

## ANALIZA MOŻLIWOŚCI ZMNIEJSZENIA NIEBEZPIECZNEJ STREFY H-V W ZAWISIE I LOCIE PIONOWYM ŚMIGŁOWCA

CEZARY KAMIŃSKI  
JANUSZ NARKIEWICZ

*Politechnika Warszawska*

Opracowano program komputerowy modelujący przebieg pionowego lądowania autorotacyjnego śmigłowca uwzględniający możliwość awarii jednego lub dwu silników. Zbadano wpływ momentu bezwładności i początkowej prędkości kątowej wirnika nośnego oraz sposobu sterowania kątem skoku ogólnego na charakterystyki pionowej autorotacji śmigłowca. Wykazano możliwość zmniejszenia prędkości przyziemienia przez dobór sposobu sterowania.

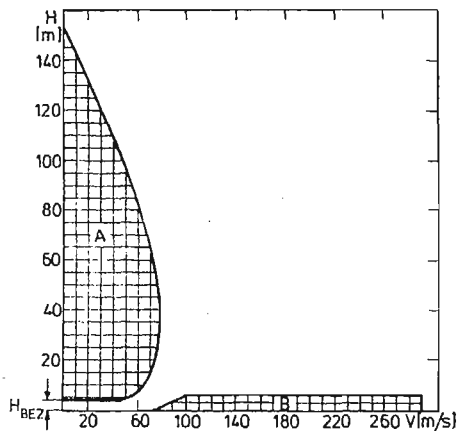
### Wykaz ważniejszych oznaczeń

- $A$  — powierzchnia wirnika [m<sup>2</sup>],  $A = \pi R^2$ ,
- $a = \frac{dc}{d\alpha_L}$
- $AR$  — odległość początku czynnej aerodynamicznie części łopaty od osi obrotu [m],
- $BR$  — odległość końca aerodynamicznie czynnej części łopaty od osi obrotu [m],
- $c$  — ekwiwalentna cięciwa łopaty [m],
- $C_T$  — współczynnik siły ciągu,  $C_T = \frac{T}{\rho \Omega^2 R^2}$ ,
- $C_{XS}$  — współczynnik oporu kadłuba [-],
- $D(r)$  — lokalna wielkość aerodynamicznej siły oporu elementu łopaty [N/m],
- $e$  — odległość przegubu poziomego od osi obrotu [m],
- $H$  — wysokość lotu [m],
- $H_{BEZ}$  — bezpieczna wysokość zawisu śmigłowca [m],
- $I_R$  — moment bezwładności wirnika wzg. osi obrotu [kgm<sup>2</sup>],
- $L(r)$  — lokalna wielkość siły nośnej elementu łopaty [N/m],
- $M$  — masa śmigłowca [kg],
- $N$  — liczba łopat,
- $r$  — współrzędna przekroju wzdłuż łopaty [m],
- $R$  — promień wirnika [m],
- $S$  — powierzchnia odniesienia kadłuba [m<sup>2</sup>],

- $T$  — ciąg wirnika [N],  
 $T_\infty$  — ciąg wirnika bez wpływu ziemi  $N$ ,  
 $U_p$  — prędkość przepływu powietrza przez wirnik [m/s],  $U_p = \dot{y} - V_i$ ,  
 $U_T(r)$  — składowa prędkość opływu elementu łopaty w płaszczyźnie obrotów [m/s],  
 $U_T = \Omega r$ ,  
 $U(r)$  — lokalna wypadkowa prędkość opływu elementu łopaty [m/s],  
 $V_i$  — prędkość indukowana [m/s],  
 $V_B$  — prędkość indukowana w zawisie [m/s],  
 $Z$  — wysokość wirnika nad ziemią [m],  
 $\alpha(r)$  — lokalny kąt natarcia elementu łopaty [rad],  
 $\phi(r)$  — indukowany kąt natarcia elementu łopaty [rad],  
 $\Theta(r)$  — lokalny kąt nastawienia elementu łopaty wzg. płaszczyzny obrotów [rad],  
 $\Theta(r) = \Theta_s(r) + \Theta_0$ ,  
 $\Theta_s(r)$  — lokalny kąt skręcenia geometrycznego łopaty [rad],  
 $\Theta_0$  — kąt skoku ogólnego [rad],  
 $\Omega(t)$  — chwilowa prędkość kątowa wirnika [rad/s],  
 $\rho$  — gęstość powietrza [kg/m<sup>3</sup>],  
 $\sigma$  — współczynnik wypełnienia wirnika [-],  $\sigma = \frac{RcN}{A}$ ,  
 $\lambda$  — współczynnik przepływu przez wirnik [-].

## 1. Wstęp

Możliwość wykonywania zadań przy zerowych i małych prędkościach lotu postępowego jest charakterystyczną cechą śmigłowców. Wykorzystanie śmigłowców w tym zakresie prędkości podlega ograniczeniom, które zazwyczaj ilustruje wykres H-V (Rys. 1). Obszary *A* i *B* określają stany lotu, z których nie jest możliwe bezpieczne lądowanie śmigłowca w przypadku awarii zespołu napędowego. Awaria zespołu napędowego w strefie



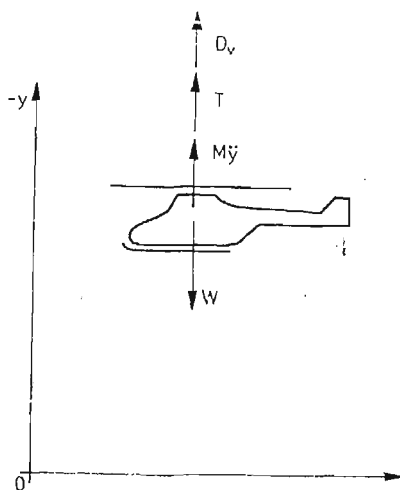
Rys. 1

*A* grozi katastrofą z uwagi na brak możliwości wyhamowania pionowej prędkości śmigłowca do wielkości dopuszczalnej ze względu na wytrzymałość konstrukcji. Awaria w strefie *B* (mała wysokość — duża prędkość) grozi uszkodzeniem śmigła ogonowego podczas próby wyhamowania prędkości lotu do wielkości dopuszczalnej dla przyziemienia poprzez „zadarcie” śmigłowca lub zmusza do przyziemienia z prędkością większą od dopuszczalnej. Istnieją jednak sytuacje, kiedy śmigłowiec musi być eksploatowany wewnątrz tych stref. Eksploatacja w strefie *A* występuje podczas wszelkich prac dźwigowych z ładunkiem zewnętrznym prowadzonych w zawisie lub podczas startu i lądowania na małych lądowiskach otoczonych wysokimi przeszkodami. Obecna taktyka lotu śmigłowców wojskowych, charakteryzująca się lotem tuż przy powierzchni ziemi z dużą prędkością postępową, wymaga częstego wchodzenia w strefę *B*. Zmniejszenie lub likwidacja niebezpiecznych obszarów wykresu H-V istotnie zwiększyłoby bezpieczeństwo eksploatacji śmigłowców. Dlatego w wielu ośrodkach na świecie przeprowadza się badania mające na celu ograniczenie tych stref. W pracach [1], [2] podano szereg teoretycznie możliwych sposobów ograniczenia obszarów niebezpiecznych H-V. Jednak ze względu na ogólne bezpieczeństwo lotu, osiągi, stateczność i sterowność zastosowanie większości proponowanych tam sposobów wydaje się obecnie mało prawdopodobne.

W niniejszej pracy rozpatrzono możliwości zwiększenia bezpiecznej wysokości  $H_{BEZ}$  (Rys. 1) użytkowania śmigłowca w zawisie przy ziemi tzn. przesunięcia w górę dolnej strefy *A* wykresu H-V. W przypadku awarii zespołu napędowego śmigłowca podczas lotu pionowego lub zawisu na małej wysokości bezpiecznym lądowaniem może być tylko pionowe lądowanie autorotacyjne [3]. Dlatego opracowano program komputerowy modelujący przebieg takiego lądowania.

## 2. Ruch śmigłowca

W przyjętym modelu fizycznym śmigłowiec traktuje się jako ciało sztywne, poruszające się w spokojnej atmosferze, wzdłuż osi pionowej  $Oy$ . Podczas opadania autorotacyjnego



Rys. 2

na śmigłowiec działają: siła bezwładności, siła ciężkości  $W$ , ciąg wirnika nośnego  $T$  i pionowy opór aerodynamiczny  $D_v$ . Kierunki działania tych sił przechodzą przez środek ciężkości śmigłowca (Rys. 2). Równanie ruchu śmigłowca ma postać:

$$M\ddot{y} = W - T - D_v. \quad (1)$$

Siłę oporu aerodynamicznego określa się z zależności:

$$D_v = 0.5SC_{xv}U_p^2 \left( \frac{U_p}{|U_p|} \right). \quad (2)$$

### 3. Ruch wirnika nośnego

Podczas opadania autorotacyjnego prędkość kątowa wirnika zależy od stanu lotu i sposobu sterowania kątem skoku ogólnego łopaty. Równanie ruchu obrotowego wirnika przyjęto w postaci:

$$I_R \dot{\Omega} = Q + fQ_s \quad (3)$$

gdzie:

$Q$  — moment sił aerodynamicznych działających na łopaty wirnika,

$Q_s$  — moment na wirniku od pracującego silnika.

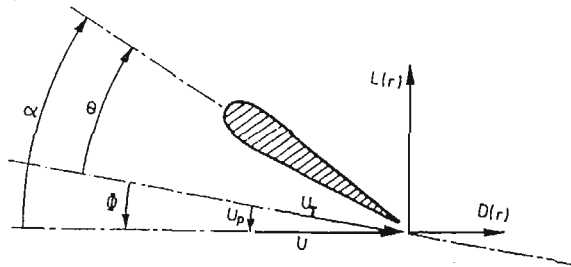
Przewidziano możliwość awarii obu silników  $f = 0$  lub awarii jednego silnika  $f = 1$ . W przypadku awarii jednego silnika drugi silnik osiąga moc maksymalną po czasie  $t_w$ . Przyjęto liniowy przyrost mocy w tym czasie.

### 4. Obciążenie wirnika nośnego

Obciążenia aerodynamiczne wirnika nośnego obliczone są metodą elementu łopaty w oparciu o quasistacjonarny dwuwymiarowy model opływu (Rys. 3). Współczynniki aerodynamiczne wyznaczone są z nieliniowych charakterystyk aerodynamicznych profilu dla kąta natarcia odpowiadającego warunkom opływu w kolejnym przekroju łopaty. Po uwzględnieniu kąta wychylenia łopaty w przegubie poziomym  $a_0$  (kąt stożka), siłę ciągu  $T$  i aerodynamiczny moment obrotowy wirnika  $Q$  określają wzory:

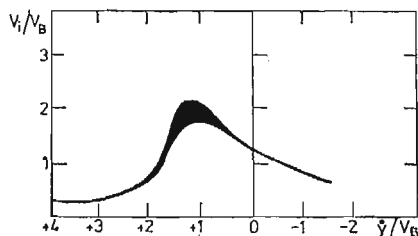
$$T = N \cos a_0 \left[ \int_{AR}^{BR} L \cos \alpha dr + \int_e^R D \cos \alpha dr \right], \quad (4)$$

$$Q = N \left\{ \int_{AR}^{BR} L \sin \alpha [e + (r-e) \cos a_0] dr - \int_e^R D \cos \alpha [e + (r-e) \cos a_0] dr \right\}.$$



Rys. 3

Założono stałą wielkość prędkości indukowanej wzdłuż długości łopaty, określoną dla aktualnej prędkości opadania śmigłowca na podstawie zależności empirycznej podanej na Rys. 4 [4].



Rys. 4

Wpływ odległości wirnika od powierzchni ziemi na siłę ciągu wytwarzaną przez wirnik uwzględniono przez zastosowanie wzoru [5]:

$$\frac{T}{T_\infty} = \left[ 1 - \frac{\sigma \lambda a}{4C_T} \left( \frac{R}{4Z} \right)^2 \right]^{-1} \quad (6)$$

### 5. Algorytm rozwiązania

Równania ruchu (1) i (3) wraz z omówionymi w rozdz. 4 wyrażeniami określającymi obciążenie wirnika, zaprogramowano na EMC tak, aby możliwe było prześledzenie zmian w czasie: wysokości lotu, prędkości opadania śmigłowca oraz prędkości kątowej wirnika. Opracowany program napisany został w języku Fortran IV i uruchomiony na EMC SM-4. Program podzielony jest na dwa etapy:

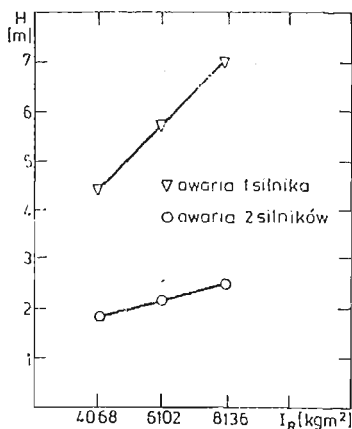
- I: dla zadanej pionowej prędkości lotu  $\dot{y}_0$  i wysokości lotu  $y_0$  oblicza się kąt skoku ogólnego  $\Theta_0$  — zapewniający wytworzenie przez wirnik ciągu  $T$  potrzebnego dla danych warunków lotu.
- II: dla obliczonych w I warunków początkowych oblicza się przebieg w czasie lądowania autorotacyjnego śmigłowca.

Istnieje możliwość sterowania wartością  $\Theta_0$  w czasie realizacji programu.

### 6. Wyniki obliczeń

Przy wykorzystaniu opracowanego programu komputerowego przeprowadzono badania mające na celu określenie wpływu momentu bezwładności i początkowej prędkości kątowej wirnika oraz sposobu sterowania skokiem ogólnym na charakterystyki pionowej autorotacji śmigłowca.

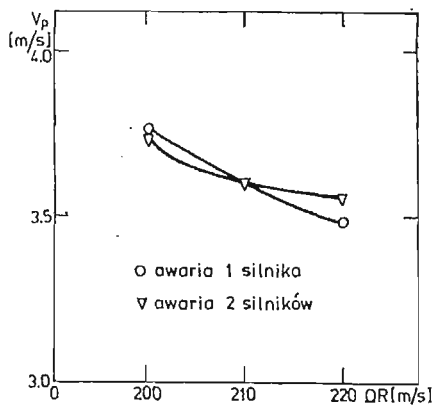
Na Rys. 5 przedstawiony został wpływ momentu bezwładności wirnika na bezpieczną wysokość awarii. Za bezpieczną wysokość awarii przyjęto wysokość spadku śmigłowca z niezmiennym kątem skoku ogólnego obracającego się wirnika, równym kątowi w chwili awarii, dla której prędkość przyziemia jest równa 3,6 [m/s].



Rys. 5

Badania zostały przeprowadzone dla trzech wartości momentu bezwładności wirnika: bezwładności początkowej  $I_R = 4068$  [kgm<sup>2</sup>] — przyjętej jako 100% oraz 150% i 200% bezwładności początkowej. W przypadku awarii jednego silnika uzyskano wzrost bezpiecznej wysokości o 60%, a w przypadku awarii dwóch silników o 35%, przy dwukrotnym wzroście momentu bezwładności wirnika. Dla śmigłowców 2-silnikowych wydaje się ekonomicznie uzasadniona próba likwidacji lub zmniejszania niebezpiecznej strefy H-V poprzez zwiększenie momentu bezwładności wirnika np. w badanym śmigłowcu dodanie na końcu łopaty masy stanowiącej 10% jej masy początkowej powinno zwiększyć bezpieczną wysokość zawisu o ok. 30%. Dla śmigłowców 1-silnikowych metoda zwiększenia momentu bezwładności wirnika w celu polepszania charakterystyk pionowej autorotacji wydaje się zdecydowanie mniej skuteczna, dlatego należy dla tych śmigłowców poszukiwać innych metod zwiększania bezpieczeństwa lotu.

Na Rys. 6 przedstawiony został wpływ drugiego badanego parametru — początkowej prędkości kątowej wirnika na prędkość przyziemięcia śmigłowca. Przyjmując  $\Omega_0$  przy której prędkość końca łopaty była równa 210 [m/s] jako 100% przeprowadzono badania

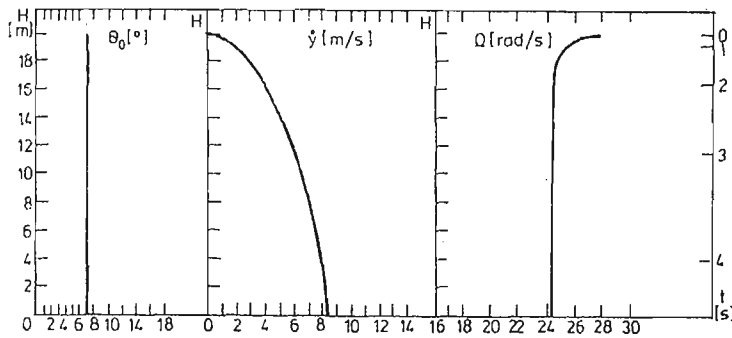


Rys. 6

dla wielkości o 5% mniejszej ( $\Omega_0 R = 200$  [m/s]) i 5% większej ( $\Omega_0 R = 220$  [m/s]). Jak widać im większa początkowa prędkość kątowa wirnika tym mniejsza prędkość przyziemienia śmigłowca. Jeżeli więc istnieje możliwość startu i/lub zawisu przy różnych wielkościach prędkości kątowej wirnika najbezpieczniej wybrać jest prędkość największą.

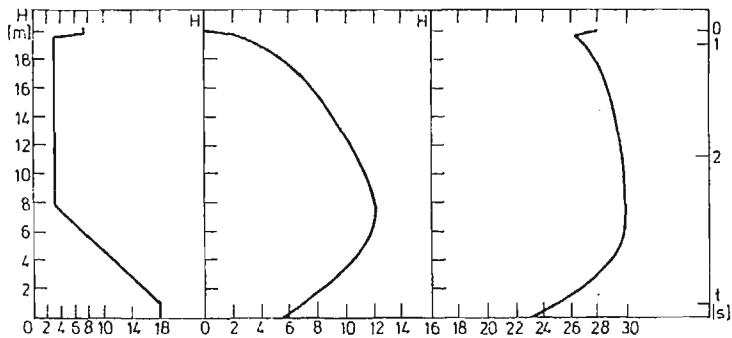
Dla przesłedzenia wpływu sposobu sterowania przez pilota skokiem ogólnym rozważono przypadek awarii jednego silnika śmigłowca 2-silnikowego podczas zawisu na wysokości 20 [m].

Początkowo przebadano zachowanie się śmigłowca, przy braku reakcji ze strony pilota (Rys. 7). Prędkość przyziemienia, w tym przypadku wynosiła 8,5 [m/s]. Bezawaryjne



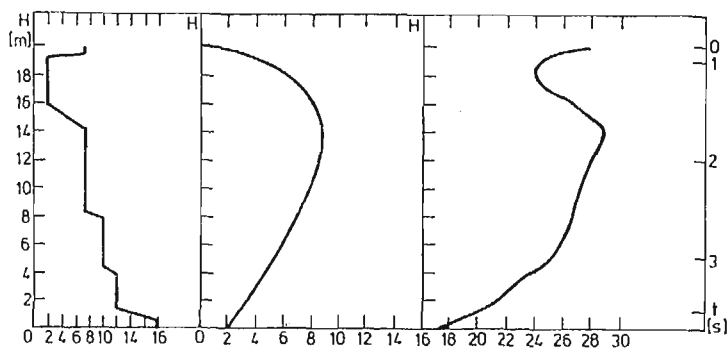
Rys. 7

ładowanie śmigłowca występuje przy prędkości 3,6 [m/s]. W następnych przypadkach zastosowano następujący charakter zmian skoku ogólnego w czasie (Rys. 8). Po pewnym czasie od chwili nastąpienia awarii (opóźnienie reakcji pilota) pilot zmniejszał kąt skoku ogólnego, rozpędzając wirnik do prędkości kątowej dopuszczalnej na autorotacji dla



Rys. 8

danego śmigłowca, następnie zwiększał kąt skoku ogólnego do wielkości maksymalnej, powodując wyhamowanie pionowej prędkości śmigłowca. Przebadano wpływ opóźnienia reakcji pilota i tempa wzrostu kąta skoku ogólnego w drugiej fazie lotu na prędkość przyziemienia i na tej podstawie określono, a właściwie wykryto sposób sterowania teoretycznie zapewniający bezpieczne lądowanie śmigłowca z prędkością przyziemienia 2,1 [m/s]. Przebieg zmian  $\Theta_0$ ,  $\Omega$ ,  $\dot{y}$  w tym przypadku przedstawiony jest na Rys. 9.



Rys. 9

## 7. Wnioski

1. Opracowany program komputerowy umożliwia symulację lotu śmigłowca w warunkach pionowej autorotacji. Ponieważ ze względów bezpieczeństwa nie przeprowadza się podobnych badań na rzeczywistych śmigłowcach program ten może służyć jako źródło informacji o zachowaniu się śmigłowca w takim stanie lotu.

Możliwe jest badanie wpływu sposobu sterowania skokiem ogólnym na zachowanie się śmigłowca, po całkowitej lub częściowej awarii zespołu napędowego, określenie dolnego punktu strefy H-V, a także prześledzenie zmian charakterystyk pionowej autorotacji w zależności od parametrów konstrukcyjnych wirnika i śmigłowca.

2. Zwiększenie momentu bezwładności wirnika może istotnie zmniejszyć lub całkowicie zlikwidować niebezpieczną strefę A wykresu H-V, dla śmigłowców 2-silnikowych w przypadku awarii jednego silnika. Zwiększenie momentu bezwładności w takim przypadku nie prowadzi do nieakceptowalnego wzrostu masy śmigłowca.

Metoda zmniejszania strefy A wykresu H-V, poprzez zwiększanie momentu bezwładności wirnika nie jest efektywna dla śmigłowców 1-silnikowych, próba jej wyeliminowania tym sposobem prowadzi do strat masy użytecznej śmigłowca w granicach 30 - 90% [1].

3. Zwiększanie prędkości kątowej wirnika w zawisie prowadzi do zwiększania bezpieczeństwa eksploatacji śmigłowca w przypadku awarii jednostki napędowej.

4. Możliwe jest oddziaływanie na prędkość autorotacyjnego, pionowego przyziemienia przez dobór odpowiedniego sterowania kątem skoku ogólnego.

5. Otrzymane wyniki obliczeń świadczą o możliwości zmniejszania niebezpiecznych stref wykresu H-V poprzez odpowiedni dobór parametrów konstrukcyjnych wirnika i sposobu sterowania. Zastosowanie wyników w praktyce wymaga przynajmniej częściowej weryfikacji doświadczalnej (próby na modelach) potwierdzającej poprawność przyjętej metodyki obliczeń.

## Literatura

1. W. A., PLEASANT, G. T., WHITE, *Status of Improved Autorotative Landing Research*, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 28, No. 1, January 1983.



2. T. L. WOOD, *High Energy Rotor System*, presented at the 32nd Annual National Forum of the American Helicopter Society, Washington D.C. May 1976, Preprint No 1014.
3. А. М. Володки, *Безопасность полетов вертолётов*, Москва Транспорт 1982.
4. W. JOHNSON, *Helicopter Theory*, Princeton University Press 1980.
5. I. C. CHEESMAN, W. E. BENNET, *The Effect of the Ground on a Helicopter Rotor in Forward Flight*, ARC R and M 3021, September 1955.

## Р е з ю м е

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ УМЕНЬШЕНИЯ ОПАСНОЙ ЗОНЫ H-V НА ВИСЕНИИ И ВО  
ВРЕМЯ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОЛЕТА ВЕРТОЛЁТА

Изготовлено программу на ЭВМ для моделирования вертикальной посадки вертолета после отказа работы одного или двух двигателей. Влияние момента инерции несущего винта, его начальной угловой скорости и метода управления общим шагом несущего винта было проверено. Была указана возможность уменьшения скорости приземления выбором метода управления общим шагом.

## S u m m a r y

THE ANALYSIS OF THE POSSIBILITIES OF DECREASING H-V DANGER REGION IN  
HELICOPTER HOVERING OR VERTICAL FLIGHT

The computer program was developed for helicopter vertical autorotative landing simulation after one or both engines failure. The influence of the rotor inertia, initial rotational rotor speed and collective pitch control on vertical autorotative landing characteristics was investigated. The possibility of decreasing landing velocity by proper collective control was proved.

*Praca wpłynęła do Redakcji dnia 19 marca 1986 roku.*