

# ZJAWISKO KAPOTAŻU ŚMIGŁOWCA. PRZYCZYNY ZJAWISKA ORAZ SPOSOBY ZAPOBIEGANIA

mgr inż. **Dariusz ŻELAZEK**  
Instytut Lotnictwa

*W artykule przedstawiono analizę kapotażu śmigłowca i podano przykładowe przypadki mogące pojawić się w czasie eksploatacji śmigłowca. Prezentacja zawiera: opis zjawiska kapotażu w tym warunki sprzyjające powstawaniu i rozwinięciu zjawiska, model kapotażu oraz przykłady obliczeniowe dla śmigłowca PZL W3 Sokół. Podano także analizę możliwości poszerzenia granic bezpiecznego użytkowania śmigłowca w warunkach zagrożonych wystąpieniem zjawiska kapotażu.*

## 1. WSTĘP

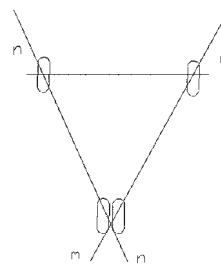
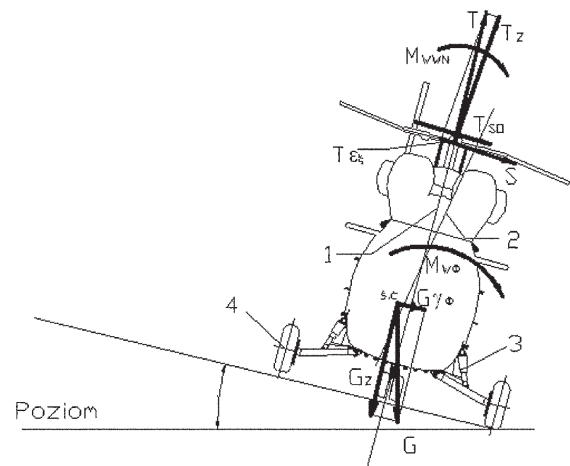
Śmigłowiec może znaleźć się w sytuacji zagrożonej kapotażem niezależnie od tego czy startuje lub ląduje na płaskim czy pochyłym terenie. Zjawisko to może wystąpić w każdych warunkach, rozwija się powoli, jeśli jednak zostanie przekroczony krytyczny kąt przechylenia śmigłowca wywrotka jest nieunikniona. W tym momencie reakcja wirnika na wychylenie sterów staje się wolniejsza i mniej efektywna. Prędkość obrotowa wokół punktu styku koła lub płozy z podłożem zwiększa się i moment obrotowy staje się niemożliwy do powstrzymania. Moment obrotowy wokół osi obrotu wzrasta prawie pięciokrotnie, powodując przemieszczenie punktu obrotu oraz spadek mocy sterującej przy przeciwnym sterowaniu cyklicznym. Sytuacja ta pogarsza się, kiedy pilot zastosuje przeciwne sterowanie cykliczne zbyt późno, moment sterujący nie oddziałuje na nowy punkt obrotu i nie dostarcza wystarczającej mocy sterującej do powstrzymania ruchu obrotowego śmigłowca[7].

## 2. ZJAWISKO KAPOTAŻU

Zjawisko kapotażu polega na utracie równowagi i w konsekwencji przewróceniu się śmigłowca wzdłuż linii łączącej jedno z kół głównych z kołem przednim (osie  $mm$  lub  $nn$ ) (kapotaż na bok) lub linii łączącej koła główne (oś  $mn$ ) (kapotaż na ogon) (rys.2.1).

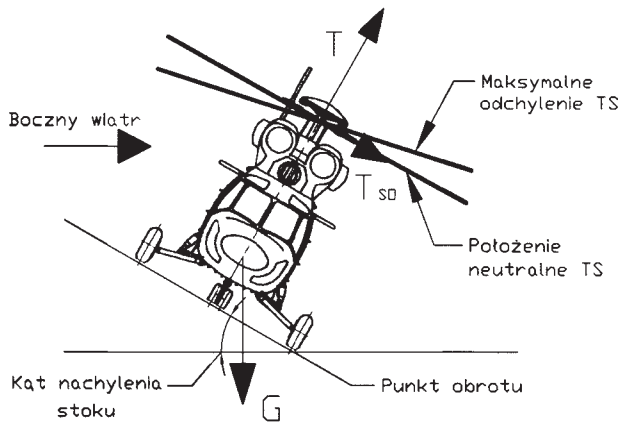
Cechami charakterystycznymi dla zjawiska kapotażu są:

- wolny rozwój zjawiska, umożliwiający reakcje pilota przy quasi-stacjonarnym charakterze zmian parametrów lotu,
- w sytuacjach „dynamicznej wywrotki” kapotaż przebiega szybko i w sposób niekontrolowany,
- krytyczny kąt kapotażu określa graniczne wartości przechylenia śmigłowca.



**Rys. 2.1. Siły i momenty, działające na śmigłowiec na pochyłym terenie oraz linie łączące koła podwozia względem których następuje kapotaż, gdzie: 1) oś wału wirnika nośnego; 2) oś kadłuba; 3) amortyzator; 4) opona**

## 2.1. Warunki krytyczne



Rys. 2.2. Warunki krytyczne w których może dojść do kapotażu

Podczas startów do zawisu i lądowań z zawisu na płaskim oraz na pochyłym terenie (rys. 2.2) kapotaż, może wystąpić, jeżeli śmigłowiec zacznie obracać się wokół koła bądź płózy będącej w kontakcie z podłożem, a ruch obrotowy nie zostanie powstrzymany poprzez odchylenie tarczy sterującej w lewo.

Śmigłowiec zagrożony jest zjawiskiem kapotażu w sytuacjach kiedy:

- poprzeczny środek ciężkości znajduje się po lewej stronie,
- boczny wiatr z lewej strony,
- wykonuje zawis jednocześnie dotykając jednym kołem lub płożą podłoża,
- siła ciągu równoważy ciężar,
- kąt nachylenia podłoża przekroczy wartości krytyczne kąta nachylenia śmigłowca.

## 2.2. Krytyczny kąt kapotażu

Krytyczny kąt kapotażu  $\gamma_{kr}^K$  definiowany jest jako kąt, po którego przekroczeniu pilot nie jest w stanie powstrzymać prędkości obrotowej śmigłowca obracającego się wokół punktu obrotu, którym jest opona lub płoża. Kąt ten w zależności od typu śmigłowca wynosi od kilku do kilkunastu stopni i zmienia się wraz z ciężarem śmigłowca i siłą ciągu wirnika nośnego.

Przy stałych parametrach pracy systemu napędowego i wirnika, sumaryczny moment wywracający jest zależny od możliwości sterowania przeciwnapędowym wektorem ciągu wirnika i momentem głowicy [1]. Przy wyłączonym napędzie o kapotażu decydują momenty przewracające od sił masowych. Zatem krytyczny kąt kapotażu przy pracującym układzie napędowym jest inny niż przy wyłączonym napędzie.

Na wielkość krytycznego kąta kapotażu decydujący wpływ ma ciąg wirnika nośnego  $T$ . Zależność tę można przedstawić wyrażeniem:

$$\gamma_{kr}^K = \gamma_{kr}^K(T) \quad (2.1)$$

gdzie:

- $\gamma_{kr}^K$  – krytyczny kąt kapotażu. Kąt przechylenia śmigłowca, przy którym zeruje się suma momentu przewracającego i momentu powracającego,
- $T$  – ciąg wirnika nośnego.

Drugą zmienną, od wielkości której zależą właściwości kapotażowe śmigłowca, jest jego ciężar. Dlatego też zależność (2.1) przyjmuje postać:

$$\gamma_{kr}^K = \gamma_{kr}^K\left(\frac{T}{G}\right) \quad (2.2)$$

gdzie:

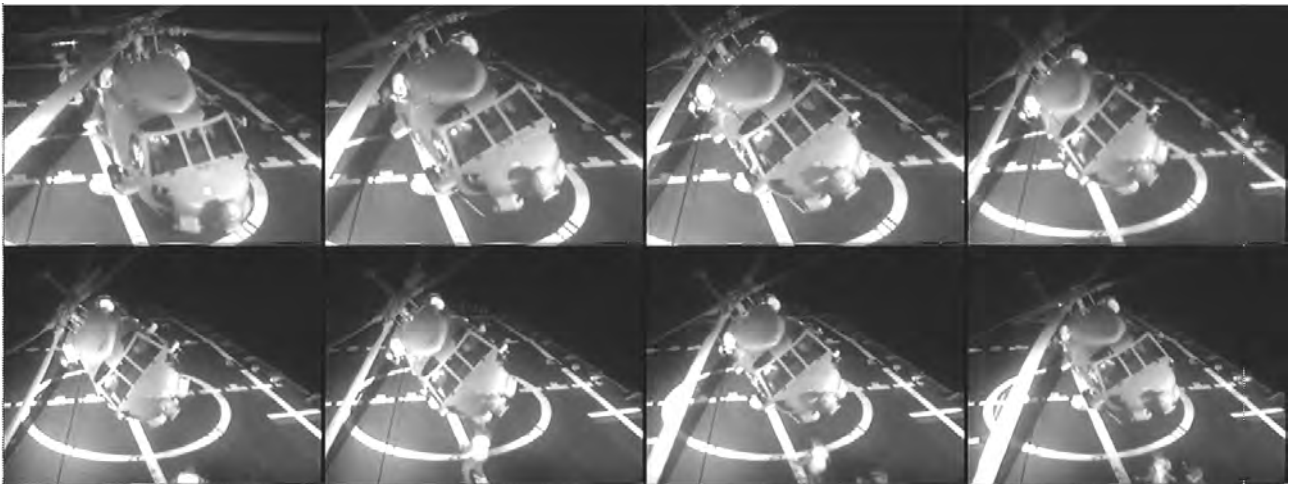
- $G$  – ciężar śmigłowca.

## 3. SYTUACJE ZAGROŻONE KAPOTAŻEM PODCZAS UŻYTKOWANIA ŚMIGŁOWCA

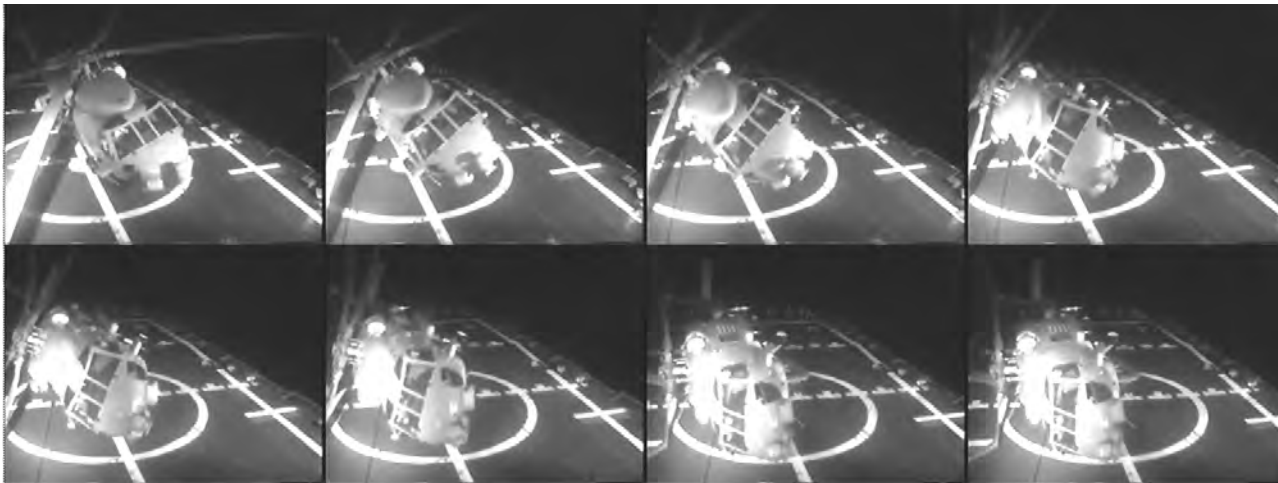
### 3.1. Kapotaż statyczny

Jeżeli na stojący w bezruchu śmigłowiec zacznie działać odpowiednia co do wielkości i kierunku siła zewnętrzna, śmigłowiec zacznie się przechylać dokonując obrotu wokół osi określonej przez punkty podparcia. W przypadku śmigłowca o podwoziu trójkołowym, oś obrotu wyznaczać będą punkty styku z ziemią pneumatyków goleni przedniej i wewnętrznej w stosunku do obrotu goleni podwozia głównego [1].

Do pewnego kąta przechylenia odjęcie siły zewnętrznej wywoła samoczynny powrót śmigłowca do stanu równowagi. (rys. 3.1).



Rys. 3.1. Samoczynny powrót śmigłowca do stanu równowagi (statyczny kąt kapotażu nie został przekroczony) (opracowanie własne)



Rys. 3.2. Kapotaż śmigłowca w wyniku przekroczenia statycznego kąta kapotażu

Powodem tego samoczynnego powrotu jest efekt istnienia momentu powracającego, którego pokonanie wymagało przyłożenia siły zewnętrznej. Moment powracający w miarę przechylenia śmigłowca maleje i przy określonym kącie obrotu przyjmuje wartość zero. Powyżej tego kąta moment powracający przybiera wartość ujemną i staje się momentem wywracającym [1] (rys. 3.2).

Kąt ten definiowany jest jako statyczny kąt kapotażu  $\gamma_{kr}^S$  i dla każdego modelu śmigłowca jest inny w zależności od położenia poprzecznego środka ciężkości.

Styczny kąt kapotażu osiągany jest w sytuacji, kiedy poprzeczny środek ciężkości śmigłowca znajduje się bezpośrednio nad kołem lub płozą będącą w kontakcie z podłożem.

### 3.2. Starty i lądowania na płaskim podłożu

Podczas startów i lądowań na płaskim podłożu śmigłowiec zagrożony jest kapotażem, jeżeli:

- manewr wykonywany jest zbyt długo przy stosunku  $\frac{T}{G}$  równemu i bliskiemu jedności,
- wieje silny boczny wiatr.

Dla większości śmigłowców krytyczny kąt przechylenia śmigłowca wynosi od  $5 \div 8^\circ$ . Aby nie dopuścić do takich wartości kąta pilot powinien dokładnie określić pozycję śmigłowca względem ziemi na podstawie przyrządów pokładowych, manewry powinny być wykonywane delikatnie, a drążek sterujący wytrzymowany.

Jeżeli pilot znajdzie się w sytuacji, kiedy kąty przechylenia dochodzą do wartości krytycznych i maksymalne przechylenie tarczy sterującej nie przynosi efektu, należy zmniejszyć skok ogólny wirnika nośnego aż do ustabilizowania warunków równowagi.

### 3.3. Starty i lądowania na terenie pochyłym

Użytkowanie śmigłowca na terenach pochyłych oznacza wykonywanie startów lądowań techniką śmigłowcową (z zawisu), a także rozruch, zatrzymanie silników i wirnika przy zmiennych warunkach użytkowania, szczególnie z uwzględnieniem wpływu wiatru i stanu nawierzchni.

Śmigłowce wyposażone w wirniki przegubowe, ze względu na przyjętą zasadę sterowania zmianą położenia kąтового (w niewielkim zakresie kilku stopni) wektora ciągu,

mają niewielkie możliwości stabilizacji śmigłowca na terenie pochyłym, wytwarzają bowiem niewielki moment przeciwapotażowy i składową wektora ciągu zapobiegając ześlizgiwaniu się lub staczaniu śmigłowca z płaszczyzny lądowania [4].

Równowaga śmigłowca na pochyłej płaszczyźnie, jak i każdego przedmiotu, zależy od wagi: czym cięższy przedmiot, tym trudniej ruszyć go z ziemi lub wywrócić. Kiedy wirnik nośny śmigłowca wytwarza siłę nośną, siła dociskająca śmigłowca do ziemi, zmniejsza się [5].

### 3.4. Kapotaż dynamiczny

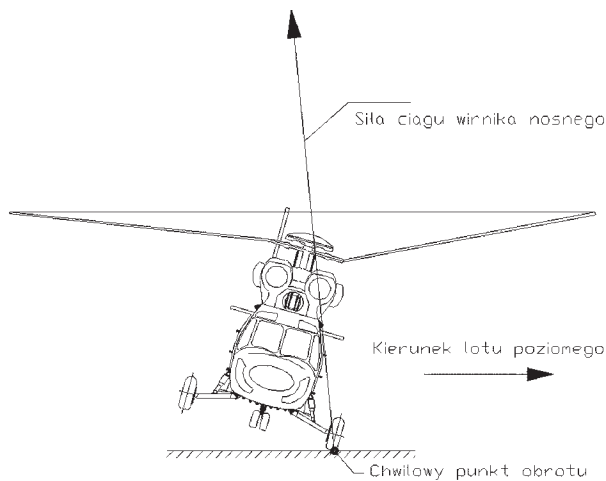
Do zjawiska kapotażu dynamicznego dochodzi przy:

- pracującym układzie napędowym (wirnik, śmigło ogonowe),
- ruchu śmigłowca na ziemi wzdłuż określonego toru,
- uderzeniu lub zaczepieniu kołem o przeszkodę,
- przekroczeniu krytycznego kąta przechylenia bądź pochylenia śmigłowca w wyniku ruchu podłoża np. ruchu obrotowego przechylającego pokład statku.

#### 3.4.1. Lądowanie trawersem

Lądowanie trawersem jest niebezpieczne dla śmigłowców z ortodoksyjnym układem podwozia (z kołami głównymi z przodu i kołem podpierającym z tyłu).

Próba lądowania z kątem ślizgu może zakończyć się kapotażem, ponieważ w chwili zetknięcia się jednego z kół głównych z podłożem śmigłowiec zaczyna się obracać wokół chwilowego środka obrotu. Jeżeli uwzględnimy prędkość ruchu postępowego śmigłowca stwierdzimy, że zjawisko jest niemożliwe do zatrzymania ze względu na brak możliwości zmniejszenia skoku ogólnego i siły ciągu wirnika nośnego, która napędza ruch obrotowy i powoduje przewrócenie się śmigłowca (rys. 3.3).



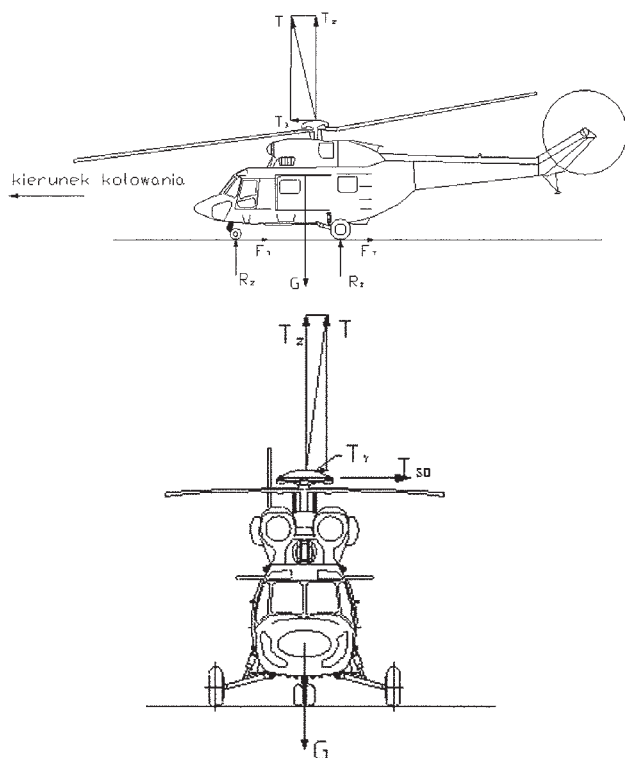
Rys. 3.3. Sytuacja zagrożona kapotażem podczas lotu bokiem

### 3.4.2. Kołowanie

Kołowanie jest wykonywane wówczas, gdy uruchomienie śmigłowca odbywa się w miejscu innym niż przewidziane do startu i przed wzlotem konieczne jest przemieszczenie śmigłowca do punktu startu, albo wówczas, gdy po locie śmigłowiec trzeba „doprowadzić” z miejsca lądowania na miejsce postoju.

Podczas kołowania na śmigłowcu działają następujące siły:

- siła ciężkości  $G$ ,
- ciąg wirnika  $T$ ,
- ciąg śmigła ogonowego  $T_{SO}$ ,
- opór toczenia  $F_T$ ,
- pionowa reakcja ziemi  $R_z$ ,
- moment reakcyjny  $M_{WN}$ ,
- moment reakcyjny od śmigła ogonowego  $M_{SO}$ .



Rys. 3.4. Układ sił działających na śmigłowiec podczas kołowania

Ciąg wirnika nośnego  $T$  jest odchylony od pionu wytwarzając trzy składowe:

- pionową  $T_z$ ,
- boczną  $T_y$ ,
- skierowaną do przodu  $T_x$ .

Warunkiem kołowania z jednostajną prędkością jest równowaga sił

$$T_x = F_T \quad \text{i} \quad T_y = T_{SO} \quad (3.1)$$

oraz momentów

$$M_{WN} = T_{SO} \times l_{SO} \quad (3.2)$$

gdzie

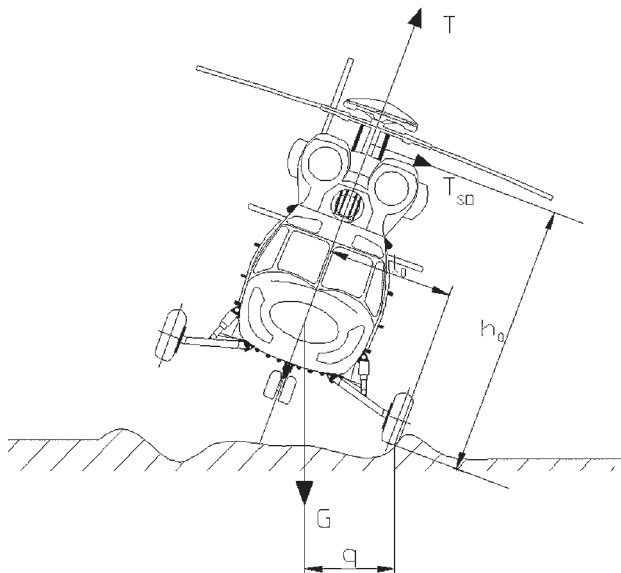
$l_{SO}$  – ramię działania śmigła ogonowego [2].

Kołowanie rozpoczyna się przez płynne wychylenie drążka sterowego do przodu po uprzednim zwolnieniu hamulca kół podwozia. Prędkość kołowania po równej powierzchni nie powinna przekraczać  $10 \div 15$  km/h ze względu na bezpieczeństwo. Większa prędkość kołowania powoduje rozkołysanie się śmigłowca na nierównościach z dużą amplitudą w kierunku poprzecznym i podłużnym. Grozi to uderzeniem śmigła ogonowego o ziemię (kapotaż na ogon), przewróceniem się śmigłowca (kapotaż na bok) lub powstaniem rezonansu naziemnego. Zwiększenie ciągu wirnika przez zmianę skoku ogólnego zmniejsza obciążenie podwozia. Jednocześnie zwiększa się moment oporowy wirnika, któremu przeciwdziała się przez zwiększenie ciągu śmigła ogonowego. W wyniku tego z przemieszczeniem się do przodu, śmigłowiec jest spychany w lewo (dla kierunku obrotów wirnika – łopata nacierająca po lewej stronie śmigłowca) w sposób niezauważalny dla pilota. Próba przeciwdziałania temu przez wychylenie drążka sterowego w prawo nie zawsze może poprawić sytuację. Działanie to przynosi rezultaty kiedy przechylenie nie przekracza  $4 \div 5^\circ$ , co spowodowane jest ograniczeniem wychylenia tarczy sterującej. W przypadku większego przechylenia się śmigłowca następuje kapotaż [3].

### 3.4.3. Kołowanie z bocznym wiatrem

Podczas kołowania z bocznym wiatrem śmigłowiec ma tendencje do obracania się pod wiatr. Ponadto, w wyniku działania bocznego wiatru stożek obrotu wirnika odchyła się zgodnie z kierunkiem wiatru, a pojawiająca się wówczas składowa pozioma ciągu wirnika  $T_y$ , stwarza moment przechylający śmigłowiec. Jeżeli wiatr wieje z prawej strony, wówczas moment ten dodaje się do momentu pochodzącego od ciągu śmigła ogonowego i sprzyja przechylaniu się śmigłowca w lewo. Wiatr wiejący z lewej strony przeciwdziała przechylaniu się śmigłowca. Dlatego też podczas kołowania z bocznym wiatrem z prawej strony należy wychylić drążek pod wiatr więcej niż przy wietrze z lewej strony.

Silny porywisty wiatr utrudnia kołowanie, zmieniając efektywność sterowania kierunkowego w zależności od siły i kierunku wiatru. Przy prędkości wiatru ponad 12 m/s kołowanie dla większości śmigłowców jest nie wskazane.



Rys. 3.5. Układ sil działający na przechylony śmigłowiec w czasie kołowania

Moment wywracający określa następujące równanie:

$$M_{wyw} = T_{so} h_o + Tl_o - G \quad (3.3)$$

Z równania wynika, że zwiększenie w takiej sytuacji ciągu wirnika i zwiększenie ciągu śmigła ogonowego prowadzi do wzrostu momentu wywracającego.

Z chwilą gdy pilot zauważy skłonność śmigłowca do przechylania się, musi natychmiast zmniejszyć skok wirnika oraz przeciwdziałać przechyleniu poprzez ruch drążka sterowego w stronę przeciwną. Należy również zmienić ciąg śmigła ogonowego w ten sposób aby jego moment nie zwiększał przechylenia się śmigłowca.

Czynności te spowodują szybkie zmniejszenie momentu przechylającego  $T_{so}h_o + Tl_o$  i zwiększenie skuteczności działania momentu siły ciężkości  $G$ , przywracającego poprzednie położenie śmigłowca. Pozwala to uniknąć niebezpieczeństwa kapotażu [3].

### 3.4.4. Użytkowanie na pokładzie statku

Użytkowanie śmigłowców na statkach jest trudne i niebezpieczne. Ze względu na charakter i sposób użytkowania największe problemy można zaobserwować podczas startów i lądowań. Ruch pokładu ma charakter quasi-dynamiczny, zmiany położenia pokładu są wolne, jednakże może dojść do niebezpiecznej sytuacji, w której ruch pokładu statku (przyspieszenia) spowoduje odciążenie podwozia oraz siłę przechylającą śmigłowca.

Ruch obrotowy związany z pokładem statku może powodować kapotaż śmigłowca. W przypadku, kiedy stojący na pokładzie statku śmigłowca będzie posiadał prędkość obrotową wirnika rzędu 100% przy minimalnym skoku ogólnym i w tym samym momencie pokład statku w wyniku uderzenia fali zmieni swoje położenie o  $20 \div 25$  stopni względem poziomu, możliwe jest przewrócenie się śmigłowca.

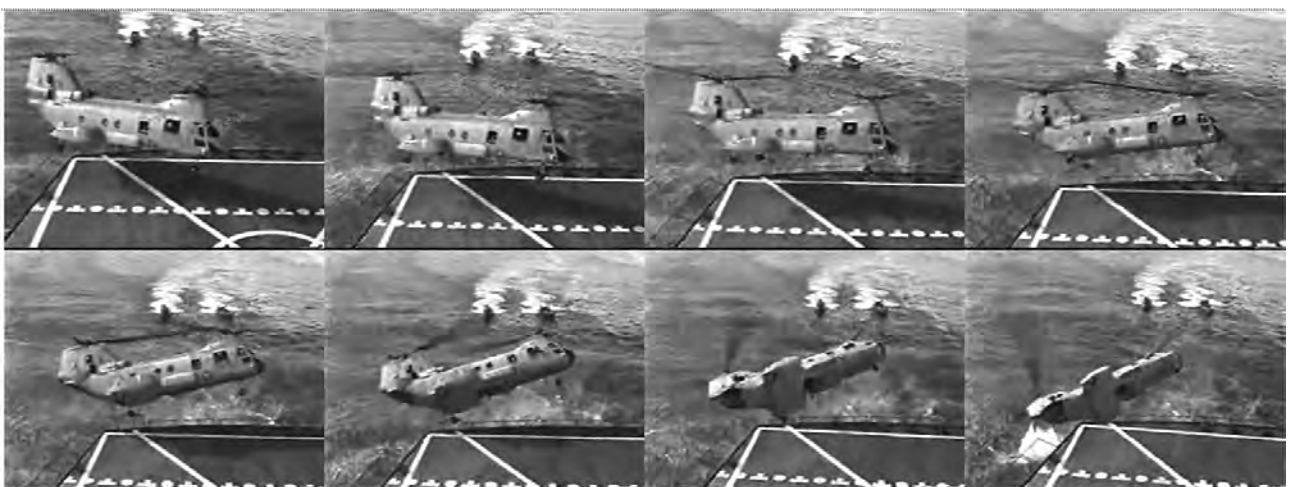
Podczas użytkowania śmigłowca na pokładzie statku, dopuszczalną amplitudę kołysania pokładu, przy której możliwe są starty i lądowania określa się za pomocą krytycznych kątów przechylenia śmigłowca w lewo.

Do sytuacji zagrożonej kapotażem może dojść również, kiedy pilot zaczepi kołem o przeszkodę przykładowo barierkę na statku (rys. 3.6) i będzie próbował zwiększyć ciąg wirnika.

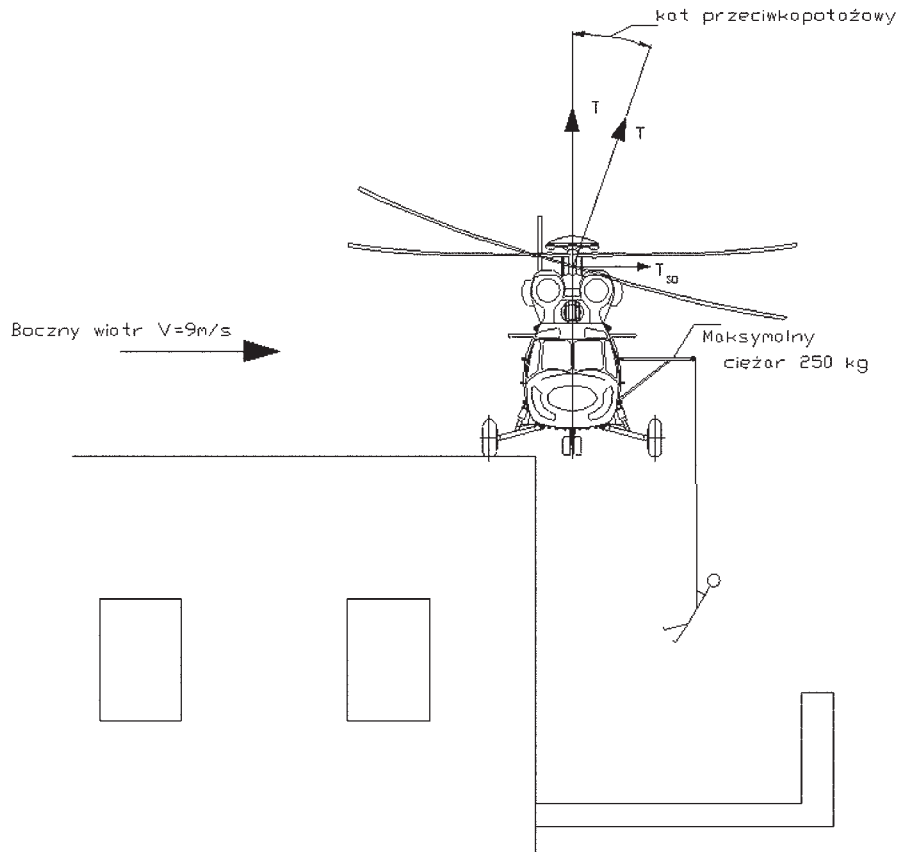
### 3.5. Szczególny przypadek – ratownictwo na dachu

Śmigłowce w dużej mierze użytkowane są przez straż pożarną, oddziały ratownictwa medycznego, jednostki policji oraz straży granicznej. Niektóre akcje ratunkowe wymagają wykorzystania śmigłowca wyposażonego w wciągarkę. Przykładowa akcja ewakuacji ludzi z płonącego budynku pokazana jest na rysunku 3.7.

Analiza takiego przypadku użytkowania śmigłowca pozwala ocenić zapas kąta przeciwnapotażowego jakim dysponuje pilot śmigłowca w przypadku pokazanym na rysunku 3.7, kiedy śmigłowca z obciążoną wciągarką jest spychany z krawędzi dachu przez boczny wiatr.



Rys. 3.6. Kapotaż śmigłowca w wyniku zaczepienia kołem o przeszkodę



Rys. 3.7. Wykorzystanie śmigłowca wyposażonego we wciągarkę w akcji ewakuacyjnej

#### 4. MODELOWANIE ZJAWISKA KAPOTAŻU

##### 4.1. Model kapotażu

Założeniem modelu jest kompleksowe wyznaczenie granic kapotażu, ześlizgu i staczania się śmigłowca z uwzględnieniem istotnych ograniczeń układu i otoczenia oraz wymaganych zakresów zmienności warunków użytkowania śmigłowca.

W modelu uwzględnia się:

- fazy rozruchu, startu, lądowania i zatrzymywania silników i wirnika,
- wpływ bliskości ziemi i wiatru (kierunku i prędkości) na pracę wirnika, bazując na teorii impulsowej
- wpływ nawierzchni (współczynnik tarcia kół o podłoże),
- kąt pochylenia i przechylenia stoku, rozwiązując graniczne przypadki kapotażu bocznego względem linii łączącej koło główne z przednim i kapotażu „na ogon” względem linii łączącej punkty styku kół głównych z podłożem,
- wpływ sprężystych odkształceń podwozia (amortyzatorów i opon), a tym samym sprężystych przemieszczeń śmigłowca względem podłoża,
- obciążenia masowe i aerodynamiczne elementów śmigłowca (kadłuba, wirnika ogonowego, wirnika nośnego),
- ograniczenia konstrukcyjne (kąt wahań łopaty, skok ogólny i cykliczny),
- dowolność wprowadzanej funkcji sterowania wirnikiem nośnym,
- możliwość staczania się śmigłowca w płaszczyźnie symetrii przy hamowanych kołach.

W modelu zakłada się quasi-stacjonarny przebieg zmian parametrów układu podczas użytkowania.

Do analizy kapotażu wykorzystano równanie sumy momentów działających na śmigłowiec względem osi przewracania (rys. 4.1). Równanie to można ogólnie przedstawić w następującej postaci:

$$\sum_1^I P_i r_i + \sum_1^I M_i = 0 \quad (4.1)$$

Dla warunku kapotażu  $R_{zn} = 0$  (reakcja na kole zewnętrznym względem linii kapotażu równa jest zero),

gdzie:

$R_{zn}$  – pionowa reakcja na koło,

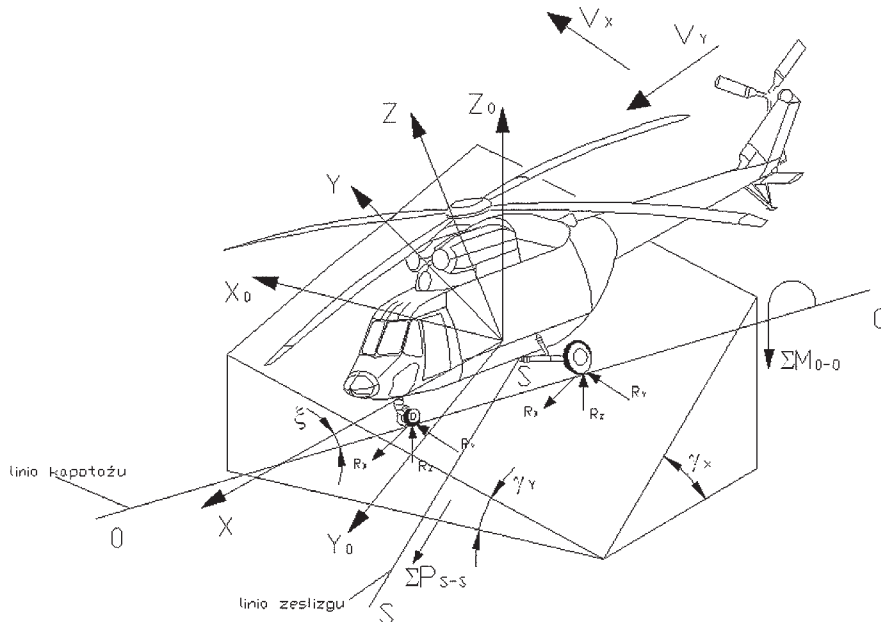
$P_i$  – składowe siły działających na śmigłowiec, prostopadłych do osi kapotażu,

$r_i$  – ramię siły  $P_i$  względem osi kapotażu,

$M_i$  – składowa momentu działająca w płaszczyźnie prostopadłej do osi kapotażu,

$I$  – liczba obciążeń skupionych działających na śmigłowiec.

Zachowanie się śmigłowca w przypadku ześlizgiwania opisuje równanie sumy sił działających na śmigłowiec stojący na pochyłym terenie.



Rys. 4.1. Ogólna konfiguracja układu: pozycja śmigłowca względem stoku, układy współrzędnych, położenie linii kapotażu i ześlizgu

$$\sum_1^I P_i = 0 \quad (4.2)$$

dla warunku ześlizgiwania:

$$\sum_1^K R_{yi} = f_{tr} \sum_1^K R_{zi} \quad (4.3)$$

gdzie:

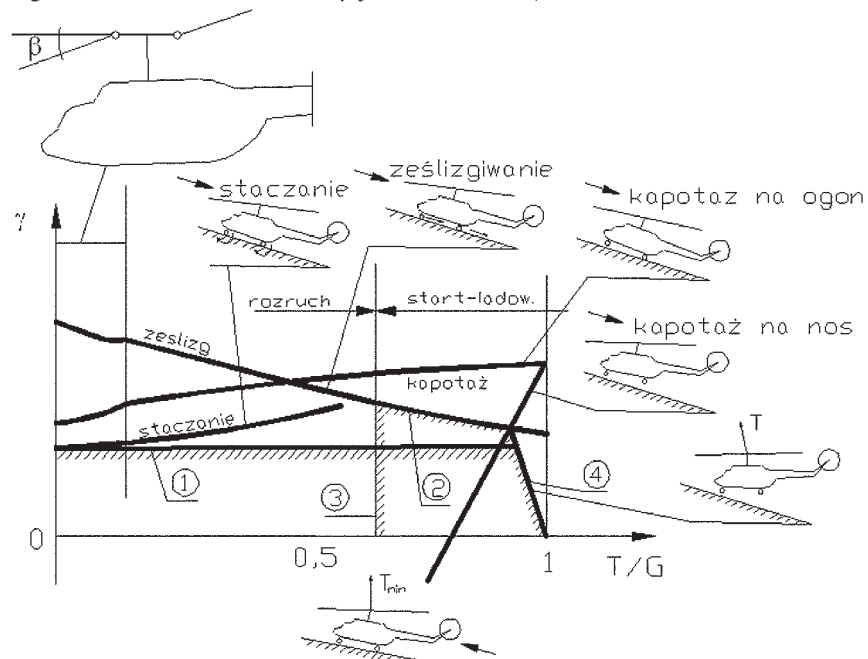
- $f_{tr}$  – współczynnik tarcia o podłoże,
- $P_i$  – rzut siły  $P$  na kierunek ruchu śmigłowca przy ześlizgiwaniu,
- $R_{yi}$  – reakcja działająca na  $i$ -te koło wzdłuż linii ześlizgiwania,
- $K$  – liczba kół.

W celu zilustrowania fizycznego sensu ograniczeń obszaru użytkowania na rysunku 4.2 oznaczono poglądowo charakterystyczne typy ograniczeń.

Obszar użytkowania śmigłowca na terenie pochylonym z zaznaczeniem typowych ograniczeń dla różnego poziomu ociążenia podwozia:

- 1) granica obwiedni dopuszczalnego obszaru użytkowania dla lądowania z wyłączeniem silników,
- 2) granica obwiedni dopuszczalnego obszaru użytkowania dla lądowania bez wyłączenia napędu,
- 3) maksymalne obciążenie podwozia podczas rozruchu przy minimalnym skoku wietrze pod stok i nominalnych obrotach silnika,
- 4) początek startu lub końcowa faza przyziemienia.

ograniczenia konstrukcyjne wahan łopat



Rys. 4.2. Obszary użytkowania śmigłowca na terenie pochylonym [4]

## 4.2. Model użytkowania śmigłowca na okręcie. Ruch pokładu statku

Podczas startów i lądowań śmigłowca na podłożu wahlwym, którym jest pokład statku – wykorzystuje się model używany do analizy kapotażu, ześlizgiwania się i staczania na pochyłym stoku, z rozwinięciem o dynamikę przemieszczeń liniowych i kątowych wywołanych ruchem podłoża.

Model ruchu podłoża opracowuje się na podstawie pomiarów charakterystyk ruchów pokładów statków dla różnych warunków falowania morza. Stosując analizę Fouriera przedstawia się jako model – zbiór amplitud częstości i przesunięć fazowych (tabela 4.1) [10], przykładowy układ równań przemieszczeń pokładu przedstawiają równania 4.5.

Tab. 4.1. Zbiór amplitud i częstości i przesunięć fazowych pokładu statku

Przemieszczenie		Prędkość	Częstość	Okres
Kierunek ruchu	°, m	°/s, m/s	rad/s	s
Przechylenie $\Phi, \Phi$	8,85	6,25	0,706	8,90
Pochylenie $\vartheta, \vartheta$	3,06	2,56	0,836	7,51
Odchylenie $\Psi, \Psi$	0,69	0,52	0,753	8,34
Ruch poprzeczny $z, z$	0,42	0,33	0,800	7,84
Ruch podłużny $x, x$	1,03	0,79	0,769	8,17
Ruch pionowy $z, z$	1,62	1,27	0,788	7,97

Równanie ruchu pokładu:

$$X = A \sin(\omega t + \Phi_0), \quad (4.4)$$

gdzie:

- $A$  – amplituda ruchu,
- $\omega$  – częstość kołowa,
- $F_0$  – początkowa wielkość przechylenia statku.

Przykład układu równań przemieszczeń pokładu:

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= 8.85 \sin(0.706t + \varphi_0) \\ \vartheta &= 3.06 \sin\left(0.836t + \frac{\pi}{2}\right) \\ \psi &= 0.69 \sin\left(0.753t + \frac{\pi}{2}\right) \\ y &= 0.43 \sin\left(0.8t + \frac{\pi}{2}\right) \\ x &= 1.03 \sin(0.769t + \pi + \varphi_0) \\ z &= 1.62 \sin\left(0.788t + \frac{3\pi}{2}\right) \end{aligned} \right\} \quad (4.5)$$

Znając równania ruchu pokładu statku można wyznaczyć przyspieszenia środka ciężkości śmigłowca stojącego na pokładzie i wybrać przypadek najniebezpieczniejszy do analizy kapotażu. Należy zwrócić uwagę, że częstości wahań pokładu nie są duże a zatem quasi-statyczny model kapotażu jest do przyjęcia. Również ze względu na różnice częstości wahań i przesunięć fazowych ruchów pokładu, istnieje prawdopodobieństwo nałożenia się w jednej chwili niekorzystnych warunków wynikających z analizy równań ruchu pokładu (maksymalny przechył pokładu, maksymalne przyspieszenie prokapotażowe w bok i maksymalne odciążenie podwozia w wyniku pionowego przyśpieszenia). Taki przypadek jako ekstremalny należy uwzględnić w analizach obliczeniowych

## 5. ANALIZA MOŻLIWOŚCI POSZERZENIA GRANIC UŻYTKOWANIA ŚMIGŁOWCA

Przeprowadzona analiza wskazuje, że powiększenie zakresów użytkowania możliwe jest poprzez:

- zmniejszenie minimalnego skoku ogólnego,
- zwiększenie zakresów maksymalnych wychyleń skoku cyklicznego tarczy sterującej,
- zwiększenie szorstkości podłoża,
- zwiększenie momentu hamującego kół włącznie z ich blokadą,
- zwiększenie kąta kapotażowego (zwłaszcza przy kapotażu na ogon przez zmianę wyważenia i/lub rozstawu kół podwozia),
- wprowadzenie sprężystości utwierdzenia łopat w przegubie poziomym lub zwiększenia odległości przegubu poziomego wirnika nośnego,
- kotwiczenia śmigłowca na postoju w fazie rozruchu i przed zatrzymaniem wirnika,
- zastosowanie adaptacyjnego układu podwozia poziomującego ruchy kadłuba śmigłowca.

W celu przedstawienia wpływu wymienionych modyfikacji dokonano obliczeń dla śmigłowca o następujących parametrach użytkowych:

- masa  $Q = 6100$  kg,
- minimalny skok ogólny  $\vartheta_{0min} = 8^\circ$  oraz zmniejszonego do wartości  $\vartheta_{0min} = 2^\circ$ ,
- pochylenia i przechylenia tarczy sterującej  $\vartheta_{x,y,max} = 5^\circ$  oraz  $\vartheta_{x,y,max} = 7^\circ$ ,
- rozstaw przegubów poziomych  $l_0 = 0,14$  m oraz  $l_0 = 1,18$  m co odpowiada wielkości  $l_0 / R = 0,15$  (jak dla Bo-105). Zmiana rozstawu przegubów, pozwala ocenić graniczny zakres wpływu sprężystości wirnika na zjawisko kapotażu w tym skrajnym zakresie.
- realną zmianę możliwości wprowadzenia wirnika pięciopłopowego o rozstawie przegubów  $l_0 = 0,4$  m,
- prędkość wiatru  $V = 0$  m/s.

### 5.1. Wpływ zmian w układzie na obszar użytkowania śmigłowca z wirnikiem przegubowym

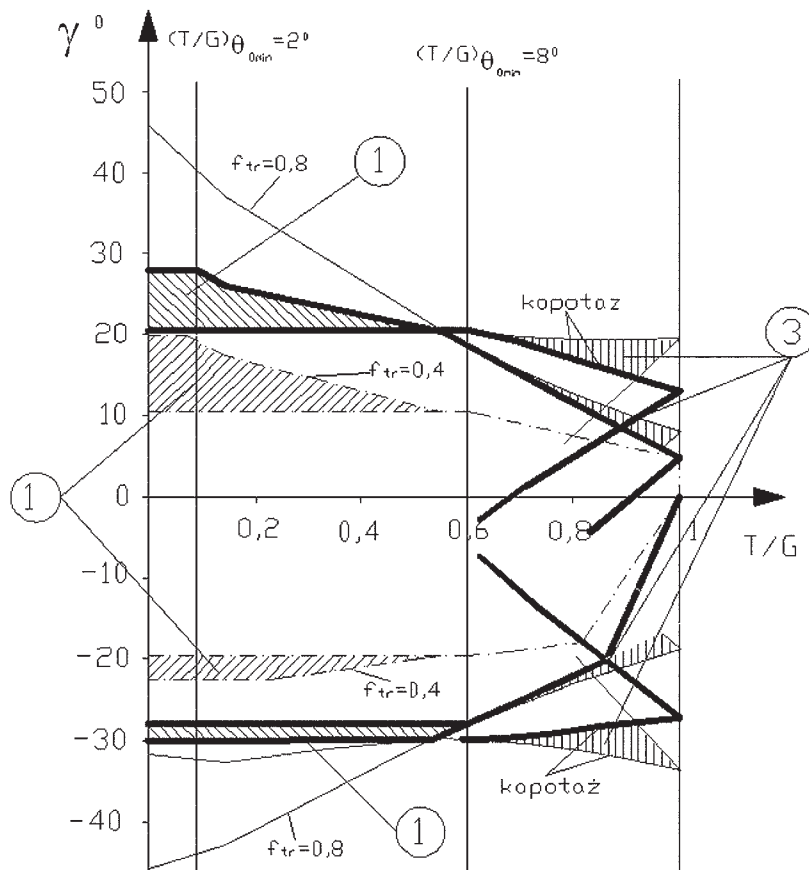
Na rysunku 5.1 Przedstawione są obwiednie obszarów użytkowania dla śmigłowca ustawionego w pozycji bocznej względem stoku. Linia przerywana przedstawia obwiednię dla współczynnika tarcia  $f_{tr} = 0,4$  i minimalnego skoku ogólnego  $\vartheta_{0min} = 8^\circ$ , natomiast obwiednię dla współczynnika tarcia  $f_{tr} = 0,8$  i  $\vartheta_{0min} = 8^\circ$  przedstawia linia ciągła gruba. Cienkie linie ciągłe przedstawiają obszary przeregulowania  $\vartheta_{x,max}$  z  $5^\circ$  na  $7^\circ$ .

Dzięki zwiększeniu współczynnika tarcia uzyskujemy poszerzenie obszaru użytkowania śmigłowca rzędu  $10^\circ$  (różnica pomiędzy linią ciągłą a przerywaną).

Efektywnym sposobem poszerzenia obszaru użytkowania jest także zmniejszenie minimalnego skoku ogólnego. Na rysunku 5.1 przedstawiono analizę zmiany skoku ogólnego z  $8^\circ$  do  $2^\circ$  (obszar 1). Taka modyfikacja układu pozwala poszerzyć obszar użytkowania śmigłowca nawet o  $10^\circ$ .

Natomiast obszar 3 pokazuje możliwość zwiększenia obwiedni użytkowania śmigłowca dzięki zwiększeniu wychyleń skoku cyklicznego tarczy sterującej.





Rys. 5.1. Obszar użytkowania z wirnikiem przegubowym. Pozycja boczna śmigłowca względem stoku

Zwiększenie granicznych wychyleń tarczy sterującej nie powiększa zakresu użytkowania dla  $\frac{T}{G} \leq 0,6$ , jednakże

zwiększając obszar dla  $\frac{T}{G} \geq 0,6$  maksymalnie o około  $5^\circ$ .

Rozwiązanie to jest niewygodne i niebezpieczne w zastosowaniu ponieważ wymaga zwiększenia zakresów ogranicznika kąta wahań  $\beta_{ogrmx}$ .

## 5.2. Wpływ zmiany rozstawu przegubów poziomych na obszar użytkowania śmigłowca

Zwiększenie liczby łopat oraz odległości pomiędzy przegubami poziomymi znacząco wpływa na właściwości antykapotażowe śmigłowca (rys. 5.2). W wyniku wprowadzonych zmian, krytyczny kąt kapotażu przy  $\frac{T}{G} \approx 1$  zwiększa się o około  $10^\circ$ . Ponadto wykonana analiza wskazuje na poszerzenie obwiedni kąta kapotażu w całym zakresie stosunku  $\frac{T}{G}$ .

stosunku  $\frac{T}{G}$ .

## 5.3. Koncepcja adaptacyjnego podwozia śmigłowca

Zastosowanie adaptacyjnego podwozia umożliwiłoby niwelowanie zmian kątów nachylenia terenu lub pokładu poprzez kontrprzechylenie realizowane poprzez wysunięcia dodatkowych wciągników podwozia głównego.

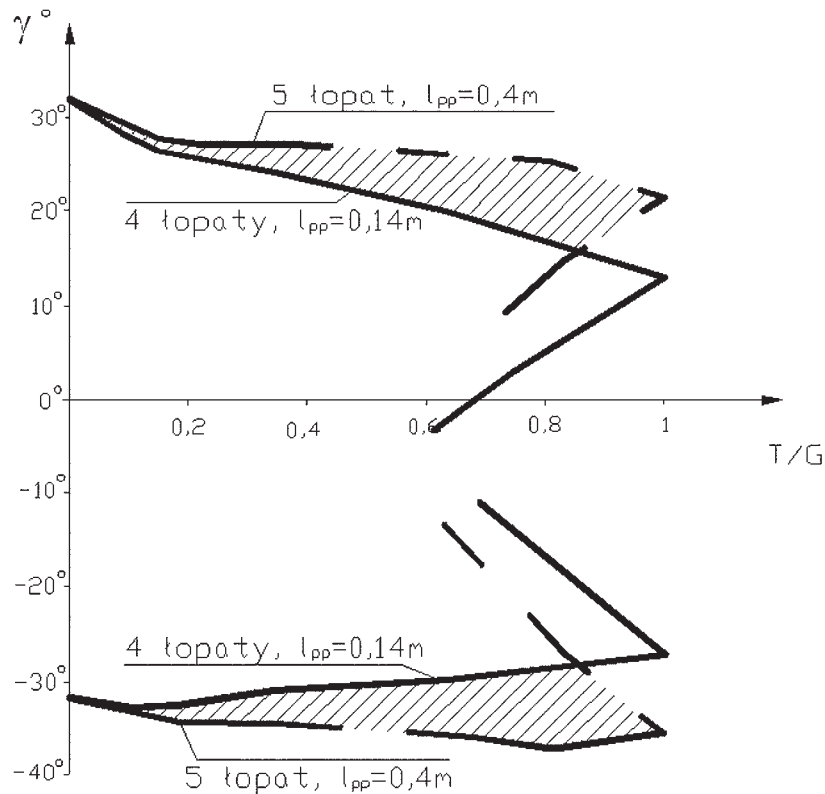
W założeniu podwozie adaptacyjne ma zapewnić stabilność śmigłowca przy nachyleniu terenu rzędu  $10^\circ$ . Aby spełnić ten warunek dla śmigłowca PZL W3 Sokół potrzebna jest możliwość wysunięcia amortyzatora o około 30 cm.

Rozwiązanie takie wymaga zastosowania dodatkowego wciągnika. Kompletny układ adaptacyjnego podwozia składałby się z:

- dodatkowych wciągników umieszczonych szeregowo,
- instalacji hydraulicznej,
- pompy hydraulicznej, zasilanej przez akumulatory śmigłowca,
- żyroskopu,
- komputera pokładowego.

Koncepcja układu zakłada jego poprawne działanie przy wyłączonych silnikach śmigłowca. Zasilanie odbywałoby się przy pomocy akumulatorów śmigłowca.

Dodatkowo oprócz możliwości korygowania kąta przechylenia rzędu  $1^\circ$  konstrukcja podwozia składająca się z takiego układu amortyzatorów mogłaby spełniać wymagania „antykraszowości” i posiadałaby II stopień energochłonności układu. Umożliwiłoby to zwiększenie dopuszczalnych prędkości opadania pionowego śmigłowca podczas przyziemienia z około 3,6 m/s do kilkunastu m/s.



Rys. 5.2. Wpływ zmiany liczby łopat oraz rozstawu przegubów poziomych na zmianę wartości krytycznego kąta kapotażu

## 6. PODSUMOWANIE I WNIOSKI

Przeprowadzone obliczenia użytkownika śmigłowca w sytuacjach zagrożonych kapotażem wskazują na możliwości powiększenia obszaru bezpiecznego użytkownika przy wprowadzeniu niewielkich zmian konstrukcyjnych.

Najbardziej efektywnym sposobem jest zmniejszenie minimalnego skoku ogólnego wirnika nośnego. Przykładem mogą być śmigłowce SW-4 gdzie  $\vartheta_0 = 2^\circ$  oraz LYNX w którym możliwe jest ustawienie nawet ujemnego skoku ogólnego. Zmniejszenie tego parametru spowoduje dociążenie podwozia śmigłowca przez co będzie on mniej podatny na boczne podmuchy wiatru czy też ruchy pokładu statku.

Duży wpływ na dopuszczalną obwiednię użytkownika śmigłowca ma szorstkość podłoża. Jeżeli zwiększony zostanie współczynnik tarcia poprzez zastosowanie np. specjalnych mat przeciwpoślizgowych obwiednia użytkownika zwiększa się aż do granic kapotażu.

Na zwiększenie granic kapotażu istotnie wpływa sprężystość mocowania łopat (zwiększenie odległości przegubu poziomego). Wymaga to jednak znacznej modyfikacji wirnika.

Realne jest przy powszechnym obecnie stosowaniu komputerów pokładowych wprowadzenie aktywnego sterowania przechyleniem śmigłowca przez zastosowanie podwozia adaptacyjnego. Możliwe jest nawet zastosowanie tego rozwiązania na pokładach statków z uwagi na względnie wolne ruchy ich przemieszczeń kątowych.

Zwiększenie zakresów przechyleń i pochyłeń tarczy sterującej nie jest zalecane mimo że powiększa obszar użytkownika wolny od kapotażu, z uwagi na ryzyko kolizji łopaty z belką ogonową i uderzeń o ograniczniki wahań łopaty.

Ze względu na wolne tempo kapotażu, graniczne warunki

użytkownika śmigłowca mogą być stosunkowo bezpieczne pod warunkiem umiejętnej reakcji pilota. W sytuacjach zagrożonych kapotażem zaleca się następujące zachowania: ucieczka w zawis lub zmniejszenie skoku ogólnego śmigłowca do minimum co pozwoli sile ciężkości zrównoważyć śmigłowca.

Szczególną ostrożność należy zachować podczas startów i lądowań na pochylonych terenach oraz przy silnym bocznym wietrze. Podczas tych manewrów przy stosunku ciągu do ciężaru  $\frac{T}{G}$  bliskiemu 1 następuje odciążenie podwozia i śmigłowca jest podatny na możliwość rozwinięcia się zjawiska kapotażu.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] **Supryn J., Kosiol R.:** *Szczególny przypadek niestacjonalności śmigłowców na ziemi*. TLiA nr 1/69.
- [2] **Witkowski R.:** *Budowa i pilotaż śmigłowców*. Warszawa 1986.
- [3] **Pogorzelski K.:** *Zasady pilotowania śmigłowca*. MON DWL Warszawa 1969.
- [4] **Bereżański J., Stanisławski J., Szumański K.:** *Eksploracja śmigłowca na terenie pochyłym*. TLiA 1982, nr 6, 7, 8.
- [5] **Brawerman A. S., Perlsztein D. M., Łapisowa S. W.:** *Balansirówka odnowionego wiertolęta*. Moskwa 1975.
- [6] **Szumański K.:** *Teoria i badania śmigłowców w ujęciu symulacyjnym*. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa. Warszawa 1997.
- [7] **Lobik D.:** *Helicopter dynamic rollover internet*.
- [8] *Dynamic rollover* www.dynamicflight.com .
- [9] **Cieśla J.:** *Przystosowanie śmigłowca PZL Sokół do operowania z pokładu statku*. Opracowania ILOT Warszawa 2006.
- [10] **Tuttle R. M.:** *A study of helicopter landing behaviour on small ships*. 31-st Ann. Nat. Forum of the AHS, Nr 983, 1985.
- [11] **Dziubiński A, Stalewski W.:** *Symulacja zjawiska pierścienia wirowego wokół wirnika śmigłowca w oparciu o rozwiązanie równań Naviera-Stokesa z uproszczonym modelem wirnika w postaci powierzchni skoku ciśnienia*. Prace Instytutu Lotnictwa 2006, nr 184-185.
- [12] **Prouty R. W.:** *Helicopter Aerodynamics*. Rotor & Wing International Philips Publishing, Inc.
- [13] **Szabelski K.:** *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1995, 2002.
- [14] **Leishman, Gordon J.:** *Principles of helicopter aerodynamics*. Cambridge University Press; 2002.
- [15] **Englewood, Jeppesen:** *Rotorcraft Flying Handbook*. Senderson Inc. 2000.
- [16] **Lewitowicz J., Lorocho L.:** *Problemy badań i eksploatacji techniki lotniczej*. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych. Warszawa 2004.
- [17] **Kempski P, Kempski B.:** *Śmigłowiec wielozadaniowy PZL W3 Sokół*. Warszawa Wydawnictwo Bellona 2004.
- [18] **Witkowski R.:** *Dzieje śmigłowca*. Warszawa, Oficyna Wydawnicza Echo 2005.
- [19] **Padfield G. D.:** *Dynamika lotu śmigłowców. Teoria i wykorzystanie właściwości lotnych i modeli symulacyjnych*. Warszawa WKiŁ 1998.
- [20] *Metoda oceny granic bezpiecznej eksploatacji śmigłowca na terenie skośnym*. Wydawnictwo wewnętrzne ILOT, nr RL – 332, 1980.

D. Żelazek

### HELICOPTER TURNOVER. CAUSE OF EFFECT AND PREVENTIVE METHODS

Summary

Article shows helicopter turnover effect analysis and example incidents, which can occur during helicopter operation. Presentation includes: turnover description and conditions when effect can occur. A study of possible extension of turnover limits is included.

Д. Желазек

### ЯВЛЕНИЕ КАПОТАЖА ВЕРТОЛЁТА. ПРИЧИНЫ ПОЯВЛЕНИЯ И СПОСОБЫ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ

Резюме

В реферате представлен анализ капотажа вертолётa и даны примеры случаев которые могут выступит во время эксплуатации вертолётa. Презентация включает в себя: описание явления капотажа и условия благоприятствующие появлению и развитию этого явления, модель капотажа и расчётные примеры для вертолётa PZL W-3 Sokół. Показан также анализ возможности расширения границ безопасной эксплуатации вертолётa в условиях угрожающих появлением капотажа.