

WPŁYW WYBRANYCH ZMIENNYCH STANU NA DOKŁADNOŚĆ TORU LOTU SAMOLOTU PODCZAS AUTOMATYCZNIE WYKONYWANEGO MANEWRU

Jerzy Graffstein
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

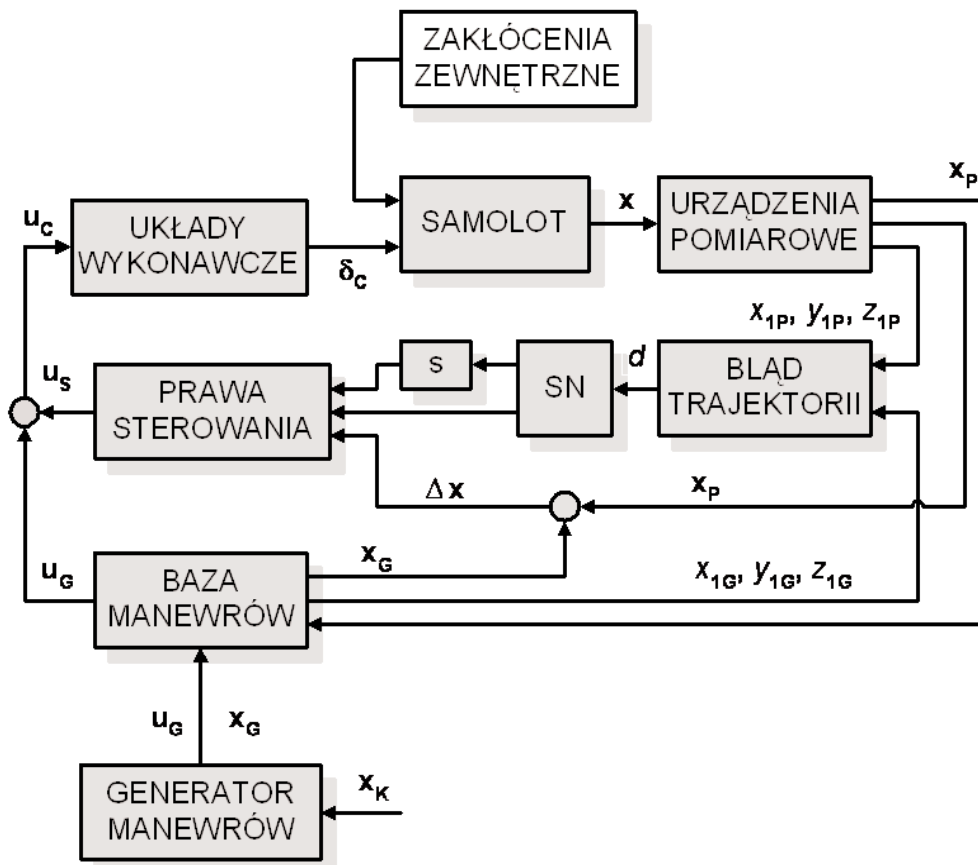
W pracy przedstawiono ideę działania automatycznego sterowania lotem wzdłuż trajektorii wyznaczonej przez założony profil ruchu obiektu. Opisano sposób formułowania kinematycznych warunków definiujących złożony, przestrzenny manewr. Wykorzystując metody symulacyjne przeprowadzono przykładową analizę wpływu wielkości strefy nieczułości na dokładność toru lotu. Przedstawiono problemy związane z poszukiwaniem szerokości strefy nieczułości optymalnej pod względem najmniejszego błędu realizacji zadanej trajektorii. Podjęto badania dokładności toru lotu na rozbieżności pomiędzy wybranymi wartościami zmiennymi stanu lotu a ich wielkościami założonymi dla wcześniej wygenerowanego manewru. Analizowano błędy utrzymania samolotu wzdłuż zadanej trajektorii pod wpływem wybranych wewnętrznych zakłóceń i jednocześnie występujących cyklicznych podmuchów wiatru. Błędy położenia samolotu w przestrzeni zależały od intensywności zakłóceń i ich rodzaju oraz od fazy realizowanego manewru.

WSTĘP

W rozważaniach jakości działania automatycznego układu sterowania ruchem samolotu brane są pod uwagę różne kryteria w zależności od zadań jakie są stawiane wybranemu obiektowi. Jednym z istotnych czynników jaki powinien być uwzględniany we wspomnianej ocenie jest wrażliwość sterowanego lotu samolotu na zakłócenia i dokładności z jaką utrzymywane są wybrane zmienne opisujących ruch obiektu względem wartości zadanych. Przy ocenie przydatności wybranej metody automatycznego sterowania samolotem istotny jest stopień wrażliwości na różnego rodzaju odstępstwa od przyjętych wcześniej warunków lotu. W pracy skupiono się na badaniu dokładnościach toru lotu samolotu, na który oddziałują różnego rodzaju zakłócenia. Przedstawione w dalszej części pracy wymagania na przebieg ruchu są znacznie trudniejsze do osiągnięcia [2] i [8] niż np. żądanie, żeby wybrany obiekt doleciał wzdłuż dowolnej trajektorii do żądanego celu i osiągnął go z określoną dokładnością. Możliwość spełnienia postawionych wymagań upatrywana jest w opisanej poniżej koncepcji struktury automatycznego sterowania lotem z wykorzystaniem generatora manewrów. Praktyczną weryfikacją przeprowadzonych rozważań były wyniki obliczeń symulacji numerycznej ruchu samolotu wzdłuż arbitralnie przyjętej trajektorii dla wybranego przykładu złożonego manewru. Porównano przebieg ruchu w sytuacji występowania seryjnych podmuchów wiatru z różnymi jego prędkościami oraz różnymi wewnętrznymi zakłóceniami.

IDEA AUTOMATYCZNIE WYKONYWANEGO MANEWRU

Sposób działania zaproponowanej w pracy idei automatycznego sterowania ruchem samolotu wykonującego zadany złożony manewr przedstawiono na rysunku 1. Układy wykonawcze zapewniają wymagane położenie kątowe powierzchni sterowych samolotu (ster wysokości (H), kierunku (γ) i lotki (L)) oraz regulację układu napędowego (T). Powyższymi układami steruje wektor \mathbf{u}_c stanowiący sumę zgodnie ze wzorem (1) wektora z bazy manewrów \mathbf{u}_G oraz wektora \mathbf{u}_S uzyskanego z przyjętych praw sterowania.



Rys. 1. Schemat idei automatycznego sterowania ruchu samolotu dla zadanego, złożonego manewru

$$\begin{bmatrix} u_{CH} \\ u_{CV} \\ u_{CL} \\ u_{CT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{SH} \\ u_{SV} \\ u_{SL} \\ u_{ST} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_{GH} \\ u_{GV} \\ u_{GL} \\ u_{GT} \end{bmatrix} \quad \text{gdzie:} \quad \mathbf{u}_c = \begin{bmatrix} u_{CH} \\ u_{CV} \\ u_{CL} \\ u_{CT} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_S = \begin{bmatrix} u_{SH} \\ u_{SV} \\ u_{SL} \\ u_{ST} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_G = \begin{bmatrix} u_{GH} \\ u_{GV} \\ u_{GL} \\ u_{GT} \end{bmatrix} \quad (1)$$

Wektor \mathbf{u}_S ma za zadanie przeciwdziałanie wpływom wewnętrznych i zewnętrznych zakłóceń, które mogą powodować między innymi ruch obiektu niezgodny z przyjętymi założeniami. Uchyb $\Delta \mathbf{x}$ stanowi różnicę pomiędzy aktualnie zmierzonymi zmiennymi stanu samolotu \mathbf{x}_p a wartościami zadanymi \mathbf{x}_G pobranymi z bazy manewrów. Dodatkowo do wyznaczania uchybu wykorzystywany jest błąd przestrzennej trajektorii d wyliczany na podstawie współrzędnych aktualnie zmierzonego położenia samolotu $[x_{1P}, y_{1P}, z_{1P}]$ i referencyjnym położeniem $[x_{1G}, y_{1G}, z_{1G}]$ odczytanym z bazy manewrów. Wartość błędu d jest poddawana ograniczeniom w bloku SN i różniczkowaniu w bloku s . Generator manewrów metodą symulacyjną wylicza kolejne wartości wektora sterowań \mathbf{u}_G i zmiennych stanu \mathbf{x}_G i zapisuje je z przyjętym krokiem czasowym do bazy manewrów.

PRAWA STEROWANIA DLA AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA RUCHEM SAMOLOTU

Automatyczne sterowanie ruchem wzdłuż zadanej trajektorii odbywa się w czterech kanałach według przedstawionych praw sterowania (2) do (5). Są to nieco inne równania niż stosowane w typowej stabilizacji ruchu samolotu [4], [10] oraz różnią się w sposób istotny wyrażeniami zawartymi w równaniu kanału przechylenia i odchylenia.

$$u_{CH} = u_{GH} + K_{\Theta}^H (\Theta_G - \Theta_P) + K_Q^H (Q_G - Q_P) + K_W^H (W_G - W_P) + K_{z1}^H (z_{1G} - z_{1P}) + K_U^H (U_G - U_P), \quad (2)$$

$$u_{CV} = u_{GV} + K_{\Phi}^V (\Phi_G + k_{1\Phi} d_H + k_{2\Phi} \dot{d}_H - \Phi_P) + K_P^V (P_G - P_P) + K_V^V (V_G - V_P) + K_{\Psi}^V (\Psi_G + k_{1\Psi} d_H + k_{2\Psi} \dot{d}_H - \Psi_P) + K_R^V (R_G - R_P), \quad (3)$$

$$u_{CL} = u_{GL} + K_{\Phi}^L (\Phi_G + k_{1\Phi} d_H + k_{2\Phi} \dot{d}_H - \Phi_P) + K_P^L (P_G - P_P) + K_V^L (V_G - V_P) + K_{\Psi}^L (\Psi_G + k_{1\Psi} d_H + k_{2\Psi} \dot{d}_H - \Psi_P) + K_R^L (R_G - R_P), \quad (4)$$

$$u_{CT} = u_{GT} + K_{\Theta}^T (\Theta_G - \Theta_P) + K_Q^T (Q_G - Q_P) + K_W^T (W_G - W_P) + K_{z1}^T (z_{1G} - z_{1P}) + K_U^T (U_G - U_P). \quad (5)$$

Wartościami zadanymi są elementy wektora zmiennych stanu z indeksami G , które zgromadzono w bazie manewrów. Obliczania współczynników wzmocnienia praw sterowania przeprowadzono metodą LQG [1], [9] w oparciu o całkowity wskaźnik jakości sterowania [4], [7].

Wyrażenia $k_{1\Phi} d_H + k_{2\Phi} \dot{d}_H = \Delta\Phi_Z$ i $k_{1\Psi} d_H + k_{2\Psi} \dot{d}_H = \Delta\Psi_Z$, z równania (3) i (4) posiadają niezerową wartość gdy spełniony jest warunek $d_H > \varepsilon_h$, w którym ε_h jest założonym otoczeniem wokół trajektorii. Wielkość ε_h odpowiadająca strefie nieczułości (blok SN – na rys. 1) – wprowadzana jest w celu zapobiegania zbyt częstym włączeniom układów wykonawczych. Jest to sposób zapobiegania nadmiernemu zużyciu ruchomych elementów serwomechanizmów. Im większa wartość ε_h tym z jednej strony mniejsza częstotliwość włączania układu wykonawczego ale z drugiej strony można spodziewać się narastania błędu trajektorii. Wpływ wielkości strefy nieczułości zostanie przedstawiony w dalszej części artykułu.

Błąd realizacji trasy w płaszczyźnie poziomej określany jest zgodnie ze wzorem (6) w odniesieniu do najbliższego punktu trajektorii:

$$d_H = \sqrt{(x_{1G} - x_1)^2 + (y_{1G} - y_1)^2}. \quad (6)$$

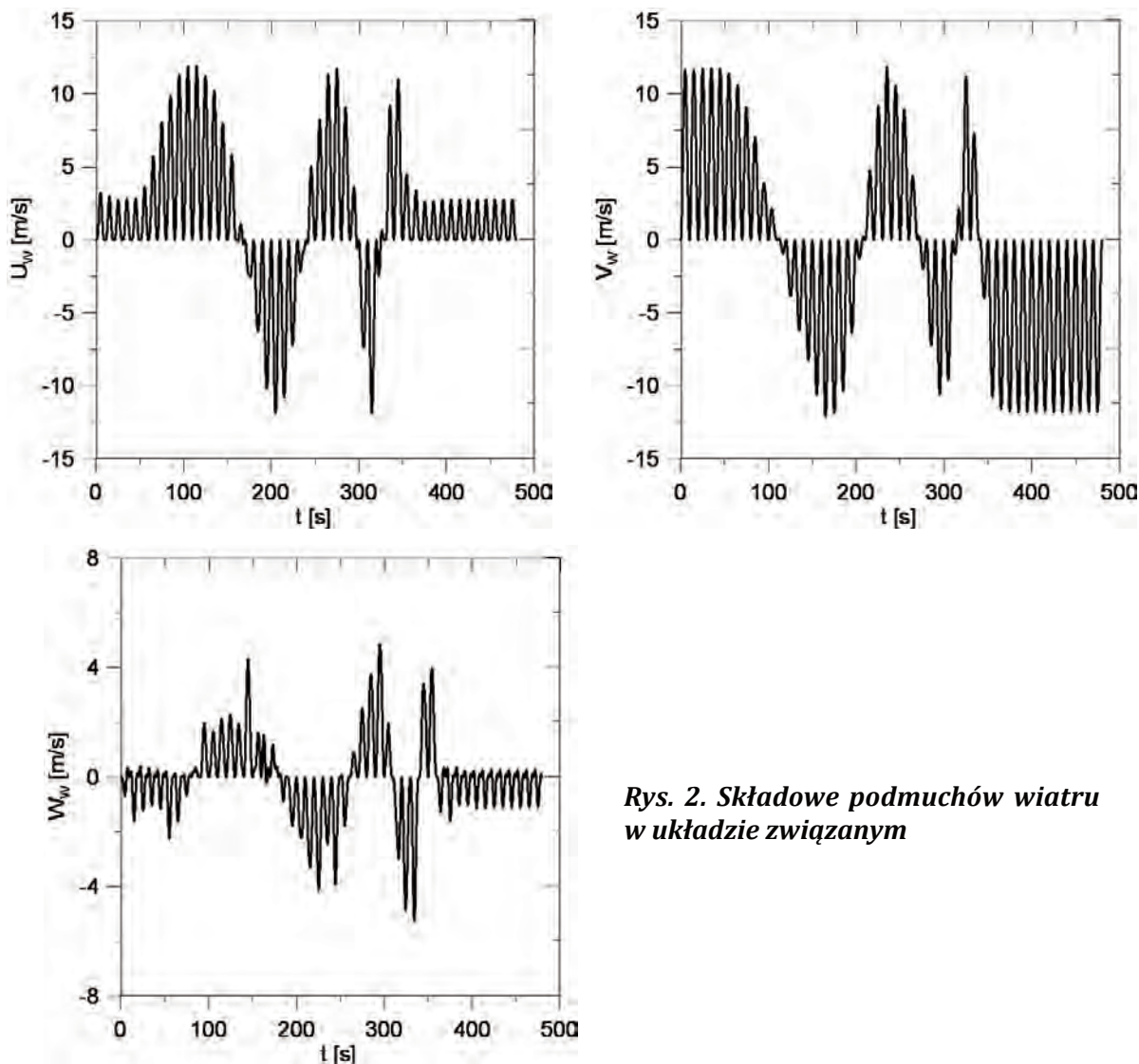
Pierwsza pochodna błędu trajektorii po czasie wyliczana jest z definicji według wzoru:

$$\dot{d}_H = (d_{H(t+1)} - d_{H(t)}) / (t_{(t+1)} - t_{(t)}). \quad (7)$$

Dodatkowo nakładane są ograniczenia $\Delta\Phi_Z \leq \Delta\Phi_{Zmax}$ oraz $\Delta\Psi_Z \leq \Delta\Psi_{Zmax}$, gdzie $\Delta\Phi_{Zmax}$ i $\Delta\Psi_{Zmax}$ są stałymi wartościami dobieranymi empirycznie w oparciu o wyniki badań symulacyjnych. Wielkości $\Delta\Phi_{Zmax}$ i $\Delta\Psi_{Zmax}$ odpowiadają strefie nasycenia i są wprowadzane w celu zabezpieczenia przed przekroczeniem bezpiecznych wartościami uchybu wynikającego z dużych wielkości błędu trajektorii lub jej pochodnej.

ZEWNĘTRZNE I WEWNĘTRZNE ZAKŁÓCENIA RUCHU SAMOLOTU

W celu stworzenia warunków bardziej zbliżonych do rzeczywistości wprowadzono zewnętrzne zakłócenia [3] i [7]. Przyjęto podmuch wiatru o cyklicznym, sinusoidalnym przebiegu i stałym kierunku względem Ziemi.



Rys. 2. Składowe podmuchów wiatru w układzie związanym

Na wykresach pokazano trzy składowe prędkości wiatru $\mathbf{V}_w = [U_w \ V_w \ W_w]$ w funkcji czasu w układzie związanym z obiektem przy maksymalnej amplitudzie równej $|\mathbf{V}_w| = 12$ m/s. Zbadano wpływ podmuchów dla różnych maksymalnych amplitud w przedziale $|\mathbf{V}_w| = \langle 3 \text{ m/s}, 12 \text{ m/s} \rangle$. Większość symulacyjnych badań wrażliwości ruchu samolotu przeprowadzono w obecności cyklicznych podmuchów dla różnych wartości maksymalnych amplitud prędkości wiatru.

Na automatycznie sterowany ruch samolotu mają wpływ różnego rodzaju zakłócenia wewnętrzne omawiane w pracach [5], [6] i [7]. W artykule skupiono się na wybranych wewnętrznych zakłóceniach, które sklasyfikowano w dwóch kategoriach dotyczących oddziaływań zmiennych stanu, których wartości różnią się od wielkości przyjętych dla wybranego manewru. Pierwsza z nich wynika z różnicy pomiędzy warunkami początkowymi jakie przyjęto na starcie manewru a warunkami w chwili rozpoczęcia badanego symulacyjnie manewru. W drugiej kategorii występowały niezgodności pomiędzy (teoretycznymi) zmiennymi stanu dla których wcześniej wyliczono cały złożony manewr a zmiennymi stanu jakie towarzyszyły w całym okresie symulowanego manewru, na który oddziaływały jednocześnie zewnętrzne zakłócenia. W pierwszej kategorii rozważano niezgodność następujących początkowych zmiennych: kąt

odchylenia samolotu Ψ_0 położenie samolotu $[x_{10}, y_{10}]$ w płaszczyźnie poziomej. W drugiej badano sytuacje, w których manewr wykonywany był przez cały czas na innej wysokości lotu. Przeprowadzono ocenę wpływu każdej oddzielnie z wymienionych zmiennych stanu na dokładność realizacji zadanej trajektorii podczas automatycznie wykonywanego manewru. Wszystkie wymienione zmienne stanu dla obu omówionych kategorii wewnętrznych zakłóceń były badane w trakcie symulacji lotów, którym towarzyszyły zewnętrzne zakłócenia.

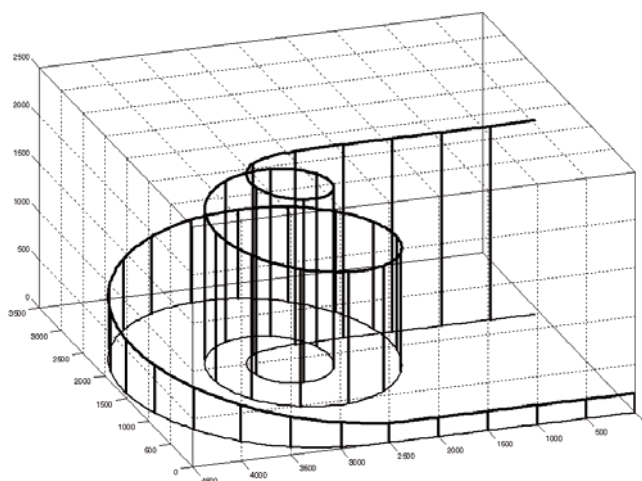
OPIS PRZYKŁADOWEGO MANEWRU

W początkowej fazie samolot poruszał się poziomym, ustalonym lotem z prędkością $V_0 = 50$ m/s na wysokości $H = 200$ m. Następnie po przebyciu drogi około $s = 2500$ m zmieniał swoją wysokość ze stałą prędkością wznoszenia i jednocześnie wykonywał zakręt z malejącym promieniem zakrętu aż do momentu osiągnięcia zmiany kąta odchylenia do wartości 9000 . Po osiągnięciu wartości tego kąta na wysokości około $H = 2000$ m samolot kontynuował lot poziomy ustalony. Założony efekt zmiany wartości promienia zakrętu uzyskano dobierając zależność algebraiczną opisującą zadany kąt przechylenia w funkcji kąta odchylenia $\Phi_Z = f(\Psi)$. Do dalszych rozważań wybrano przykładowy profil lotu składający się z 3 faz i opisany kinematycznymi zależnościami zawartymi w tabeli 1.

Tab. 1.

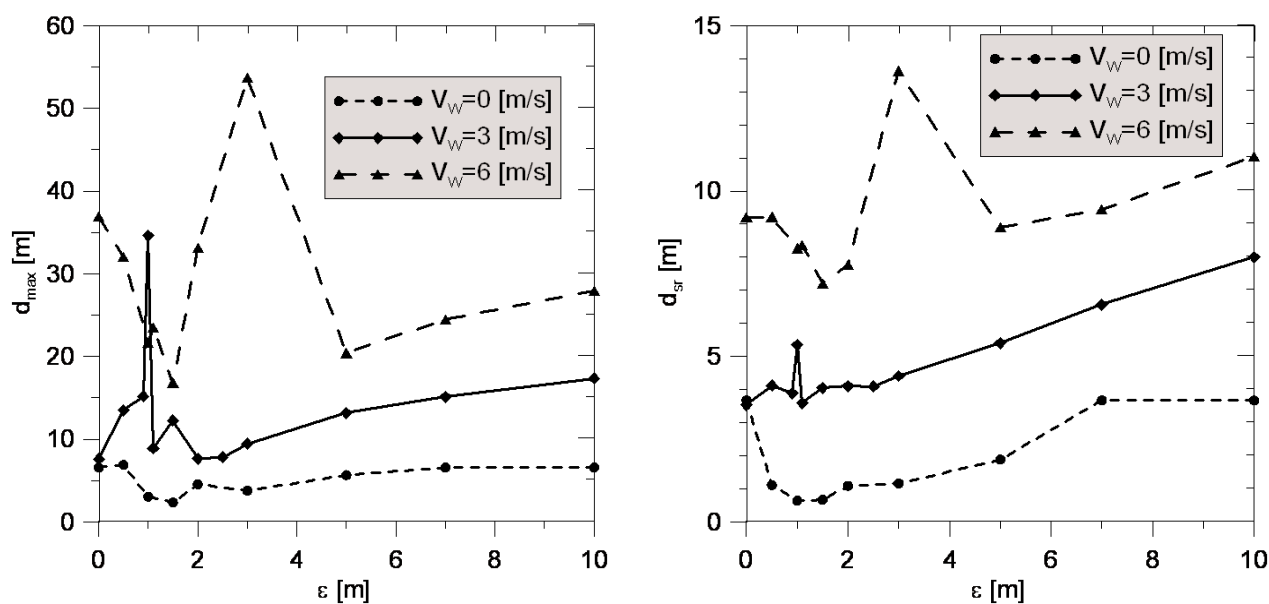
Faza	Warunek pierwotny	Kąt przechylenia	Kąt odchylenia	Wysokość
I	$s \leq 2500$ m	$\Phi_Z = 0$	$\Psi_Z = 0$	$H = 200$ m
II	$s > 2500$ m	$\Phi_Z(\Psi) = k_{1s}\Psi^2 + k_{2s}\Psi + k_{3s}$	$0 < \Psi_Z < 900^\circ$	$\dot{H} = 6$ m/s
III	$\Psi_Z = 900^\circ$	$\Phi_Z = 0$	$\Psi_Z = 0$	$H \cong 2000$ m

Dodatkowo przy założeniu, że dla wszystkich odcinków prawdziwe jest: $V_0(t) = 50$ m/s i $\dot{H}(t) = const$. Uzyskane sterowania z generatora manewrów konieczne do wykonania opisanego manewru pozwalają na wykonanie przedstawionego manewru w określonych warunkach tzn. przy podanej prędkości lotu względem Ziemi i podanych wysokościach. W idealnej sytuacji czyli dla ściśle utrzymywanych wymienionych dwóch zmiennych oraz i przy braku zewnętrznych zakłóceń teoretycznie możliwe jest dokładne wykonanie opisanego manewru bez składowej sterowania \mathbf{u}_G i zmiennych stanu z generatora manewrów \mathbf{x}_G . Jednak w rzeczywistych warunkach lotu konieczne jest korzystania z tej składowej sterowania \mathbf{u}_G oraz zmiennych \mathbf{x}_G . W sytuacji dużych różnic pomiędzy przyjętymi zmiennymi dla wybranego teoretycznego manewru a występującymi w rzeczywistym locie mogą pojawić się głębokie deformacje wykonywanego manewru. W skrajnych sytuacjach może to spowodować, że nawet prawa sterowania (2) do (5) nie pozwolą na poprawne (akceptowalne) wykonanie zadanego manewru. Opisane zagrożenia są powodem podjęcia badań wrażliwości zaproponowanego systemu automatycznego sterowania z zastosowaniem generatora manewrów na rozbieżności pomiędzy wybranymi zmiennymi stanu jakie mogą wystąpić podczas lotu a wielkościami założonymi w procesie generowania wybranego manewru.



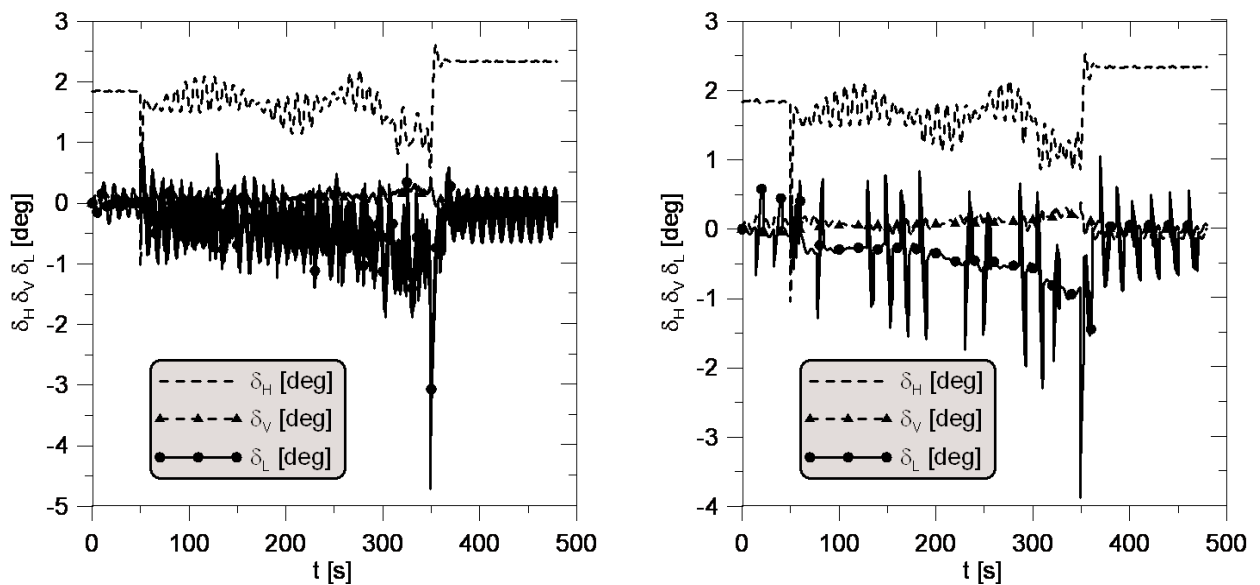
Rys. 3. Zadana trajektoria przyjętego do symulacji manewru

WYNIKI BADAŃ WPŁYWU STREFY NIECZUŁOŚCI NA BŁĘDY POŁOŻENIA SAMOLOTU

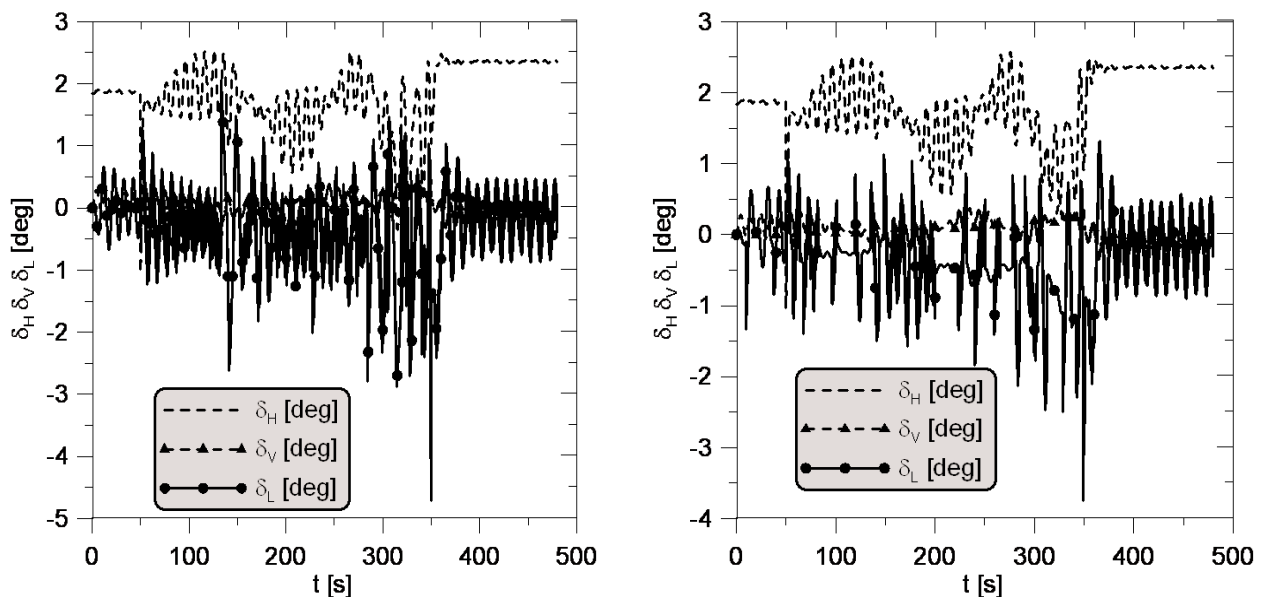


Rys. 4. Maksymalny i średni błąd położenia samolotu dla różnych wartości strefy nieczułości

Przeprowadzono szereg symulacji automatycznie sterowanego ruchu samolotu dla różnych wartości strefy nieczułości ϵ_H w przedziale od 0 m do 10 m. Uzyskany materiał stanowi jedynie pewien przykład z uwagi na ogromną ilość możliwych warunków lotu a w tym różnych kombinacji zakłóceń jakie mogą towarzyszyć manewrom samolotu. W pracy zostały przedstawione wyniki symulacji numerycznej bez zakłóceń zewnętrznych jak również w ich obecności.



Rys. 5. Kątowe położenia sterów dla strefy nieczułości o wartości 0 m i 10 m przy zakłóceniu cyklicznymi podmuchami wiatru o maksymalnej amplitudzie 3 m/s

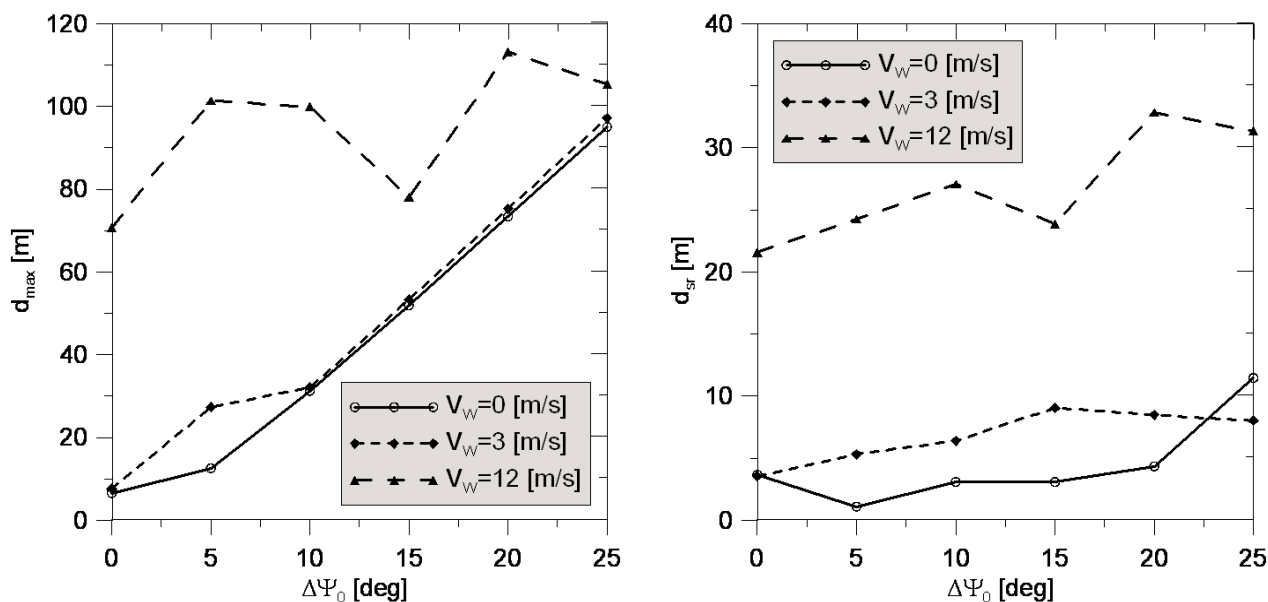


Rys. 6. Kątowe położenia sterów dla strefy nieczułości o wartości 0 m i 10 m przy zakłóceniu cyklicznymi podmuchami wiatru o maksymalnej amplitudzie 6 m/s

Przedstawione na wykresach (rys. 4) zależności błędów maksymalnych i średnich położenia samolotu w funkcji szerokości strefy nieczułości dla większości przypadków posiadają ogólną tendencję narastania wraz z powiększaniem wspomnianej strefy. Dla pokazanych wyników obliczonych błędów położenia samolotu w lotach z zewnętrznymi zakłóceniami i przy ich braku istnieje w przybliżeniu wartość strefy $\varepsilon_{\min} \cong 1.5$ m, przy której błąd położenia samolotu osiąga minimum. Dokładniejsze określenie ε_{\min} wydaje się niezwykle złożonym procesem, z uwagi na konieczność uwzględnienia różnych warunków lotu oraz szerokiej gamy towarzyszących mu typów i wielkości zakłóceń. Dodatkowym problemem jaki wiąże się z poszukiwaniem ε_{\min} jest występowanie lokalnych minimów. Poważnym utrudnieniem jest fakt pojawiania się impulsów o dużej wartości (przykład na rys. 4 przebieg d_{\max} dla $V_w = 3$ m/s) w sąsiedztwie występującego minimum wartości d_{\max} . Dobierając najkorzystniejszą wartość ε_{\min} należy wziąć pod uwagę częstotliwość włączania układów wykonawczych. Przykład spadku tej częstotliwości obserwujemy (na rys. 5 i 6) na wykresach porównując zmiany wartości kątowego położenia lotek dla

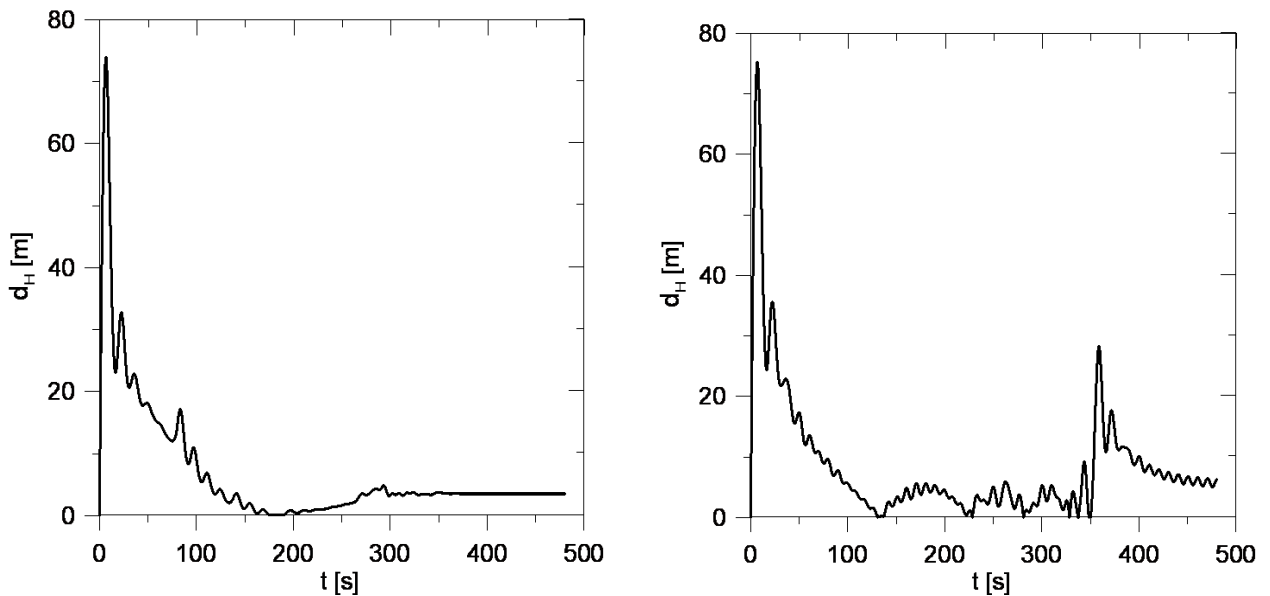
strefy nieczułości o wartości 0 m i 10 m i dla dwóch różnych maksymalnych prędkości wiatru 3 m/s i 6 m/s. Analiza wykresów z rysunków 5 i 6 pozwala na stwierdzenie wpływu na częstotliwość włączania układu wykonawczego nie tylko szerokości strefy nieczułości ale także poziomu zakłóceń zewnętrznych. Wzrost ich poziomu powoduje większą częstotliwość uruchamiania serwomechanizmów. Opisanym tendencjom najbardziej podlegają układy wychylania lotek δ_L a wyraźnie w mniejszym stopniu serwomechanizmy dla steru wysokości δ_H i steru kierunku δ_V .

WYNIKI BADAŃ WPŁYWU WYBRANYCH ZMIENNYCH STANU NA DOKŁADNOŚĆ TORU LOTU

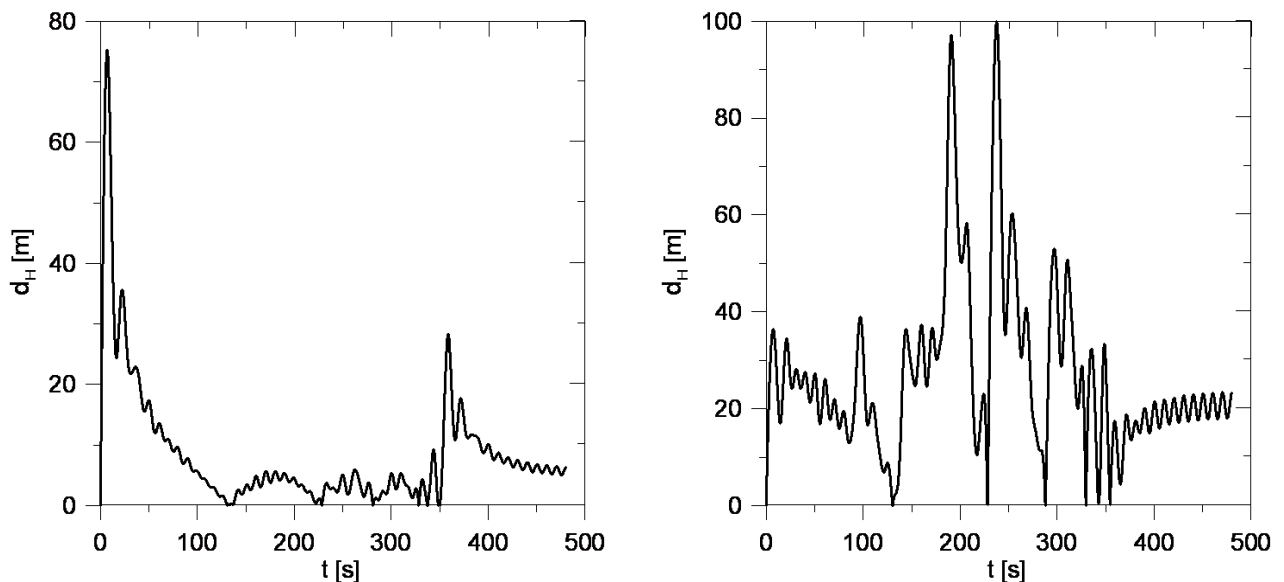


Rys. 7. Maksymalny d_{max} i średni d_{sr} błąd położenia samolotu dla różnych wartości początkowego kąta odchylenia samolotu

W wyniku szeregu numerycznych symulacji automatycznie sterowanego ruchu samolotu wykonującego omówiony, złożony manewr uzyskano przebiegi błędów położenia samolotu przy różnych wartościach wybranych zmiennych stanu. Na wykresach (rys. 7) pokazano zmiany maksymalnego d_{max} i średniego d_{sr} błędu i dla cyklicznych podmuchów o różnych amplitudach. Maksymalny błąd położenia automatycznie sterowany samolotu w rozważanym manewrze pod wpływem błędu początkowego kąta odchylenia o wartości 250 zwiększa się dla małych podmuchów wiatru o około 80 m dla większych podmuchów o około 40 m. Dla tego samego błędu kąta Ψ_0 , średnie odchylenie od zadanej trasy przy różnych zewnętrznych zakłóceniach zwiększa się nie więcej niż o około 12°. Zgodnie z przewidywaniami błąd d_{max} (rys. 8 i 9) swoją największą wartość osiąga na początku lotu. To zjawisko dominuje głównie przy mniejszych zewnętrznych zakłóceniach. Większy ich poziom (rys. 9) wywołuje porównywalne błędy z efektem niedokładności kąta Ψ_0 .

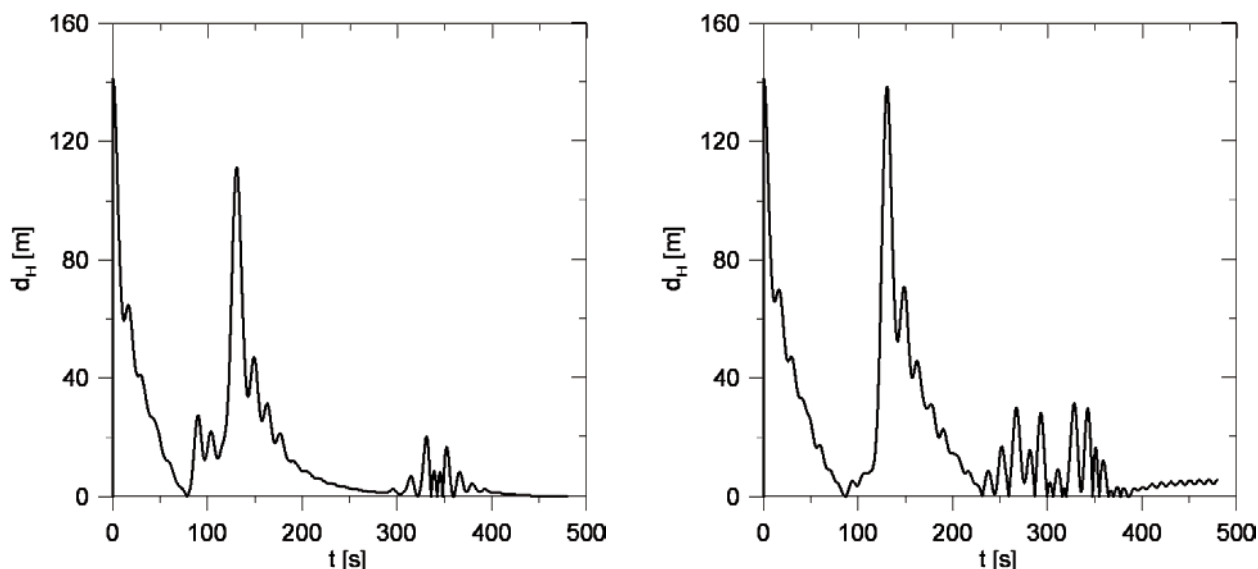


Rys. 8. Maksymalny błąd położenia samolotu dla niezgodności kąta $\Psi_0 = 20^\circ$ bez podmuchów oraz przy cyklicznych podmuchach wiatru o maksymalnej amplitudzie 3 m/s

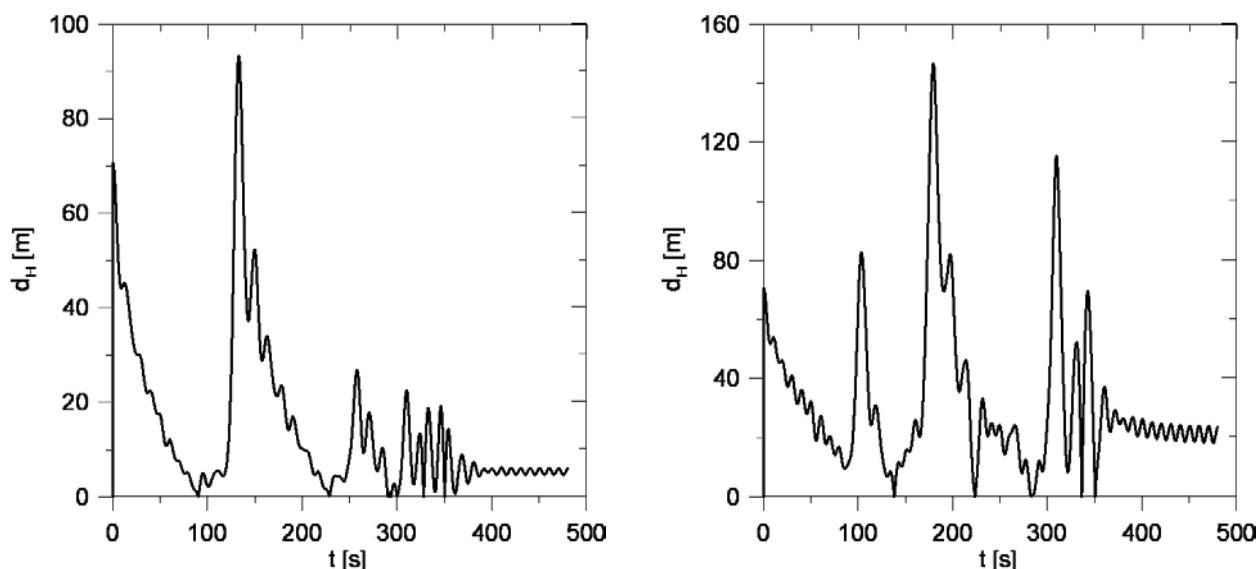


Rys. 9. Maksymalny błąd położenia samolotu dla niezgodności kąta $\Psi_0 = 10^\circ$ przy cyklicznych podmuchach wiatru o maksymalnej amplitudzie 3 m/s i 12 m/s

Następnym badanym czynnikiem była niezgodność początkowego położenia samolotu d_0 z położeniem początkowego punktu zadanego manewru. W przeciwieństwie do obrazu zmian błędów d_{\max} (rys. 8 i 9) przebieg wartości d_{\max} powstały w wyniku niezgodności położenia d_0 dla mniejszych zakłóceń posiada dwa maksima (rys. 10 i 11) na starcie i w okolicach 140 s. Dla lotu zakłóconego silnymi podmuchami (12 m/s) maksima rozmieszczone są zupełnie w innych miejscach z powodu dominującego wpływu zewnętrznych zakłóceń nad wewnętrznymi.

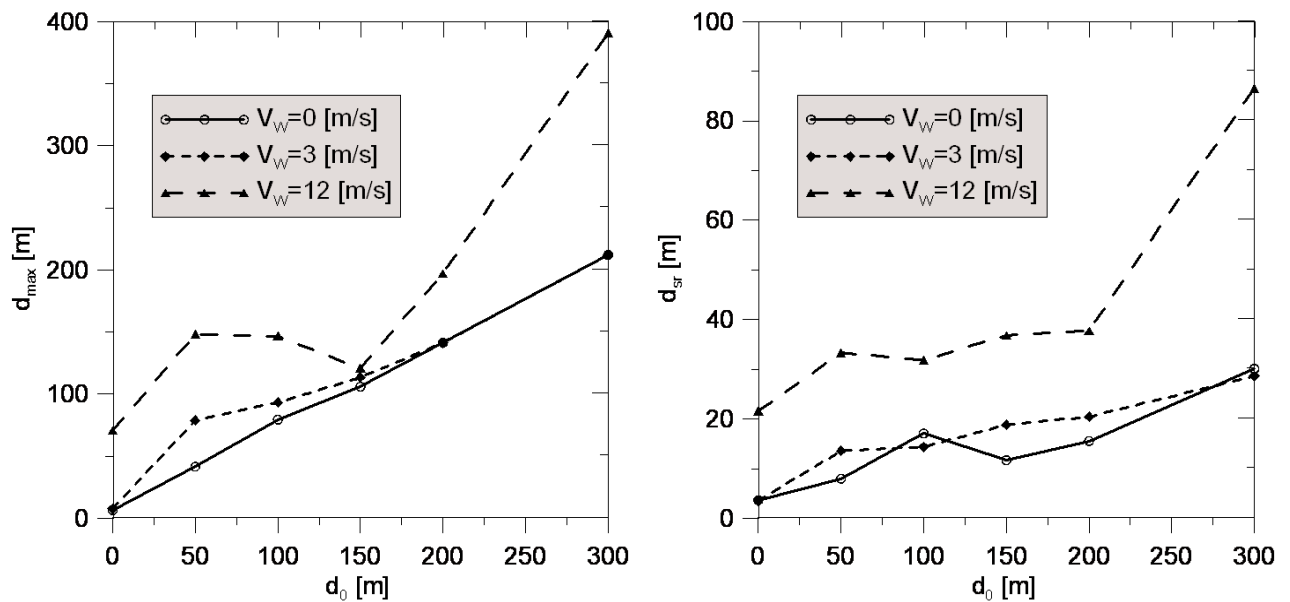


Rys. 10. Maksymalny błąd położenia samolotu dla niezgodności początkowego położenia $d_0 = 200$ m bez podmuchów oraz przy cyklicznych podmuchach wiatru o maksymalnej amplitudzie 3 m/s

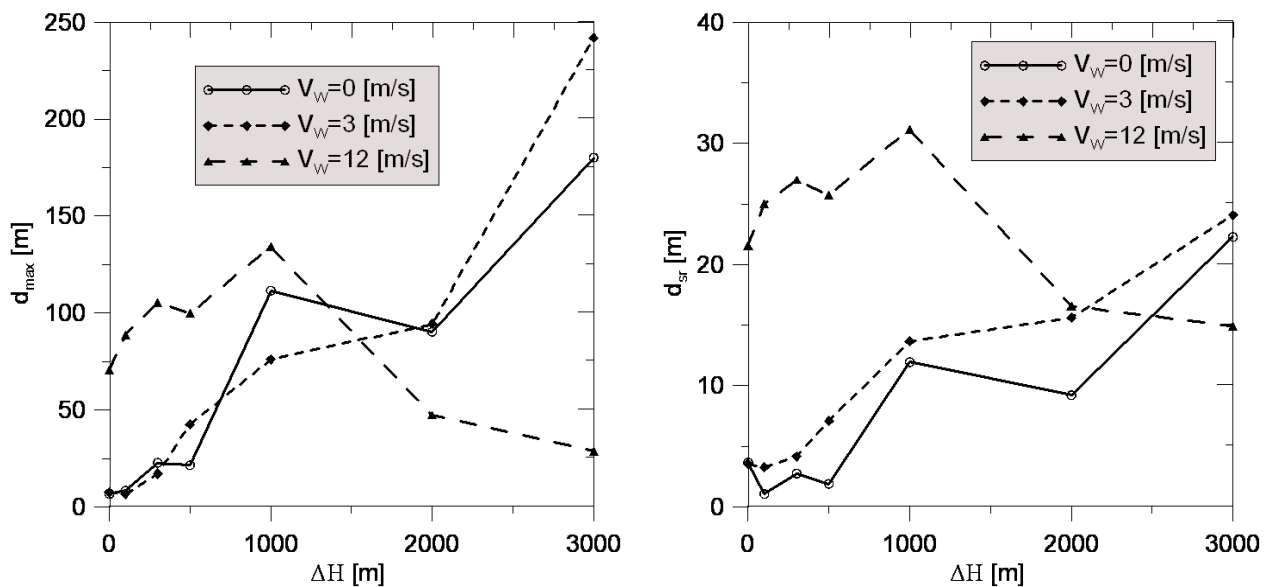


Rys. 11. Maksymalny błąd położenia samolotu dla niezgodności początkowego położenia $d_0 = 100$ m przy cyklicznych podmuchach wiatru o maksymalnej amplitudzie 3 m/s i 12 m/s

Wzrost niezgodności początkowego położenia d_0 (rys. 12) przeważnie generuje większe błędy d_{\max} i d_{sr} . Przy większych zakłóceniach istnieje punkt załamania (rys. 12), za którym następuje szybszy wzrost błędów d_{\max} i d_{sr} . Sposób obliczania błędów położenia samolotu powoduje, że jego wartość zarejestrowana w symulacjach lotu d_H przy braku zewnętrznych zakłóceń na starcie jest mniejsza od początkowej niezgodności d_0 . W sytuacji pojawienia się niedużych zakłóceń maksymalny błąd rośnie. Większe zakłócenia (12 m/s) powodują, że d_{\max} znacznie przekracza wartość d_0 .

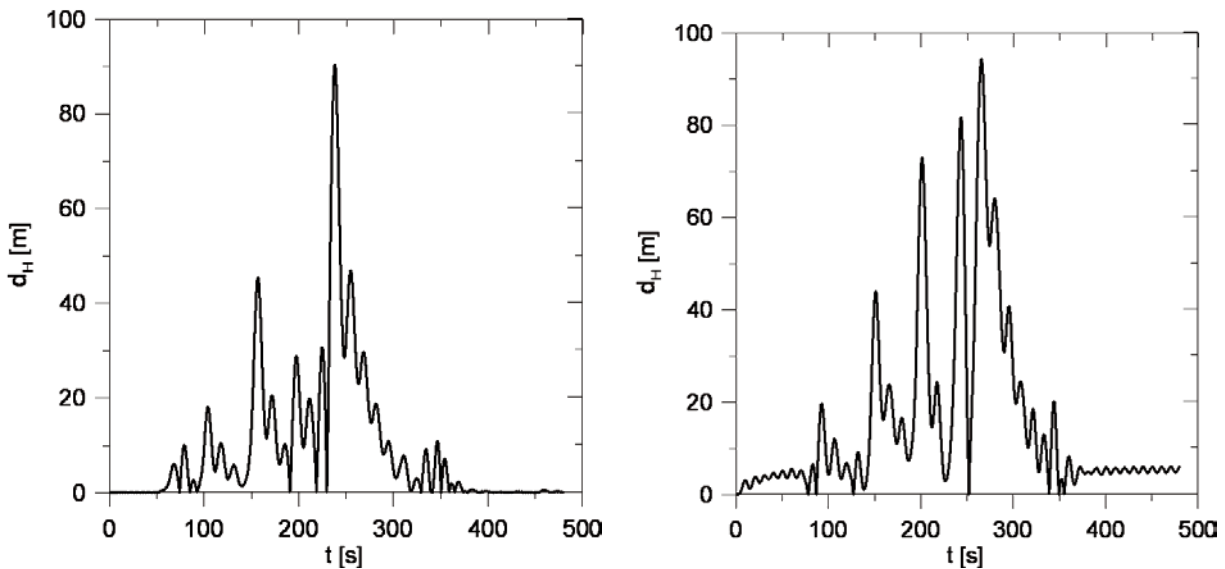


Rys. 13. Maksymalny i średni błąd położenia samolotu dla różnych wartości stałego błędu wysokości lotu

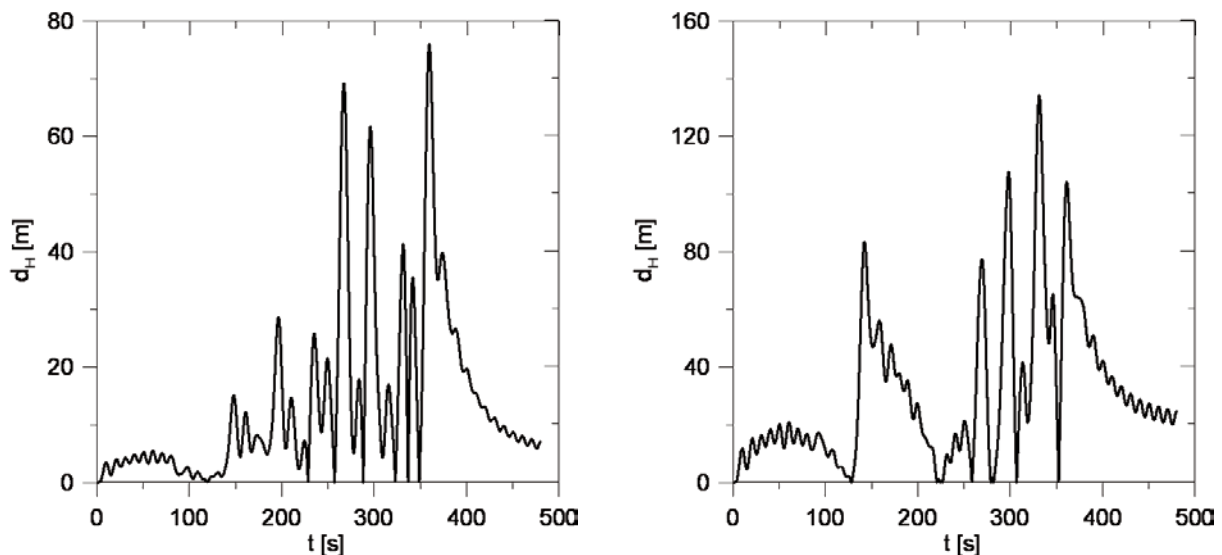


Rys. 12. Maksymalny i średni błąd położenia samolotu dla różnych wartości początkowego błędu położenia samolotu

Inną kategorią wewnętrznych błędów są niezgodności zmiennych stanu lotu trwające w całym czasie wykonywania wybranego manewru. W pracy rozpatrzono przypadek gdy w trakcie trwającego lotu została podjęta decyzja wykonania rozpatrywanego manewru na innej wysokości. Jako wartości zadane wykorzystywane były te same dane (uprzednio zamieszczone w bazie manewrów) uzyskane dla pierwotnych wartości wysokości. Jedyną modyfikacją wspomnianych danych dotyczyła dodania do zadanej wysokości w każdym punkcie trajektorii stałej wartości ΔH . Po przeprowadzeniu badań symulacyjnych okazało się, że nawet duże przyrosty wysokości lotu mieszczące się w przedziale od $\Delta H = 0$ m do $\Delta H = 3000$ m oraz dodatkowo oddziaływujący na ruch obiektu wysoki poziom zewnętrznych zakłóceń nie spowodowały większych błędów niż $d_{\max} = 242$ m (patrz wykres na rys. 13). W tych warunkach lotu obserwowano utrzymywanie się średniego błędu d_{sr} (pokazanego na rys. 13) maksymalnie wokół wartości około 25 m.



Rys. 14. Maksymalny błąd położenia samolotu dla niezgodności wysokości lotu $\Delta H = 2000$ m bez podmuchów oraz przy cyklicznych podmuchach wiatru o maksymalnej amplitudzie 3 m/s



Rys. 15. Maksymalny błąd położenia samolotu dla niezgodności wysokości lotu $\Delta H = 1000$ m przy cyklicznych podmuchach wiatru o maksymalnej amplitudzie 3 m/s i 12 m/s

Zaskakującym zjawiskiem jest znaczny spadek błędów d_{\max} i d_{sr} (rys. 13) przy najwyższych poziomach zakłóceń np. $V_W = 12$ m/s i dla największych przyrostów ΔH . Prawdopodobnym wytłumaczeniem tego faktu jest spadek gęstości powietrza na większych wysokościach co powoduje zmniejszenie wpływu podmuchów wiatru. Zmiany błędów d_H w funkcji czasu (wykresy na rys. 14 i 15) podobnie jak na rysunkach 8÷11 mają przebiegi oscylacyjne co jest związane ze zmianą w zakręcie usytuowania samolotu względem wektora prędkości wiatru. Rozkład błędów d_H w funkcji czasu dla niezgodności wysokości różni się od poprzednich wykresów położeniem maksimum, które w tych ostatnich przypadkach występują dla większych promieni zakrętów a więc przede wszystkim w drugiej części wykonywanego manewru. Innym istotnym zjawiskiem, jakie można zaobserwować na wykresach zmian błędów d_H w funkcji czasu jest wyraźny spadek tego błędu w ostatniej fazie wykonywanego manewru. Dla wszystkich badanych zmiennych stanu ostatnia chwila lotu charakteryzowała się małymi błędami d_H : dla mniejszych zakłóceń zewnętrznych na poziomie około $d_H = 6.5$ m dla większych około $d_H = 22$ m.

WNIOSKI

W oparciu o analizę wyników uzyskanych z cyfrowych symulacji automatycznie sterowanego zadanego manewru można wyciągnąć wiele wniosków stanowiących istotne wskazówki przy projektowaniu układów automatycznego sterowania ruchu samolotu wzdłuż zadanej trajektorii. Wyniki pracy mogą być również wykorzystane w zagadnieniach związanych z robotyką.

Eksperymentalna metoda doboru optymalnej strefy nieczułości stanowi oddzielne zagadnienie i wymaga pogłębionych studiów. Przewiduje się, że symulacyjne wyznaczenie szerokości strefy nieczułości jest bardzo pracochłonne. Przy różnych warunkach lotu i szerokiej gamie zakłóceń istnieją różne wartości strefy nieczułości, dla których błąd zadanego położenia jest najmniejszy. Wyniki badań strefy nieczułości zaprezentowane w pracy ograniczały się tylko dla zakłóceń od podmuchów wiatru i pozwoliły na wykrycie optymalnej szerokości tej strefy o wartości z przedziału od 1m do 2m. Już ze wstępnych badań wynika, że dla wielu innych typów zakłóceń strefa ta będzie miała inne, często większe wartości.

Wpływ błędów warunków początkowych położenia samolotu i kąta jego odchylenia oraz zmiana wysokości lotu nie stwarzają zagrożenia destabilizacji ruchu w czasie wykonania założonego manewru. Biorąc pod uwagę maksymalny zakres zmian trzech czynników stanowiących wewnętrzne zakłócenia ruchu samolotu najmniejszą wrażliwość na błędy położenia samolotu zaobserwowano dla przyrostów wysokości.

Oddzielnym zagadnieniem są badania wpływu na błędy trajektorii występowanie wielu naraz zakłóceń z obu wspomnianych kategorii łącznie z zakłóceniami zewnętrznymi. Złożonym zagadnieniem jest przeprowadzenie symulacyjnych badań w celu znalezienia granicznych konfiguracji parametrów zakłócających oraz wartości powyżej, których następuje destabilizacja automatycznie sterowanego ruchu. Opracowanie metodyki tego typu badań może w przyszłości przyczynić się do zwiększenia bezpieczeństwa lotów.

LITERATURA

- [1] **Athans M., Falb P.:** *Sterowanie optymalne, wstęp do teorii i jej zastosowania*. WNT. Warszawa 1969.
- [2] **Avanzini G.:** *Trajectory tracking for a helicopter model*. The Aeronautical Journal, No. 2, 2000, pp. 69-76.
- [3] **Baarspul M.:** *Review of Flight Simulation Techniques*. Progress in Aerospace Sciences, vol. 27, No.1, Pergamon Press, 1990.
- [4] **Graffstein J., Krawczyk M.:** *Możliwości uproszczeń układu automatycznego sterowania małym samolotem bezpilotowym*. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika Nr 56, T 2, Rzeszów, 2001.
- [5] **Graffstein J.:** *Wpływ dynamiki układu wykonawczego na ruch automatycznie sterowanego obiektu*. Materiały XI Ogólnopolskiej Konferencji Mechanika w lotnictwie, PTMTiS, Warszawa 2004.
- [6] **Graffstein J.:** *Wpływ dynamiki pomiaru prędkości kątowej na ruch automatycznie sterowanego obiektu*. Monografia Automatyzacja i eksploatacja systemów sterowania i łączności, Gdynia 2005.
- [7] **Graffstein J.:** *Wpływ charakterystyk obiektu i przebiegu jego ruchu na parametry układu stabilizacji lotu*. *Materiały XI Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w lotnictwie”*, PTMTiS, Warszawa, 2008, s. 109-126.

- [8] **Graffstein J.:** *Metoda sterowania samolotem i jej dokładność podczas ruchu wzdłuż zadanej trajektorii*. Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej, Nr 177B Gdynia, 2009, s. 79-88.
- [9] **Kaczorek T.:** *Teoria sterowania*. PWN Warszawa 1981, t. 1, 2,.
- [10] **Maryniak J.:** *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*. Mechanika w Lotnictwie. PTMTiS, Warszawa 1992.

J. Graffstein

**AN INFLUENCE OF SELECTED STATE VARIABLES ON ACCURACY
OF AIRCRAFT TRAJECTORY DURING AUTOMATICALLY
CONTROLLED MANOEUVRE**

Abstract

In the article the idea of automatic flight control, aimed at following the trajectory pre-determined by assumed profile of considered object's motion, is presented. A method of kinematic conditions synthesis for the complex spatial manoeuvre's generation is described. The example analysis is presented, where the influence of deadband's width on accuracy of flight trajectory realisation was examined by simulation. The article presents also several problems of searching for the optimal width of deadband, which guarantee the smallest error of trajectory realisation. The accuracy of aircraft's flight trajectory was examined by analysis focused on discrepancy between true values of selected state variables and their nominal values, assumed for the manoeuvre generated in advance. The error of flight trajectory realisation caused by internal disturbances, occurring simultaneously with cyclically repeating wind gusts, were analysed. Spatial errors of flight trajectory depended on the type and intensity of such disturbances, as well as on the phase of performed manoeuvre.