

DOBÓR PARAMETRÓW FUNKCJI CELU W STEROWANIU OPTYMALNYM ŚMIGŁOWCA W AUTOROTACJI

dr inż. **Przemysław BIBIK**
prof. dr hab. inż. **Janusz NARKIEWICZ**
Politechnika Warszawska

W pracy omówiono metodę doboru wartości współczynników wagowych przypisanych do elementów funkcji celu stosowanej w metodzie sterowania optymalnego śmigłowca. Dobór funkcji celu ma istotne znaczenie dla efektywności opracowanej metody sterowania śmigłowca w sytuacjach awaryjnych wynikających z niedoboru mocy rozporządkalnej.

WPROWADZENIE

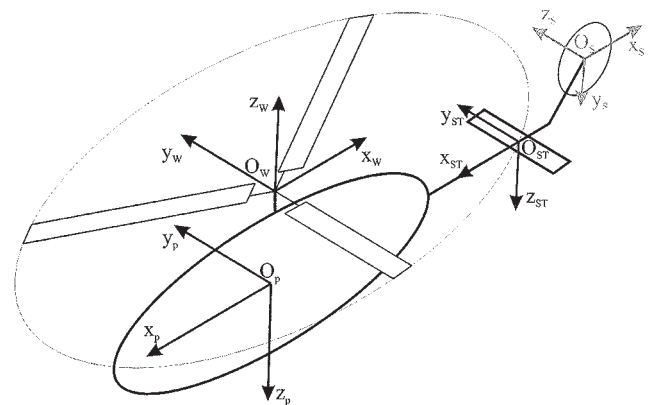
Sterowanie śmigłowca w sytuacjach awaryjnych jest przedmiotem badań prowadzonych od wielu lat w wielu ośrodkach naukowych na całym świecie [4], [7÷10], [12÷15]. Badania nad tym zagadnieniem prowadzone są także w Politechnice Warszawskiej. Zagadnienie sterowania śmigłowca w autorotacji jest niezwykle istotne z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu. Optymalizacja sterowania w sytuacjach awaryjnych może prowadzić do zmniejszenia stref H-V, a tym samym do zwiększenia obszaru bezpiecznych lotów śmigłowców. Opracowanie metody i algorytmu optymalnego sterowania w lotach awaryjnych może również być przydatne dla opracowania układów wspomagających pilota w czasie manewrów awaryjnych oraz dla budowy symulatorów lotu do bezpiecznego i efektywnego treningu manewrów awaryjnych. Wzrasta także zapotrzebowanie na układy sterowania do śmigłowców bezałogowych realizujących automatycznie manewry awaryjne, w tym lądowanie autorotacyjne.

Głównym celem badań wykonywanych ostatnio w Politechnice Warszawskiej było opracowanie metody sterowania pozwalającej na zmniejszenie strefy H-V dwusilnikowego śmigłowca jednowirnikowego. Do badań wybrano śmigłowiec PZL Mi-2Plus.

MODEL SYMULACYJNY ŚMIGŁOWCA

Do badań metod sterowania opracowano symulacyjny model śmigłowca o ośmiu stopniach swobody. Nieodkształcalny kadłub śmigłowca ma 6 stopni swobody (trzy przemieszczenia i trzy obroty). Dodatkowymi, niezbędnymi w badaniach sytuacji związanych z niedoborem mocy rozporządkalnej, stopniami swobody są: prędkość obrotowa wirnika nośnego oraz moc rozporządkalna zespołu napędowego.

Podział śmigłowca na podzespoły wyodrębnione w celach modelowania przedstawiono na rysunku 1.



Rys. 1. Podział śmigłowca na modelowane podzespoły

W modelu fizycznym śmigłowca wyodrębniono następujące podzespoły: kadłub, wirnik nośny, śmigło ogonowe, zespół napędowy oraz statecznik poziomy. Wszystkie elementy śmigłowca modelowano jako nieodkształcalne.

Wirnik nośny ma głowicę przegubową. W modelu uwzględniono przeguby poziomy i osiowy. Ze względu na charakter prowadzonych badań pominięto przegub pionowy – odchyleń. W układzie kinematycznym łopat uwzględniono sprzężenia ruchów wahań i przekreńceń.

Prędkość indukowaną wirnika nośnego modelowano wg metody Glauerta, uwzględniono również wpływ bliskości ziemi na prędkość indukowaną. Obciążenia aerodynamiczne modelowano jako quasi-stacjonarne, obliczane metodą pasową dla lokalnych wartości prędkości napływu oraz kąta natarcia w poszczególnych przekrojach łopaty. Uwzględniono liniowe skrócenie geometryczne łopaty wirnika nośnego.

Istotnym elementem prowadzonych prac było wypracowanie analitycznych zależności opisujących wahania łopaty wirnika nośnego. W modelowaniu wirnika nośnego uwzględniono także zmienną prędkość obrotową.

Model śmigła ogonowego powstał jako modyfikacja modelu wirnika nośnego. Konieczność modyfikacji modelu wynikała z odmiennej budowy głowicy śmigła ogonowego – w modelowanym śmigłowcu śmigło ogonowe ma budowę huśtawkową. Łopaty śmigła ogonowego nie są skrócone geometrycznie. W modelu głowicy uwzględniono sprzężenie wahań z przekręceniami. W opływie śmigła ogonowego uwzględniono napływ strumienia wynikający z prędkości indukowanej wirnika nośnego. Prędkość indukowaną modelowano metodą Glauerta. Obciążenia aerodynamiczne również obliczane były metodą pasową.

Kadłub śmigłowca modelowano jako nieodkształcalny. Opływ kadłuba modelowano jako trójwymiarowy. Obciążenia obliczano korzystając ze współczynników aerodynamicznych uzyskanych z badań modelu kadłuba w tunelu aerodynamicznym w Instytucie Lotnictwa.

W modelu śmigłowca uwzględniono również statecznik poziomy, modelowany jako płat o zadanych własnościach aerodynamicznych. W opływie statecznika poziomego został uwzględniony strumień pochodzący od wirnika nośnego. Statecznik poziomy może zmieniać kąt nastawienia w funkcji kąta skoku ogólnego wirnika nośnego.

Równania ruchu przestrzennego śmigłowca zostały przeprowadzone z zasady d'Alemberta.

Działanie zespołu napędowego po awarii opisano równaniem układu inercjalnego pierwszego rzędu.

Równania mechaniki lotu śmigłowca, silnika oraz wirnika nośnego uzupełniono równaniami kinematycznymi ruchu kadłuba względem układu związanego z ziemią.

Wektor stanu śmigłowca (1) składa się z 14 elementów: składowe prędkości liniowej i kątowej kadłuba, prędkości obrotowej wirnika nośnego, moc rozporządzalna napędu, kąty orientacji przestrzennej kadłuba oraz położenie przestrzenne śmigłowca.

$$\mathbf{x} = [\mathbf{v}, \omega, \Omega, P_s, \Phi, \Theta, \Psi, \mathbf{x}_g]^T. \quad (1)$$

Wektor zmiennych sterujących śmigłowca (2) składa się z czterech elementów: kąta skoku ogólnego oraz dwóch kątów skoku cyklicznego wirnika nośnego, oraz kąta skoku ogólnego śmigła ogonowego.

$$\mathbf{u} = [\theta_{0W}, \theta_{1W}, \theta_{2W}, \theta_S]^T. \quad (2)$$

Opracowany model matematyczny zaprogramowano w środowisku MATLAB. Tak powstał model symulacyjny zweryfikowano przez porównanie z wynikami badań w locie.

METODA STEROWANIA

Do sterowania śmigłowca w autorotacji wybrano metodę sterowania optymalnego. W sterowaniu optymalnym, wartości zmiennych sterujących obliczone są jako wynik minimalizacji funkcji celu, przy nałożonych na układ ograniczeniach. Wybrano funkcję celu (3) zależy od wektora stanu lotu śmigłowca w chwili czasu :

$$J = F(\mathbf{x}_k). \quad (3)$$

Sterowanie realizowano w czasie dyskretnym. Wektor stanu w chwili t_{k+1} obliczany jest z wykorzystaniem wektora stanu w chwili poprzedniej t_k i dyskretyzowanych równań ruchu śmigłowca:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + \mathbf{f}(t_k, \mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k + \Delta \mathbf{u}_k) \Delta t. \quad (4)$$

W metodzie przyjęto stały krok czasu Δt . W algorytmie sterowania obliczana jest zmiana sterowania $\Delta \mathbf{u}_k$, zapewniająca minimalizację funkcji celu J przy jednoczesnym spełnieniu nałożonych na układ ograniczeń.

Ograniczenia nałożone są zarówno na wartości zmiennych sterujących oraz na wartości zmiennych stanu śmigłowca:

$$\mathbf{u}_{k+1} \in (\mathbf{u}_{\min}, \mathbf{u}_{\max}), \quad (5)$$

$$\mathbf{x}_{k+1} \in (\mathbf{x}_{\min}, \mathbf{x}_{\max}). \quad (6)$$

Ograniczenia zmiennych sterujących wynikają z budowy układu sterowania i obowiązują w trakcie całego symulowanego lotu. Ograniczenia zmiennych stanu wynikają po części z ograniczeń podanych przez producenta w instrukcji użytkownika, a po części są efektem przeprowadzonych symulacji. W prezentowanej metodzie sterowania przyjęto, że ograniczenia zmiennych stanu mogą zmieniać się w trakcie symulacji lotu śmigłowca.

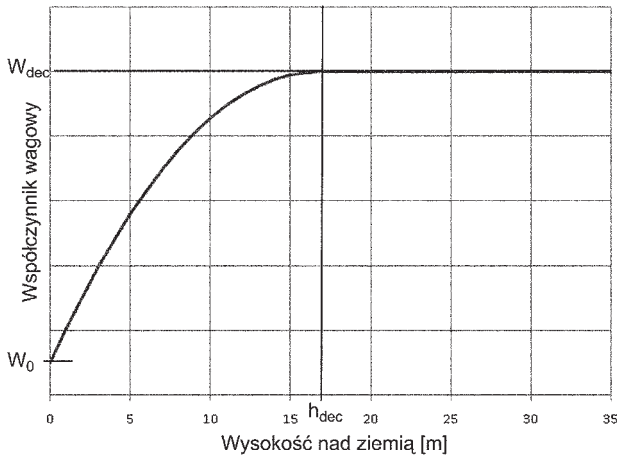
Funkcja celu przyjęta dla symulacji lądowania autorotacyjnego jest ważoną sumą kwadratów wybranych, znormalizowanych zmiennych stanu:

$$J = W_\Omega \left(\frac{\Omega - \Omega_0}{\Omega_{norm}} \right)^2 + W_U \left(\frac{U}{U_{norm}} \right)^2 + W_V \left(\frac{V}{V_{norm}} \right)^2 + W_W \left(\frac{W}{W_{norm}} \right)^2 + W_P \left(\frac{P}{P_{norm}} \right)^2 + W_Q \left(\frac{Q}{Q_{norm}} \right)^2 + W_R \left(\frac{R}{R_{norm}} \right)^2 \quad (7)$$

Normalizacja składowych funkcji celu jest niezwykle istotna ze względu na zapewnienia pożądanego wpływu poszczególnych zmiennych stanu na wartość funkcji stanu oraz efektywność obliczeń numerycznych. Zwiększenie, lub zmniejszenie wpływu wybranych elementów na wartość funkcji celu uzyskuje się przez przypisanie im odpowiednich współczynników wagowych.

W opracowanej metodzie współczynniki wagowe oraz funkcje ograniczeń mogą zmieniać się w różnych fazach lotu, w czasie od wystąpienia awarii do lądowania, co pozwala na dopasowanie ich do założonych celów sterowania w poszczególnych etapach lotu. Na przykład, w przypadku awarii silnika na dużej wysokości istotne jest przede

wszystkim zapobieżenie hamowaniu wirnika. Inaczej jest w fazie przyziemienia, gdy należy rozproszyć zgromadzoną w wirniku energię, a więc wyhamować jego prędkość obrotowej. Stąd też przyjęto, że powyżej pewnej wysokości, nazwanej wysokością decyzyjną h_{dec} współczynniki wagowe funkcji celu oraz ograniczenia zmiennych stanu nie zmieniają się. Po przekroczeniu h_{dec} następuje stopniowa zmiana współczynników wagowych (paraboliczna) oraz ograniczeń w taki sposób, aby w momencie przyziemienia osiągnąć żądane wartości (rys. 2).



Rys. 2. Przebieg wartości przykładowego współczynnika wagowego

W przeprowadzonych symulacjach założono, że włączenie algorytmu sterowania optymalnego następuje po czasie $t_r = 0,5$ s od chwili wystąpienia awarii. Czas ten odpowiada czasowi reakcji pilota. W czasie $0 < t < t_r$ zmienne sterujące nie zmieniają się.

WYNIKI SYMULACJI

Opracowaną metodę sterowania zastosowano w opracowanym modelu symulacyjnym śmigłowca jednowirnikowego PZL Świdnik Mi-2Plus o masie startowej 3550kg.

W pierwszej fazie badań model symulacyjny śmigłowca Mi-2Plus został zweryfikowany przez porównanie wynikami prób w locie.

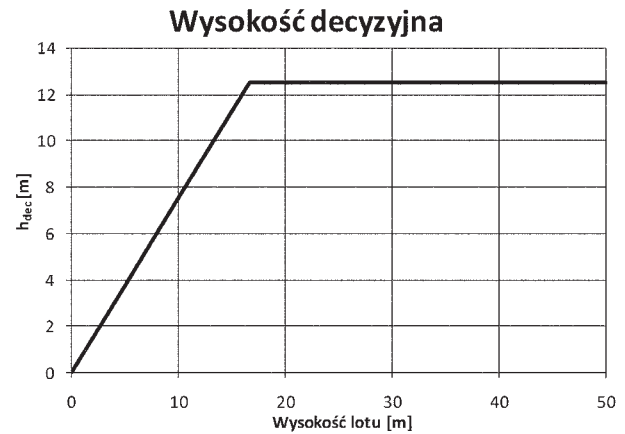
Następnie przeprowadzono obliczenia na podstawie których dokonano doboru współczynników wagowych poszczególnych elementów funkcji celu (4).

Poniżej omówiono wyniki obliczeń wybranych współczynników wagowych występujących w funkcji celu.

Badano sterowanie śmigłowcem po awarii zespołu napędowego występującej na różnych wysokościach w zawisie oraz w locie poziomym z prędkościami poziomymi od zera do 30 m/s.

Wysokość decyzyjna

Po przeprowadzeniu szeregu symulacji lądowań autorotacyjnych przyjęto, że wysokość decyzyjna wynosi 12,5 m (dla awarii powstałych powyżej 16,67 m nad ziemią) i 75% wysokości początkowej (dla awarii zaistniałych na wysokościach mniejszych niż 16,67 m nad ziemią) (rys. 3). W rozpatrywanych stanach lotu (loty z małymi prędkościami) takie wartości wysokości decyzyjnej dały najlepsze rezultaty.



Rys. 3. Wykres wysokości decyzyjnej w funkcji wysokości lotu, na której wystąpiła awaria

Dobór współczynnika wagowego prędkości pionowej w końcowej fazie lotu W_{W0}

Przedstawione wyniki dotyczą symulacji sterowania po awarii zespołu napędowego w zawisie na wysokości 25 m nad ziemią.

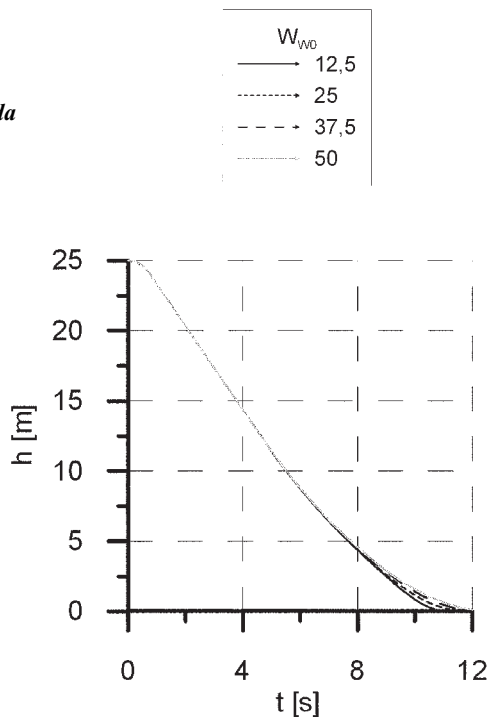
W tabeli 1 podano wartości współczynników wagowych przyjmowane do obliczeń. W każdej z prób zmieniano tylko wybrany współczynnik oznaczony *var*, badając jego wpływ na wybrane zmienne stanu w różnych fazach lotu. W przypadku autorotacji szczególne znaczenie miały prędkość kątowna wirnika oraz prędkości i kąty orientacji podczas przyziemienia.

Tabela 1.

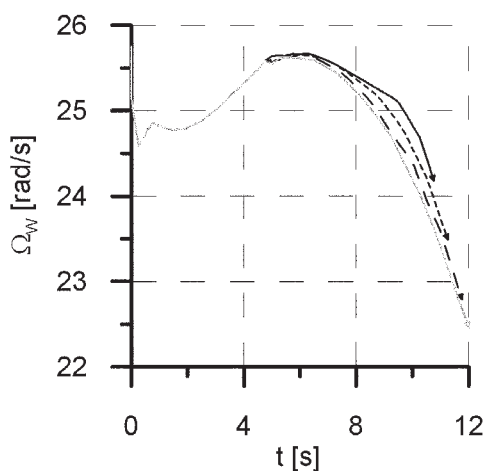
Współczynnik	Dla $h > h_{dec}$	Dla $h = 0$
W_{Ω}	15	0
W_U	1	10
W_V	7,5	7,5
W_W	0,5	var
W_P	100	150
W_Q	75	150
W_R	100	250

Obliczenia przeprowadzono dla czterech wartości współczynnika W_{W0} : 12,5; 25; 37,5; 50. Wpływ wartości współczynnika na wybrane zmienne stanu zaprezentowano na rysunkach 4÷6.

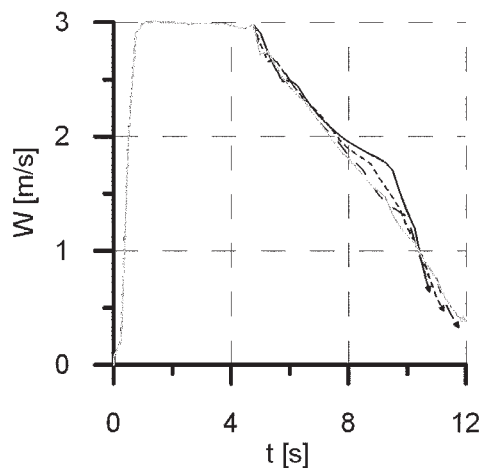
Legenda



Rys. 4. Wpływ wartości współczynnika W_{W0} na wysokość lotu



Rys. 5. Wpływ wartości współczynnika W_{W0} na prędkość obrotową wirnika



Rys. 6. Wpływ wartości współczynnika W_{W0} na pionową prędkość lotu

Przedstawione w funkcji czasu zmiany wysokości, prędkości kątowej wirnika oraz prędkości opadania są charakterystyczne dla autorotacji z zawisu. Na rysunku 5 zaobserwować można gwałtowny spadek prędkości obrotowej wirnika śmigłowca poprzedzający reakcję pilota. Następnie algorytm sterujący zmniejsza kąt skoku ogólnego, co powoduje wejście śmigłowca w opadanie. Zmniejszony kąt skoku łopaty oraz dodatkowy napływ powietrza na wirnik, wynikający z opadania, skutkują rozpędzeniem wirnika. Na przedstawionym na rysunku 6 przebiegu pionowej prędkości lotu bardzo dobrze widoczna jest zmiana funkcji celu sterowania po przekroczeniu wysokości decyzyjnej 12,5 m. Poniżej tej wysokości w prezentowanym przykładzie następuje płynny wzrost współczynnika W_W aż do wartości W_{W0} . Na rysunku 6 widać również iż najmniejszą prędkość przyziemienia otrzymano dla wartości współczynnika $W_{W0} = 37,5$.

Dobór współczynnika wagowego prędkości poziomej lotu w końcowej fazie lotu $W_{u_{dec}}$

Wyniki tej części badań dotyczą symulacji lądowania autorotacyjnego z lotu poziomego z prędkością 15m/s na wysokości 25 m nad ziemią.

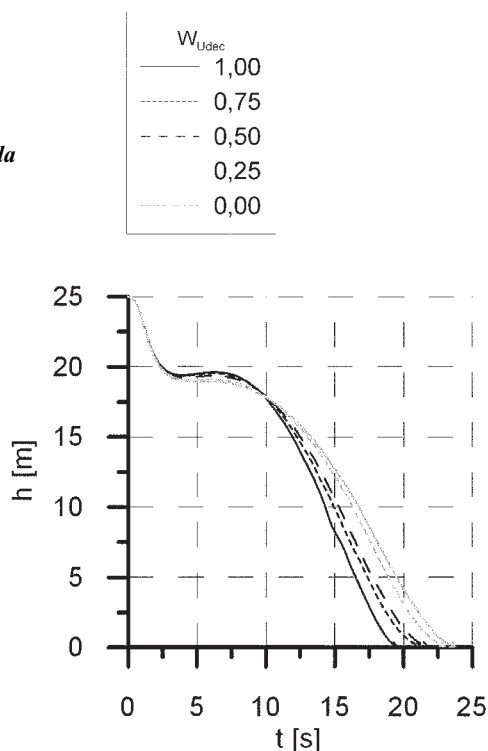
Przyjęte wartości współczynników wagowych elementów funkcji celu podano w tabeli 2.

Tabela 2.

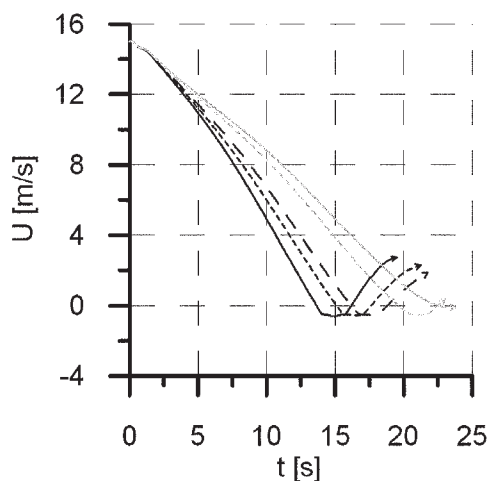
Współczynnik	Powyżej h_{dec}	Poniżej h_{dec}
W_{Ω}	15	0
W_U	var	10
W_V	7,5	7,5
W_W	0,5	37,5
W_P	100	150
W_Q	75	150
W_R	100	250

Obliczenia przeprowadzono dla pięciu wartości współczynnika $W_{u_{dec}}$: 0; 0,25; 0,5; 0,75 i 1,0. Wyniki symulacji przedstawiono na rysunkach 7÷10.

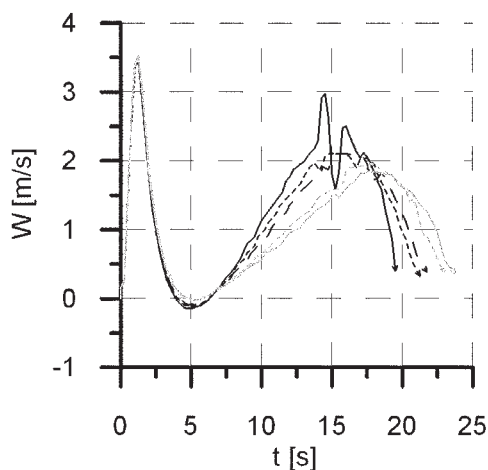
Legenda



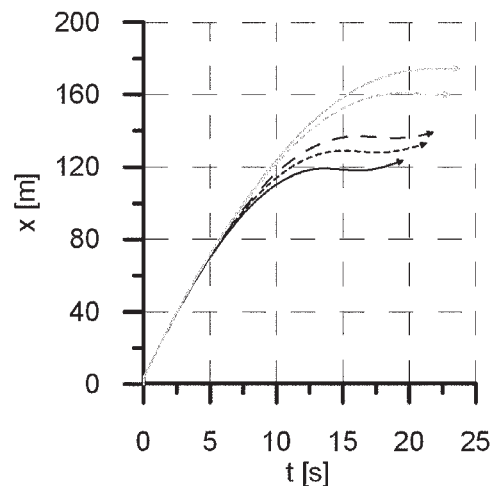
Rys. 7. Wpływ wartości współczynnika W_{udec} na wysokość lotu



Rys. 8. Wpływ wartości współczynnika W_{udec} na poziomą prędkość lotu



Rys. 9. Wpływ wartości współczynnika W_{udec} na pionową prędkość lotu



Rys. 10. Wpływ wartości współczynnika W_{udec} na odległość punktu lądowania od punktu wystąpienia awarii

W przypadku autorotacji z lotu poziomego, trudniej jest wskazać wartość współczynnika W_{udec} dającą najlepsze rezultaty. Pionowa prędkość przyziemienia dla wszystkich badanych przypadków właściwie się nie różni. Różne są natomiast prędkości poziome przyziemienia. Dla $W_{udec} > 0$ na pewnej wysokości nad ziemią śmigłowiec przechodzi do opadania pionowego (a nawet lotu do tyłu), po czym znów rozpędza się do lotu poziomego z małą prędkością. Wartość końcowa prędkości poziomej lotu w badanym przypadku zależy od wysokości, z jakiej wykonywana jest autorotacja.

Dodatkowym kryterium doboru wartości współczynnika W_{udec} może być czas trwania manewru lub minimalizacja odległości punktu wystąpienia awarii i punktu przyziemienia (rys. 10).

Dobór współczynnika wagowego prędkości kątowej pochylania w końcowej fazie lotu W_{Q0} .

Wyniki tej części badań dotyczą symulacji lądowania autorotacyjnego z zawisu na wysokości 25 m nad ziemią.

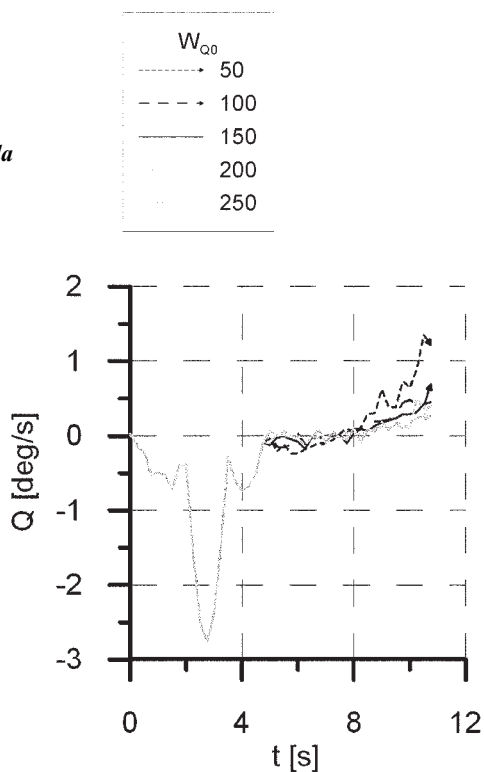
Przyjęte wartości współczynników wagowych elementów funkcji celu podano w tabeli 3.

Tabela 3.

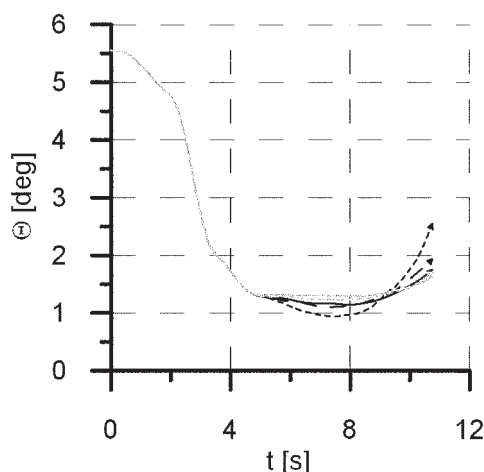
Współczynnik	Powyżej h_{dec}	Poniżej h_{dec}
W_{Ω}	15	0
W_U	1	10
W_V	7,5	7,5
W_W	0,5	37,5
W_P	100	150
W_Q	75	var
W_R	100	250

Obliczenia przeprowadzono dla pięciu wartości współczynnika W_{Q0} : 50; 100; 150; 200 i 250. Wyniki symulacji przedstawiono na rysunkach 11÷12.

Legenda



Rys. 11. Wpływ wartości współczynnika W_{Q0} na prędkość pochylania



Rys. 12. Wpływ wartości współczynnika W_{Q0} na kąt pochylenia

Wartość współczynnika W_{Q0} wpływa na zmiany kąta pochylenia śmigłowca w końcowej fazie lotu. Im większa wartość współczynnika, tym jest mniejsza prędkość pochylania, co wyraźnie jest widoczne na rysunku 11. Zmniejsza się także kąt pochylenia śmigłowca w momencie przyziemienia (rys. 12)).

PODSUMOWANIE

W trakcie prowadzonych badań lądowania autorotacyjnego śmigłowca badano symulacyjnie wpływ wartości współczynników wagowych występujących w funkcji celu w metodzie sterowania optymalnego na zachowanie modelu symulacyjnego w różnych stanach i fazach lotu autorotacyjnego. Wykonane obliczenia potwierdzają wrażliwość metod sterowania optymalnego na przyjęte wartości współczynników wagowych. Możliwy jest taki dobór wartości

współczynników wagowych, aby uzyskać pożądane zachowanie śmigłowca w locie.

Kolejnym etapem badań powinno być opracowanie zautomatyzowanych procedur doboru współczynników wagowych. Opracowanie takich procedur umożliwi dobór parametrów funkcji celu sterowania dla różnych typów śmigłowców.

Podziękowania

Prezentowane wyniki uzyskane zostały podczas realizacji grantu promotorskiego Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego nr 4 T12D 061 28 „Sterowanie śmigłowcem w fazie lądowania”.

BIBLIOGRAFIA

- [1] **Bibik P.:** *Sterowanie śmigłowca w lotach z małymi prędkościami*. Rozprawa doktorska. Politechnika Warszawska, Warszawa 2008.
- [2] **Aponso B. L., Bachelder E. N.:** *An Autorotation Flight Director for Helicopter Training*. American Helicopter Society 59th Annual Forum, Phoenix, Arizona, May 6-8, 2003.
- [3] **Aponso B. L., Lee D., Bachelder E. N.:** *Evaluation of a Rotorcraft Autorotation Training Display on a Commercial Flight Training Device*. 61st American Helicopter Society Annual Forum, Grapevine, TX, June 1-3, 2005.
- [4] **Bottasso C. L., Croce A., Leonello D., Riviello L.:** *Optimization of Critical Trajectories for Rotorcraft Vehicles*. Journal of the AHS, April 2005.
- [5] **Gutowski R.:** *Mechanika analityczna*. Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Warszawa 1971.
- [6] *Instrukcja użytkowania w locie śmigłowca Mi-2*. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik.
- [7] **Johnson W.:** *Helicopter Optimal Descent and Landing After Power Loss*. NASA Technical Memorandum, TM 73244, May, 1977.
- [8] **Lee A. Y., Bryson A. E., Hindson W. W.:** *Optimal Landing of a Helicopter in Autorotation*. Journal of Guidance, vol. 11, no. 1, January-February, 1988.
- [9] **Letnikov V. B.:** *An Analytical Study of the Helicopter Flight Safety under an Engine Failure in Proximity of Ground*.
- [10] **Masłowski P., Narkiewicz J.:** *Optimal Control of Helicopter Motion in Vertical Autorotation Decent*. I Krajowe Forum Wroplotowe, Warszawa 1995. Prace Instytutu Lotnictwa nr 2-3/97.
- [11] **Okuno Y., Kawachi K.:** *Optimal Takeoff of a Helicopter for Category A V/STOL Operations*. Journal of Aircraft, vol. 30, no. 2, March-April, 1993.

- [12] **Okuno Y., Kawachi K.:** *Optimal Control of Helicopter Following Power Failure*. Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 17, no. 1, January-February, 1994.
- [13] **Zhao Y., Chen R. T. N.:** *Critical Considerations for Helicopters During Runway Takeoffs*. Journal of Aircraft, vol. 32, no. 4, July-August, 1995.
- [14] **Zhao Y., Jhemi A. A., Chen R. T. N.:** *Optimal Vertical Takeoff and Landing Helicopter Operation in One Engine Failure*. Journal of Aircraft, vol. 33, no. 2, March-April, 1996.
- [15] **Zhao Y., Carlson E. B., Jhemi A. A., Chen R. T. N.:** *Optimization of Rotorcraft Flight in Engine Failure*. 56th American Helicopter Society Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, May 2-4, 2000.
- [16] **Zhao Y., Sharma V., Chen R. T. N., Hindson W. S.:** *Optimal OEI Clear Heliport Operation of a Multi-engine Helicopter*. 51st American Helicopter Society Annual Forum, Fort Worth, TX, May 9-11, 1995.
- [17] **Zhao Y., Sharma V., Chen R. T. N.:** *Optimal Sideways Operation of a Category-A Helicopter from an Elevated Helipad*. 52nd American Helicopter Society Annual Forum, Washington, DC, June 4-6, 1996.

P. Bibik, J. Narkiewicz

SELECTION OF COST FUNCTION PARAMETERS IN OPTIMAL CONTROL OF HELICOPTER AUTOROTATION

Summary

The research concerns helicopter optimal control after power failures. Methodology for selection weighting factors in cost function within optimal control method is presented. Several simulation results show the influence of weighting factors on performance of model of Mi-2Plus helicopter in autorotation from starting from hover and from level flight.

П. Бибик, Я. Наркевич

ПОДБОР ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИИ ЦЕЛЯ В ОПТИМАЛЬНОМ УПРАВЛЕНИИ ВЕРТОЛЕТА В АВТОРОТАЦИИ

Резюме

Оговорено метод подбора значений весовых коэффициентов приписанных к элементам функции цели используемой в методе оптимального управления вертолета. Подбор параметров функции цели имеет существенное значение для эффективности разработанного метода управления вертолетом в аварийных ситуациях, причиной которых является нехватка мощности.