjny, dynamika lotu, automatyczne sterowanie lotem

1. Wprowadzenie

Istotnym zagrożeniem dla bezpieczeństwa lotu samolotu lub innego obiektu latającego jest kolizja z przeszkodą (często wcześniej nieznaną). Istnieje wiele systemów wykorzystujących różne rodzaje czujników pozwalających na wykrycie przeszkód w otoczeniu lecącego obiektu.

Niebezpieczeństwo kolizji lecącego obiektu z przeszkodą (ruchomą lub nieruchomą) może wystąpić w dowolnej chwili, zwykle nieprzewidywalnej *a priori*. Taka sytuacja może zaistnieć między innymi w wyniku:

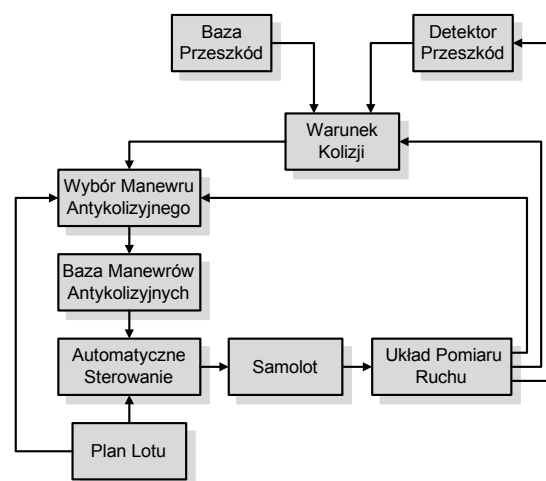
- wtargnięcia innego obiektu latającego, traktowanego jako przeszkoda ruchoma, w bliskie otoczenie rozważanego obiektu,
- błędów w Planie Lotu (przygotowanym przed lotem i ew. weryfikowanym podczas jego trwania), spowodowanych np. użyciem niepełnej lub nieaktualnej bazy danych o położeniu przeszkód terenowych lub lotu w nieznanym terenie,
- wystąpienia znacznych odchyśleń od Planu Lotu, spowodowanych wysokim poziomem zakłóceń (np. dużą prędkością wiatru) lub nieprawidłowym działaniem pokładowych układów pomiarowych lub sterowania.

Bezpieczny manewr antykolizyjny jest to taki ruch samolotu, w którym odległość pomiędzy dowolnym punktem obiektu i dowolnym punktem przeszkody nie jest mniejsza niż założona wartość określana jako margines bezpieczeństwa d_{CMB} . Jego wartość zależy od szeregu czynników, z których wybrane opisano w publikacjach [2–4]. Skuteczność działania systemu antykolizyjnego zależy od wielu jego cech, wśród których jako istotne należy uznać: szybkość i dokładność wykrycia przeszkody zdeterminowane przede wszystkim przez rodzaj detekcyjnego czujnika, matematyczno-logiczne formuły pozwalające trafnie przewidzieć zagrożenie wystąpienia kolizji oraz wybór najbardziej odpowiedniego manewru antykoli-

zynego. W pracy skupiono się na opisie matematycznego warunku niebezpieczeństwa kolizji z wykrytą przeszkodą. Zaproponowano manewr pozwalający na ominięcie przeszkody i poddano go analizie.

2. Struktura autonomicznego układu antykolizyjnego

Do dalszych rozważań wybrano jako manewr antykolizyjny zakręt, do wykonania którego nie jest wykorzystywana informacja o rzeczywistej wysokości przeszkody. Ta informacja w systemach detekcji nie zawsze jest możliwa do uzyskania lub bywa obciążona dużym błędem. Przyjęte założenie sprowadza zagadnienie omijania przeszkody do rozważań na poziomej płaszczyźnie, ale ze względu na specyfikę zjawiska ruchu samolotu jego manewr rozpatrywany jest w przestrzeni trójwymiarowej.



Rys. 1. Schemat blokowy autonomicznego układu antykolizyjnego
Fig. 1. Block diagram of autonomous anti-collision system

Pokazany na rys. 1 autonomiczny układ antykolizyjny wykorzystuje dwa źródła informacji o przeszkodach: Detektor Przeszkód i Bazę Przeszkód. Pierwsze z nich wykrywa przeszkody ruchome i nieruchome i określa z przybliżeniem ich położenie a dla ruchomych przeszkód wylicza ich prędkość. Baza Przeszkód jest zbiorem informacji dotyczących statycznych naziemnych przeszkód na obszarze obejmującym zadaną trajektorię lotu zapisaną w Planie Lotu. W każdym kroku, w którym następuje odczyt ze źródeł nowych informacji o przeszkodach dokonywane jest sprawdzenie podanego w dalszej części pracy warunku wskazującego czy zaistniało niebezpieczeństwo kolizji z wykrytą przeszkodą. Spełnienie tego warunku, powoduje uruchomienie procedury wyszukiwa-

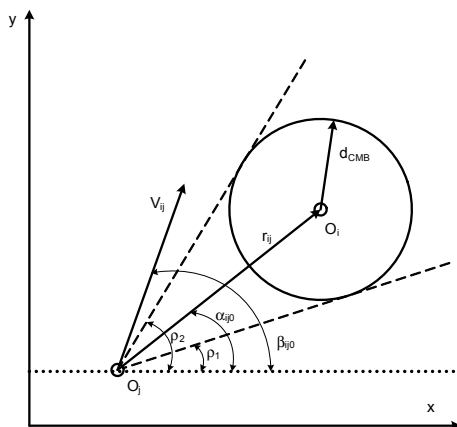
nia najodpowiedniejszego manewru antykolizyjnego zawarte go w Bazie Manewrów Antykolizyjnych [5]. Podane w dalszej części pracy wzory stanowią istotną przesłankę do dokonania właściwego wyboru odpowiedniego zakreśtu. Dokonanie wyboru manewru antykolizyjnego i położenie samolotu bliskie osiągnięcia minimalnego dystansu d_{m_min} przerywa realizowanie przez Automatyczne Sterowanie lotu wzdłuż zadanej trajektorii [6, 8, 9] i uruchamia wykonanie zakreśtu z wybranymi parametrami.

3. Metoda przewidywania kolizji

Niebezpieczeństwo kolizji obiektu z przeszkodą występuje gdy wektor sumy prędkości samolotu i przeszkody V_{ij} leży pomiędzy prostymi wychodzącymi z punktu O_i i stycznymi do okręgu o środku O_j i promieniu r_{ij} . W sposób analityczny warunek zagrożenia wystąpienia kolizji w układzie związanym z powierzchnią Ziemi można zapisać w formie nierówności odpowiednich kątów (rys. 2):

$$\beta_{y0} > \rho_1 \quad i \quad \beta_{y0} < \rho_2 \quad (1)$$

Kąty stanowiące ten warunek wyznaczane są na podstawie wielkości geometrycznych przedstawionych na rys. 2 oraz prędkości obiektu i przeszkody w układzie związanym z powierzchnią Ziemi (w układzie związanym z obiektem rozważano w pracach [1, 7]).



Rys. 2. Wielkości geometryczne określające położenie i ruch obiektu względem przeszkody

Fig. 2. Geometrical parameters defining position and motion of the object towards an obstacle

Znając przybliżone współrzędne położenia obiektu i przeszkody na płaszczyźnie poziomej możemy obliczyć kąt α_{ij0} prostej łączącej środek obiektu i środek przeszkody z zasady geometrii analitycznej:

$$\alpha_{ij0} = \arctg\left(\frac{y_j - y_i}{x_j - x_i}\right) \quad (2)$$

Najmniejsza odległość okręgu z wpisanym obiektem od okręgu z wpisaną przeszkodą (rys. 2) wynosi:

$$d_m = |r_{ij}| - r_{Dij} = \sqrt{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2} - r_{Dij} \quad (3)$$

$$r_{Dij} = r_{Di} + r_{Dj}$$

r_D - promień okręgu, w który wpisano obiekt

r_P - promień okręgu, w który wpisano przeszkodę

Kąty dwóch stycznych do okręgu o środku O_j z osią Ox :

$$\rho_2, \rho_1 = \alpha_{ij0} \pm \arcsin\left(\frac{r_{Dij}}{\sqrt{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2}}\right) \quad (4)$$

kąt wektora prędkości wypadkowej obiektu i przeszkody V_{ij} (z osią Ox).

$$\beta_y = \arctg\left(\frac{x_i + x_j}{y_i + y_j}\right) \quad (5)$$

4. Analiza manewru antykolizyjnego

Do przygotowania odpowiednich manewrów antykolizyjnych niezbędne jest rozważenie różnych scenariuszy i konfiguracji położenia i prędkości obiektu i przeszkody i jej wielkości. Jednym z takich przykładów jest ominięcie przeszkody, której rozmiar w kierunku prostopadłym do wektora prędkości obiektu, wymaga zmiany kierunku lotu o $\Delta\Psi = 90^\circ$. W tej sytuacji minimalna odległość położenia obiektu od przeszkody d_{m_min} , w której rozpoczęcie manewru antykolizyjnego teoretycznie powinno się zakończyć sukcesem, wyliczamy z zależności:

$$d_{m_min} = \frac{V_i}{\omega_{max_i}} + r_{Dij} + d_{CMB} \quad (6)$$

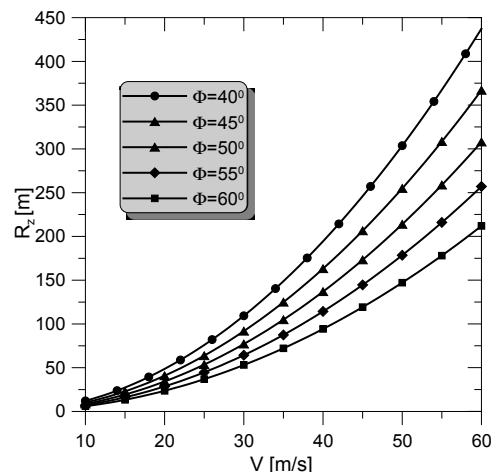
We wzorze (6) maksymalna prędkość kątowa (zmiana kąta odchylenia osi podłużnej samolotu) w układzie związanym z obiektem jest równa [10]:

$$\omega_{max_i} = \frac{g \cdot tg\Phi_{max_i}}{V_i} \quad (7)$$

Minimalny promień zakreśtu możliwy do uzyskania przy danych parametrach ruchu samolotu wynosi [10]:

$$r_{min_i} = \frac{V_i^2}{g \cdot tg\Phi_{max_i}} \quad (8)$$

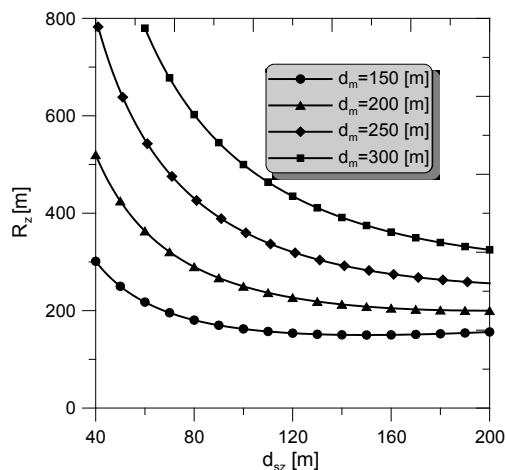
Na wykresie (rys. 3) przedstawiono krzywe reprezentujące zmiany teoretycznego promienia zakreśtu w funkcji prędkości lotu. Każda z krzywych została wyliczona dla wybranego kąta



Rys. 3. Promień zakreśtu w funkcji prędkości lotu samolotu

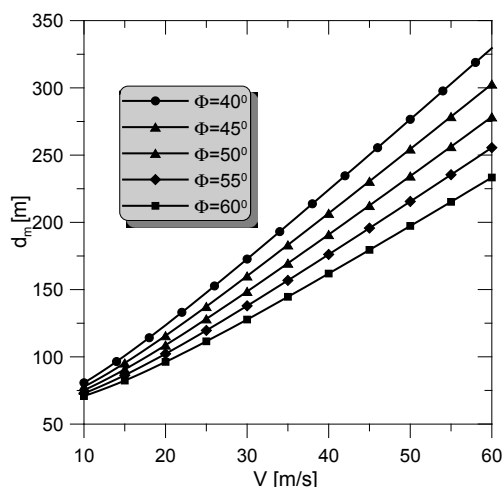
Fig. 3. Turning radius as a function of flight speed of an aircraft

przechylenia z przyjętego zakresu (40° ; 60°). Dolna granica odpowiada największym kątom jakie dopuszcza się w lotnictwie pasażerskim górna stanowi maksymalną symulacyjną wartość, przy której wybrany w pracy typ samolotu wykonywał stabilny ruch. Jest to jednak powyżej eksploatacyjnego zakresu parametrów lotu dla typowego samolotu i dla tego można taki manewr określić jako awaryjny.



Rys. 4. Maksymalny promień zakrętu w funkcji czołowego wymiaru przeszkody dla różnych odległości d_m

Fig. 4. Maximum turning radius as a function of obstacle's front dimension for several values of distance d_m



Rys. 5. Odległość samolotu od ruchomej przeszkody – samolot i przeszkoda wykonują zakręty w przeciwnych kierunkach

Fig. 5. Distance between an aircraft and a moving obstacle – aircraft and obstacle are turning to opposite directions

Z tych rozważań wynika, że przy wyborze odpowiedniego manewru antykolizyjnego niezbędny jest kompromis pomiędzy z jednej strony bezpieczeństwem ze względu na odległość omijanej przeszkody a z drugiej strony ryzykiem związanym z bliskością granicy stabilności ruchu samolotu. Przy prędkości przelotowej z przedziału 50 m/s do 60 m/s promień zakrętu jest nie mniejszy niż 150 m i nie przekracza 480 m. Warunkiem uniknięcia kolizji ze statyczną przeszkodą jest przede wszystkim odpowiednio mały promień zakrętu umożliwiający ominięcie przeszkody. Jego wartość przedstawiona na wykresie (rys. 4) zależy od wymiaru przeszkody d_{sz} (prostopadłego do kierunku prędkości obiektu) oraz odległości d_m pomiędzy przeszkodą a punktem, w którym obiekt rozpoczyna

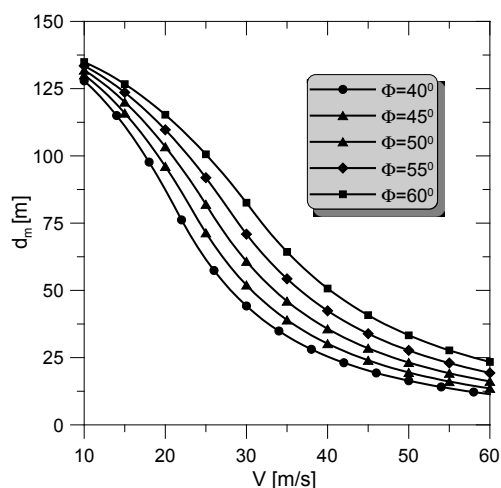
manewr antykolizyjny. Z przedstawionych przebiegów wynika, że przeszkoda o wymiarze d_{sz} mniejszym niż 40 m nie powinna stwarzać poważniejszego zagrożenia dla małych i średnich awionetek nawet w sytuacji wykrycia ich w odległości z przedziału od 150 m do 200 m.

Dla przeszkody ruchomej rozważono dwa przypadki: 1) przeszkoda i obiekt wykonują jednocześnie manewr antykolizyjny – zakręt w przeciwnych kierunkach z równymi prędkościami kątowymi. 2) przeszkoda porusza się nadal w tym samym kierunku z tą samą stałą prędkością, a obiekt zachowuje się jak w poprzednim przypadku. Odległość obiektu od przeszkody w chwili rozpoczęcia przez nie niebezpiecznego manewru antykolizyjnego przedstawiono na wykresie (rys. 5). W celu większej przejrzystości założono tę samą wartość i kierunek prędkości obiektu i przeszkody i ich przeciwne zwroty. Dystans d_m , czyli najmniejsza odległość po osiągnięciu, której konieczne jest rozpoczęcie zakrętu, w przybliżeniu liniowo zależy od prędkości $V = V_i = V_j$. Gdy przeszkoda nie zmienia kierunku ruchu to minimalny dystansu d_m , zmienia się z prędkością lotu w sposób nieliniowy pokazany na rys. 6.

Maksymalny promień zakrętu pozwalający na bezpieczne uniknięcie kolizji wynosi:

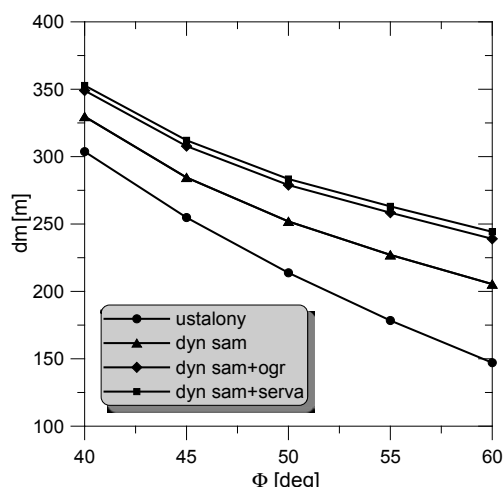
$$R_{\max} = \frac{d_m^2 + (r_{Dij} + d_{CMB})^2}{2(r_{Dij} + d_{CMB})} \quad (9)$$

Właściwy dobór zakrętu antykolizyjnego polega na określeniu kąta przechylenia Φ (determinującego promień manewru) oraz zmiany kąta odchylenia $\Delta\Psi$, o który samolot zmieni swoje położenie w przestrzeni w wyniku wykonania tego zakrętu. Drugi z tych parametrów może być określony na początku manewru z dużym przybliżeniem, ponieważ dokładniejsza jego wartość zostanie narzucona poprzez moment, w którym urządzenie do detekcji przeszkód potwierdzi wolną przestrzeń do kontynuacji prostoliniowego lotu. Istnieją jednak sytuacje, w których detektor przeszkód nie działa prawidłowo przy dużych kątach przechylenia i dla tego wcześniejsze określenie kąta $\Delta\Psi$ jest konieczne i powinno uwzględniać dostateczny zapas bezpieczeństwa.



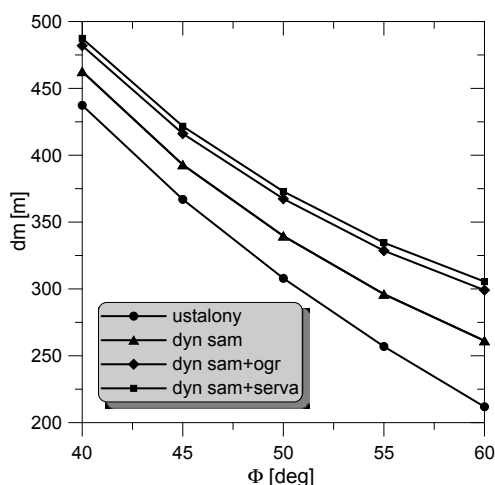
Rys. 6. Odległość samolotu od ruchomej przeszkody – samolot wykonuje zakręt, przeszkoda porusza się bez zmiany kierunku prędkości

Fig. 6. Distance from an aircraft to a moving obstacle – aircraft is turning while an obstacle is moving with constant velocity direction



Rys. 7. Bezpieczna odległość obiektu od przeszkody w momencie rozpoczęcia zakrętu w funkcji kąta przechylenia dla prędkości lotu $V=50$ m/s z uwzględnieniem wybranych zjawisk

Fig. 7. Safe distance between an object and obstacle at the moment of turn beginning as a function of roll angle for flight speed $V=50$ m/s and selected phenomena considered



Rys. 8. Bezpieczna odległość obiektu od przeszkody w momencie rozpoczęcia zakrętu w funkcji kąta przechylenia dla prędkości lotu $V=60$ m/s z uwzględnieniem wybranych zjawisk

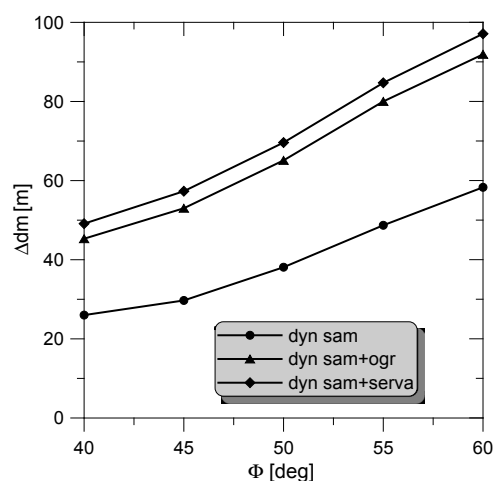
Fig. 8. Safe distance between an object and obstacle at the moment of turn beginning as a function of roll angle for flight speed $V=60$ m/s and selected phenomena considered

Charakter manewru typu zakręt określony jest poprzez wielkość jego promienia (9), którego minimalna wartość zależy od prędkości lotu. Długi czas potrzebny do zmiany prędkości przelotowej praktycznie nie pozwala na efektywne sterowanie tym parametrem ruchu w czasie wykonywania wspomnianego manewru. Najistotniejszym parametrem jaki należy kształtować i poprzez niego wpływać na przebieg zakrętu jest kąt przechylenia. Jednakże zmniejszenie promienia zakrętu poprzez zwiększanie kąta przechylenia towarzyszy zjawisko utraty wysokości i spadek prędkości lotu. Tą niekorzystną tendencję ruchu można próbować powstrzymać sterując wzrostem mocy układu napędowego. Efekt tego działania jest uzyskiwany ze znacznym opóźnieniem i dodatkowo może wymagać mocy układu napędowego powyżej poziomu jakim dysponuje dany

obiekt. Innym bardzo istotnym ograniczeniem minimalnego promienia zakrętu jest graniczna maksymalna wartość kąta przechylenia powyżej, której następuje utrata stabilności ruchu samolotu.

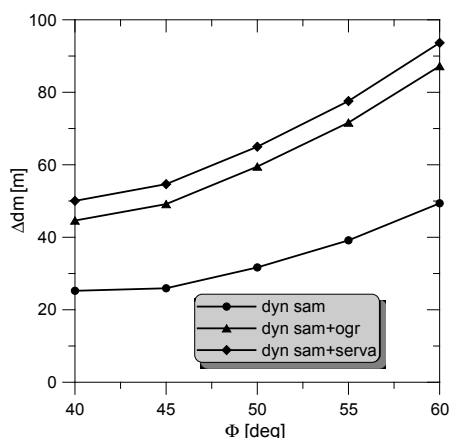
W stanie ustalonym zależność promienia zakrętu od zmieniających się parametrów ruchu samolotu (czyli kąta przechylenia i prędkości liniowej lub prędkości kątowej zakrętu) opisuje wzór (9). Dla wybranych kątów Φ w przedziale (od 40° do 60°) pokazano wartości promienia R_z (rys. 3) w zależności od prędkości postępowej samolotu. Wykres ten pozwala w sposób przybliżony zorientować się jakie są możliwości ominięcia hipotetycznej przeszkody w najmniej korzystnym przypadku tzn. gdy jej bok jest prostopadły do kierunku ruchu i jego długość jest nie mniejsza niż wartość osiągalnego promienia R_z .

Niestety w rzeczywistych warunkach przejście z ustalonego lotu poziomego do ustalonego lotu w zakręcie z zadanym stałym kątem przechylenia zajmuje pewien skończony czas. Z tego powodu rzeczywista odległość d_m potrzebna na zmianę kierunku o np. 90° wymaga większej odległości niż pokazany na wykresie (rys. 3) promień R_z . Przyczyną tego jest opóźnienie wynikające z dynamiki samolotu, ograniczenia położenia kątownych powierzchni sterowych oraz opóźnienia wynikające ze sposobu działania układów wykonawczych. Porównanie minimalnej odległości d_m , po uwzględnieniu wymienionych zjawisk pokazano na wykresach (rys. 7) dla prędkości lotu 50 m/s oraz (rys. 8) dla prędkości lotu 60 m/s. Przyrosty wspomnianego minimalnego dystansu d_m wywołanego uwzględnieniem wymienionych zjawisk w stosunku do sytuacji gdy się je pominie pokazano na rys. 9 i rys. 10. Obserwujemy małą różnicę odległości d_m dla zakrętu uwzględniającego dynamikę układu wykonawczego a zakrętem bez uwzględnienia jej. Niewielka różnica wynika z małej stałej czasowej układu wykonawczego w porównaniu ze stałą czasową obiektu. Występujący istotny wpływ ograniczeń na położenia powierzchni sterowych świadczy o takim doborze praw sterowania, które generują, szczególnie w pierwszej fazie, duże wartości kąta wychylenia



Rys. 9. Wzrost bezpiecznej odległości obiektu od przeszkody w momencie rozpoczęcia zakrętu w funkcji kąta przechylenia dla prędkości lotu $V=50$ m/s z uwzględnieniem wybranych zjawisk

Fig. 9. An increase of safe distance between an object and obstacle at the moment of turn beginning as a function of roll angle for flight speed $V=50$ m/s and selected phenomena considered



Rys. 10. Wzrost bezpiecznej odległości obiektu od przeszkody w momencie rozpoczęcia zakrętu w funkcji kąta przechylenia dla prędkości lotu $V=60$ m/s z uwzględnieniem wybranych zjawisk

Fig. 10. An increase of safe distance between an object and obstacle at the moment of turn beginning as a function of roll angle for flight speed $V=60$ m/s and selected phenomena considered

sterów. W rzeczywistej konstrukcji układu wykonawczego nie ma możliwości przekroczenia dopuszczalnych wartości. W czasie lotu samolotu wychylenie lotek i steru kierunku spowoduje w pierwszej fazie narastanie kąta przechylenia i zwiększanie promienia zakrętu. Po fazie tłumienia przeregulowania, osiągane są warunki ustalone czyli zakręt ze stałą prędkością kątową, stałym promieniem i stałym kątem przechylenia. Sposób realizacji fazy trwającej od momentu rozpoczęcia zakrętu do osiągnięcia warunków ustalonych stanowi kompromis pomiędzy dążeniem do jak najszybszego osiągnięcia żądanych warunków, a z drugiej strony jak najmniejszym przeregulowaniem. Duża jego wartość może być niebezpieczna gdy parametry lotu są w pobliżu wartości granicznych.

5. Wnioski

Analiza przedstawionych przykładów obliczeniowych wybranego manewru antykolizyjnego pozwala na określenie złożoności zagadnienia związanego z przygotowaniem bazy manewrów antykolizyjnych i wyborem najodpowiedniejszych cech manewru. Do tego celu należy wziąć pod uwagę przede wszystkim następujące czynniki: parametry ruchu samolotu przed uruchomieniem manewru antykolizyjnego i wzajemnego położenia samolotu i przeszkody, oraz dynamikę obiektu i układów wykonawczych i ich ograniczenia. Osobnym zagadnieniem jest analiza wpływu takich zjawisk jak warunki otoczenia oraz błędy i zakłócenia w procesie sterowania na autonomiczny wybór właściwego manewru i jego skuteczne wykonanie.

Bibliografia

1. Benayas J.A., Fernández J.L., Sanz R., Diéguez A.R.: *The beam-curvature method: a new approach for improving local realtime obstacle avoidance*. The International Federation of Automatic Control, 2002.
2. Graffstein J.: *Wpływ charakterystyk obiektu i przebiegu jego ruchu na parametry układu stabilizacji lotu*. Mate-

riały XI Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w lotnictwie”, 2008, 109–126.

3. Graffstein J.: *Metoda sterowania samolotem i jej dokładność podczas ruchu wzdłuż zadanej trajektorii*, Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej, Nr 177B, 2009, 79–88.
4. Graffstein J.: *Wpływ wybranych zmiennych stanu na dokładność toru lotu samolotu podczas automatycznie wykonywanego manewru*. Prace Instytutu Lotnictwa Nr 202, 2009, 51–64.
5. Graffstein J.: *Symulacja ruchu automatycznie sterowanego samolotu z zastosowaniem generatora manewrów*. Materiały XIV Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w lotnictwie”, 2010, 348–363.
6. Kee C., Cho A., Kim J., No H.: *GPS flight control in UAV operations - One antenna three dimensions*, Inside GNSS, No 2, 2010, 26–34.
7. Lalish E., Morgansen K.A., Tsukamaki T.: *Decentralized Reactive Collision Avoidance for Multiple Unicycle-Type Vehicles*. American Control Conference, 2009, 5055–5061.
8. Lee S., Cho A., Kee C.: *Integrated waypoint path generation and following of an unmanned aerial vehicle*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol 82, No 5, 2010, 296–304.
9. Masłowski P.: *Automatic predictive control for terrain - following flight*, Prace Instytutu Lotnictwa Nr 2018, 2011.
10. Phillips W.F.: *Mechanics of Flight*. John Wiley & Sons, Inc, 2010. ■

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach od 2010 do 2012 jako projekt rozwojowy Nr OR00011711.

Elements of collision threat detection process and automatically controlled emergency manoeuvre

Abstract: In the article the idea of interaction between anti-collision and flight control systems is presented. The relationship is derived for determining threat condition for the collision between the aircraft and one obstacle, movable or not. The example of anti-collision evasive manoeuvre is analysed for several flight scenarios and flight parameters. Variations of the manoeuvre's geometry due to dynamics of the aircraft and actuators, as well as limits of control surfaces' motion, are studied with flight simulation techniques.

Keywords: obstacle avoidance system, mechanics of flight, automatic flight control

dr inż. Jerzy Graffstein

Adiunkt w pionie Centrum Nowych Technologii 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.

e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

