

# ANALIZA MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA SKOKU CYKLICZNEGO NA ŚMIGLE PCHAJĄCYM W UKŁADACH WIROPLATÓW ZESPOLONYCH TYPU WIATRAKOWIEC

PAWEŁ PASZKO

Instytut Lotnictwa

## Streszczenie

*W pracy została przedstawiona modyfikacja konstrukcji i sposobu działania śmigła pchającego. Koncepcja nowego rodzaju śmigła została poparta wstępnymi obliczeniami momentów powstających na śmigle, wywołujących zmianę kierunku lotu wiatrakowca, oraz analizą opływu w obszarze śmigła. Projekt koncepcyjny opiera się o istniejące rozwiązania stosowane na śmigłowcach. Do rozwiązań tych można zaliczyć: sterowania kątem nastawienia łopat za pomocą popychaczy przechodzących przez wał śmigła (Enstrom F-28 [2]), oraz mocowaniem śmigła na nieruchomej tulei wzmacniającej wał śmigła (AH-64 Apache [4]).*

## 1. WPROWADZENIE

Rozwiązania konstrukcyjne współczesnych wiatrakowców zmirzają do opanowania fazy pionowego wysokości i pionowego lądowania, a więc też jak największego magazynowania energii na wirniku podczas prerotacji. W wymienionych przypadkach lotnych nie można liczyć na sterowność od stateczników mimo ich położenia w strumieniu zaśmigłowym i występują trudności z zachowaniem pełnej aktywnej kontroli w zakresie odchylania i pochylania. Podobnie występuje trudność z możliwością aktywnego zareagowania w locie w trudnych warunkach (noc, turbulencja, szybkie manewry), kiedy zaczyna się napływ z góry na wirnik i następuje konieczność szybkiego zadarcia aby utrzymać lot autorotacyjny. Moment zadzierania kadłuba powstający na śmigle może szybciej i sprawniej uratować wiatrakowiec niż dodanie „gazu”. Śmigło o zmiennym skoku cyklicznym wyeliminuje problem utrudnionej manewrowości przy małych prędkościach postępowych. Takie rozwiązanie ułatwi wymijanie przeszkód na niskich wysokościach, ułatwi start i lądowanie a wprowadzony moment zadzierający nie będzie wymuszał umieszczenia osi obrotu śmigła poniżej środka ciężkości wiatrakowca. Zastosowanie śmigła o skoku cyklicznym wprowadzi moment dociskający podczas rozkręcania wirnika na śliskiej powierzchni, oraz może umożliwić start pionowy przy równoważeniu momentu reakcyjnego wirnika i przy zerowej sile ciągu śmigła. Nowe rozwiązanie zmniejszy także udział powierzchni sterowych w sterowaniu kierunkiem lotu, co pozwoli zmniejszyć wymiary powierzchni sterowych. W porównaniu do tradycyjnego śmigła pchającego nowe rozwiązanie konstrukcyjne ze względu na zmianę sposobu działania śmigła

musi uwzględnić: modyfikację konstrukcji piasty śmigła i mocowania do kadłuba, zmianę sterowania kątem nastawienia łopat, określenie współdziałania zmodyfikowanego śmigła z wiatrakowcem.

## 2. ANALIZY OBLICZENIOWE

Ocena skuteczności nowego rozwiązania musi być poparta obliczeniami możliwego do uzyskania momentu sterującego wytwarzanego na śmigle. Przy zestawieniu danych wejściowych do modelu obliczeniowego zostały wykorzystane dane masowe, sztywnościowe i aerodynamiczne śmigła ogonowego śmigłowca SW-4. Najpierw jednak niektóre wartości zostały odpowiednio przekształcone, dostosowując tym samym model do programów obliczeniowych. Obliczenia częstości drgań własnych łopat zostały oparte o metodę macierzową, natomiast obliczenia obciążeń łopat zostały przeprowadzone na podstawie metody Galerkina. Modyfikacja niektórych parametrów łopaty dostosuje także śmigło do nowego przeznaczenia.

Zestawienie danych wejściowych do programów obliczeniowych obejmuje wydłużenie ramienia łopaty, co zwiększy zdolność wytwarzania momentu sterowania kierunkowego, umożliwi wprowadzenie elementu sprężystego w ramieniu łopaty, realizującego funkcję przegubu pionowego i poziomego, oraz umożliwi zamocowania popychaczy przy większej ilości łopat na potrzeby projektu koncepcyjnego. Ramię łopaty zostało wydłużone tak aby średnica śmigła osiągnęła 1,75 m jak przy większości śmigieł stosowanych na wiatrakowcach. Ponadto sporządzenie danych obejmuje: wprowadzenie przegubu pionowego oraz poziomego do ramienia łopaty, zwiększenie sztywności przegubów i utwierdzenie huśtawkowego zamocowania łopaty do wału. Jako warunek ustalenia odpowiedniej sztywności śmigła założono położenie ekwiwalentnego przegubu poziomego w odległości około 40% długości łopaty od osi obrotu. Warunek ten jest spełniony w przypadku bezprzegubowych wirników ABC, które z racji charakteru swojej pracy odznaczają się wysoką sztywnością. Zwiększenie sztywności wymusiło także dobór odpowiedniej prędkości kątowej 228 rad/s, tak aby częstość drgań własnych łopaty w płaszczyźnie ciągu była zbliżone do częstości drgań łopat bezprzegubowych wirników nośnych ABC, wynoszącej ok. 1,4 1/s. Wprowadzenie wszystkich trzech przegubów zostało dokonane na potrzeby programów obliczeniowych, a zwiększenie sztywności realizuje warunek śmigła bezprzegubowego. Warunek na sztywność śmigła można zapisać wzorem (1.1):

$$100\% \frac{l_0}{R} = 40\% , \quad (1.1)$$

gdzie:

$R$  - promień łopaty,

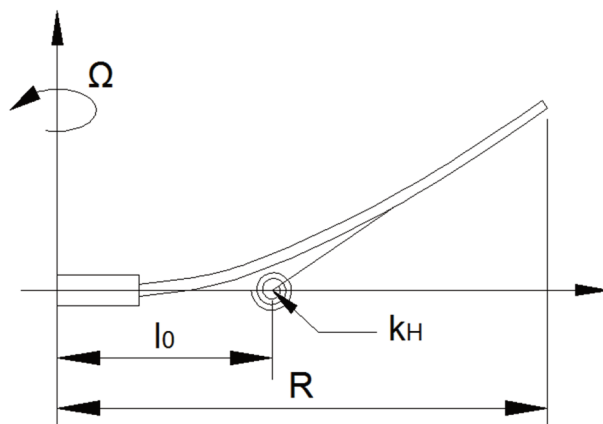
$l_0$  - położenie ekwiwalentnego przegubu w płaszczyźnie ciągu.

Dla  $R = 0,875$  m otrzymuje się  $l_0 = 0,35$  m.

Przy obliczaniu pierwszej częstości wahań łopaty w płaszczyźnie ciągu  $\omega_1$ , zastępując wirnik przegubowy o sztywnych łopatach podobnym dynamicznie wirnikiem bezprzegubowym o łopatach elastycznych jak na rysunku 1.1, można posłużyć się zależnością (1.2):

$$\frac{l_0}{R} = \frac{(\omega_1^2 - 1)}{(\omega_1^2 + 0,5)} . \quad (1.2)$$

Po podstawieniu dla:  $R = 0,875$  m,  $l_0 = 0,35$  m,  $\Omega = 228$  rad/s otrzymuje się  $\omega_1 = 1,41$  1/s.



Rys. 1.1. Schemat deformacji łopaty w pierwszym uproszczeniu,  $k_H$  – sztywność w przegubie poziomym

Zakładając że po niezbędnych modyfikacjach dane masowe i aerodynamiczne segmentów łopat nie zmieniają swoich wartości, uzyskana została pierwsza częstość drgań giętych w płaszczyźnie ciągu wynosząca 1,40 1/s. Jest to zadawalający wynik. Warunek sztywności śmigła bezprzegubowego dla płaszczyzny ciągu został więc spełniony.

Wskaźnikiem jakości przy doborze śmigła jest możliwość wytworzenia jak największego momentu sterowania kierunkowego, oraz jak najmniejsze zapotrzebowanie na moc w locie postępowym. Odpowiedni dobór parametrów pod względem wystarczającej wartości momentu sterowania, a także pod względem zadawalających osiągnięć i sprawności podczas lotu postępowego wymagać będzie pogodzenia dwóch rozpatrywanych przypadków.

W pierwszym przypadku przy locie z małą prędkością, gdy wpływ usterzenia na kierunek lotu jest niewielki, liczy się jak największy moment sterowania kierunkowego, pobór mocy będzie miał drugorzędne znaczenie, z racji małego ciągu śmigła w tym stanie lotu. Drugi przypadek to lot z prędkością postępową, gdy wpływ usterzenia jest duży, a główne znaczenie odgrywa osiągnięcie wymaganej prędkości maksymalnej, oraz przelotowej, przez wiatrakowiec przy jak najmniejszym zapotrzebowaniu śmigła na moc. Poniżej (tab. 1.1) przedstawiono wyniki analizy wytworzenia momentu sterowania na rozpatrywanym śmigle w zależności od liczby łopat i wychylenia tarczy sterującej  $\theta_x$ . Wszystkie obliczenia zostały przeprowadzone dla wysokości 0 m.

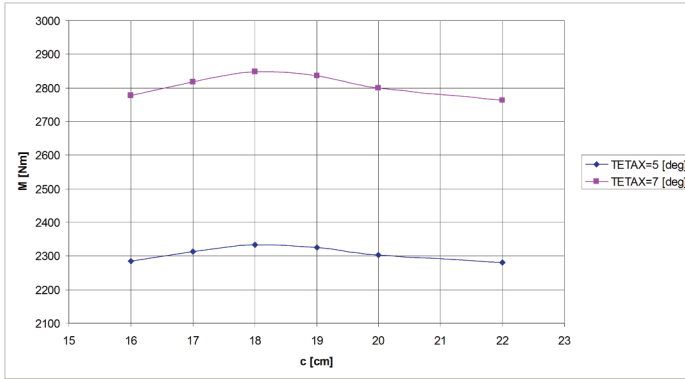
Tabela 1.1. Właściwości śmigła w zawisie, w zależności od kąta pochylenia tarczy sterującej, oraz ilości łopat

Liczba łopat	$\theta_x = 5^\circ$		$\theta_x = 7^\circ$	
	$N$ [kW]	$M$ [Nm]	$N$ [kW]	$M$ [Nm]
2	5,3	568	8,8	693
3	8,0	854	13,4	1041
4	10,8	1140	18,1	1389
8	22,1	2285	36,8	2778

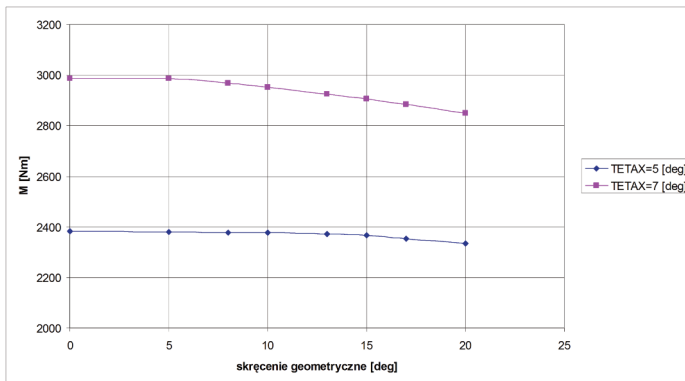
$N$  – moc pobierana przez śmigło,

$M$  – wytwarzany moment sterowania kierunkowego.

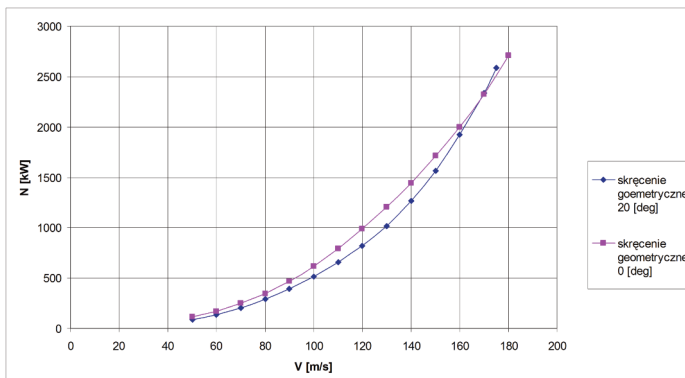
W celu zbadania maksymalnej wartości momentu sterowania kierunkowego jaką może osiągnąć śmigło, co jest głównym kryterium jakości przy jego doborze, do dalszych obliczeń (rys.1.2, 1.3, 1.4) został wybrany wariant 8-łopatowy.



Rys. 1.2. Moment sterowania kierunkowego w zależności od długości cięciwy łopaty, przy zmianie cięciwy na całej długości łopaty modelu śmigła



Rys. 1.3. Wpływ skrzywienia geometrycznego łopaty na wartość momentu sterowania kierunkowego modelu śmigła dla cięciwy 18 cm



Rys. 1.4. Wykres mocy pobieranej przez model śmigła w zależności od prędkości przepływu przez tarczę śmigła w locie poziomym

Z analiz wynika, że dla skrócenia geometrycznego łopaty  $0-20^\circ$  przy locie poziomym z prędkością  $V = 70$  m/s różnica w zapotrzebowaniu na moc w porównaniu z łopatomi prostymi wynosi 45 kW (rys. 1.4). Natomiast spadek momentu sterowania kierunkowego dla  $\theta_x = 7^\circ$  w porównaniu z łopatomi prostymi wynosi 139 Nm (rys. 1.3). Zysk momentu z zastosowania prostych łopat w odniesieniu do całkowitego momentu sterowania wytwarzanego przez śmigło jest niewielki, w porównaniu do zysku mocy, jeśli przykładowo zostanie zastosowany silnik o mocy 200 kW. Racjonalne więc jest zwiększenie sprawności przy dużych prędkościach lotu, kosztem niewielkiego spadku momentu sterowania kierunkowego.

Posługując się podobnymi wykresami można dojść do optymalnego ustalenia parametrów śmigła pod względem wytwarzania momentu sterowania kierunkowego przy małych prędkościach lotu, jak i pod względem uzyskania wysokiej sprawności przy dużych prędkościach lotu na dowolnej wysokości. Przy ustalaniu pułapu operacyjnego dane dotyczące wytwarzanego momentu sterowania kierunkowego w zależności od wysokości lotu, zestawione z danymi momentów bezwładności wiatrakowca względem osi x, y, z, pozwolą na ustalenie maksymalnej wysokości przy której śmigło będzie miało wpływ na sterowanie kierunkiem lotu.

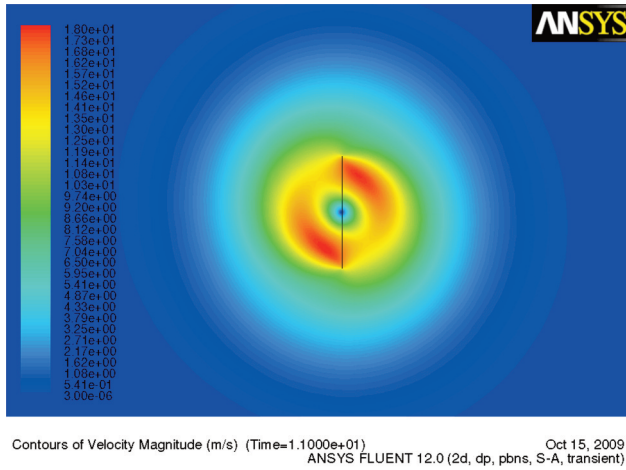
Uzyskane momenty dla całego zakresu obliczeń z dużym zapasem wystarczą na sterowanie wiatrakowcem. Dla przykładowego śmigłowca o mocy przenoszonej na wirnik nośny 150 kW, prędkości kątowej wirnika 57 rad/s, do zrównoważenia momentu reakcyjnego z zapasem 50% na manewrowość śmigło musiałoby wytwarzać moment 4000 Nm. Wartość ta jest znacznie większa niż wynika to z obliczeń dla przyjętego modelu. Dla śmigłowca klasy SW-4 (1800 kg) przy zastąpieniu belki ogonowej śmigłem o zmiennym skoku okresowym w układzie pchającym przyjęty model śmigła nie zapewnia skutecznego sterowania [3]. Natomiast dla porównania – zapotrzebowanie na moment przy prerotacji dla wiatrakowca I-28 po rozkręceniu wirnika do prędkości 72 rad/s moc przenoszona na wirnik wynosi 64671 W, co daje 900 Nm momentu reakcyjnego.

Aby sprawdzić stateczność ruchu łopat śmigła o skoku zmiennym okresowo prześlędzone zostały maksymalne ich odkształcenia dla wychyleń i odchyłeń, oraz przekreń przy wychyleniu tarczy sterującej  $\theta_x = 7^\circ$ . Sprężenia drgań łopaty wywołują jej deformację w dwóch prostopadłych płaszczyznach, oraz jej skrócenie. Analizy nie wykazały niestateczności ruchu, ani przekroczenia odkształceń, które mogłyby spowodować zniszczenie łopaty.

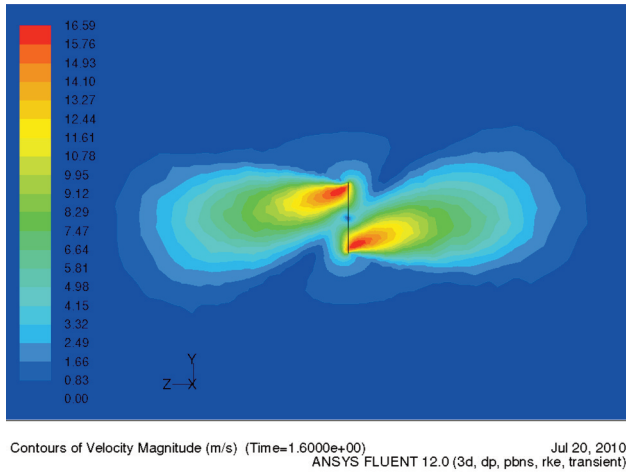
### 3. ANALIZA OPŁYWU

Następnym krokiem badania wyprowadzonego modelu śmigła jest analiza opływu. Wstępna analiza opływu przy asymetrycznym obciążeniu tarczy śmigła wykazała jak zaburzenia przy skokowo zmiennym ciśnieniu symulującym zmianę skoku okresowego wpłynęły na zdolność do wytworzenia momentu sterującego kierunkiem lotu wiatrakowca. Zbadane zostały przypadki opływu w układzie dwuwymiarowym dla przykładowego modelu śmigła o średnicy 3,75 m (rys. 1.5), oraz trójwymiarowym dla badanego modelu śmigła o średnicy 1,75 m przy zerowym ciągu, dla  $\theta_x = 7^\circ$  (rys. 1.6, 1.7, 1.8). Do symulacji wykorzystany został program Fluent [6].

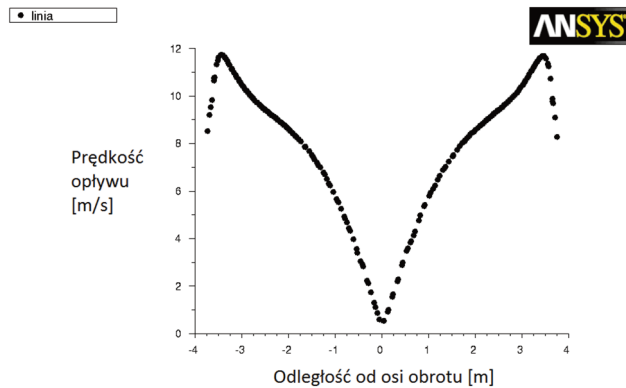
Jak wynika z rysunków w przypadku 2D (rys. 1.5) nie jest możliwe uzyskanie spodziewanego momentu sterującego, ponieważ obszar indukowany kształtuje się w postaci pierścienia. Przy takim opływie powietrze spływające z jednej łopaty zostaje zassane przez łopatę do niej symetryczną względem środka obrotu, o przeciwnym kącie nastawienia. Zwiększenie skoku ciśnienia spowoduje tylko przyspieszenie przepływu w utworzonym pierścieniu, sterowanie momentem jest więc niemożliwe. W przypadku 3D (rys. 1.6) utworzył się przepływ w kierunku osi obrotu śmigła, a powietrze zostaje zasysane z całej przestrzeni wokół niego. Ukształtowane oddzielne strugi dają możliwość wytworzenia momentu przy zerowym ciągu, oraz możliwość sterowania nim.



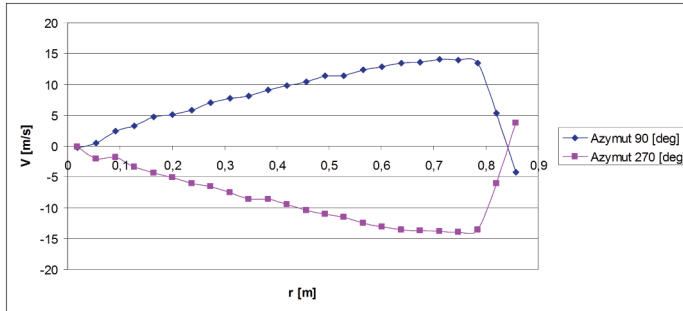
Rys. 1.5. Mapa prędkości opływu w układzie 2D



Rys. 1.6. Mapa konturowa prędkości opływu modelu w układzie 3D



Rys. 1.7. Wykres wypadkowej prędkości opływu dla przypadku 3D w zależności od promienia wirnika



Rys. 1.8. Rozkład prędkości indukowanej wzdłuż promienia łopaty dla badanego modelu śmigła

#### 4. ROZWIĄZANIE KONSTRUKCYJNE ŚMIGŁA

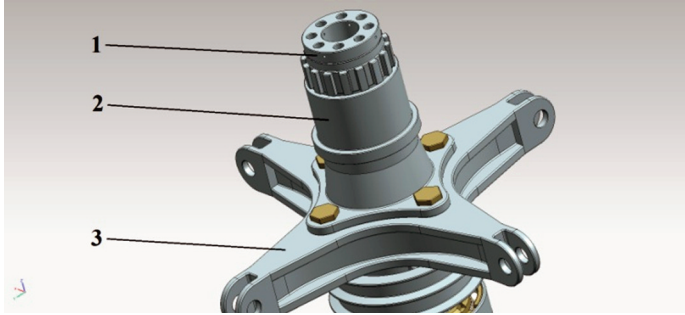
Rozpatrując przykładowe rozwiązanie konstrukcyjne śmigła o zmiennym skoku okresowym dokonane zostały założenia obejmujące: dobór parametrów śmigła, sposób sterowania skokiem okresowym, opracowanie oddzielnego układu przenoszącego moment obrotowy z wału silnika na wał śmigła. Ze względu na dodatkowe naprężenia gnące w wale śmigła wywołane przez sterowanie cykliczne, należy przeanalizować możliwości odciążenia wału stosując następujące rozwiązania: osadzając śmigło na osobnym wale wykorzystując przekładnie pasową, łożyskując piastę śmigła na tulei wzmacniającej. Jeśli moment wytwarzany przez sterowanie cykliczne jest mniejszy od momentu giroskopowego podczas przewidzianych manewrów, piasta śmigła może być umieszczona na wale silnika. Wtedy obciążenia przenoszone na łożyska wału korbowego wywołane skokiem cyklicznym nie są większe od tych wywołanych momentem giroskopowym. Cały agregat posiada także węzły mocowania do kadłuba, przenoszące obciążenia z piasty śmigła na konstrukcję wiatrakowca. Przekładnia pasowa powinna być wyposażona w napinacz który będzie umożliwiał prerotację wirnika. Sposób mocowania śmigła do kadłuba oraz sterowania kątem nastawienia łopat musi mieć rozwiązanie kompaktowe, umożliwiające zastosowanie do lekkich statków powietrznych, jakimi są wiatrakowce. Tarcza sterująca nie powinna generować dodatkowych oporów przy napływie powietrza na śmigło, a przejście linii kadłuba w owiewkę osłaniającą wał śmigła powinno być w miarę płynne. Warto także rozpatrzyć możliwość zastosowania całego agregatu mocującego śmigło pchające do wykorzystania jako mocowanie śmigła ciągnącego w zależności od konstrukcji kadłuba.

Z racji przeprowadzonej analizy wartości momentów sterowania, można założyć optymalne osiągi dla śmigła 8-łopatowego, o skręceniu geometrycznym  $0-20^\circ$  i cięciwie 18 cm. Na wysokości  $h = 0$  km śmigło pozwoli na osiągnięcie prędkości lotu 60 m/s dla wiatrakowca o oporze  $Sc_x = 0,45$  (ciąg ok. 1000 N). Układ sterowania musi zapewniać zwiększenia kąta nastawienia łopaty do ok.  $25^\circ$ , jednocześnie przy wychyleniu tarczy sterującej  $\theta_x = 5^\circ$ . Moc przenoszona na śmigło nie będzie przekraczała 150 kW. Prędkość kątowna 228 rad/s, oraz średnica śmigła 1,75 m, pozostają zgodnie z wypracowanym wcześniej modelem.

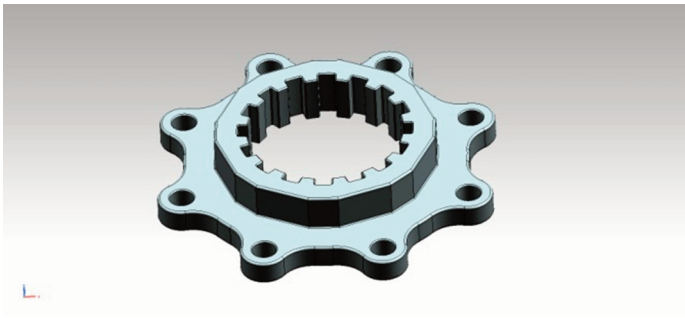
Projekt koncepcji modułu śmigła został przedstawiony na rysunku 1.11. W górnej płycie głowicy (rys. 1.10) znajduje się wielowypust dzięki któremu moment skręcający przekazywany jest z wału śmigła na piastę. Płyta górna dokręcona jest do głowicy 8 śrubami, na których zgodnie z rysunkiem (1.12) także zamontowane są wsporniki (4) pod dźwignie pośredniczące. Wsporniki są też dociskane do górnej płyty za pomocą nakrętki (3) nakręcanej na wał śmigła. Piasta osadzona jest na tulei wzmacniającej, na dwóch łożyskach stożkowych (1). Na łożysko



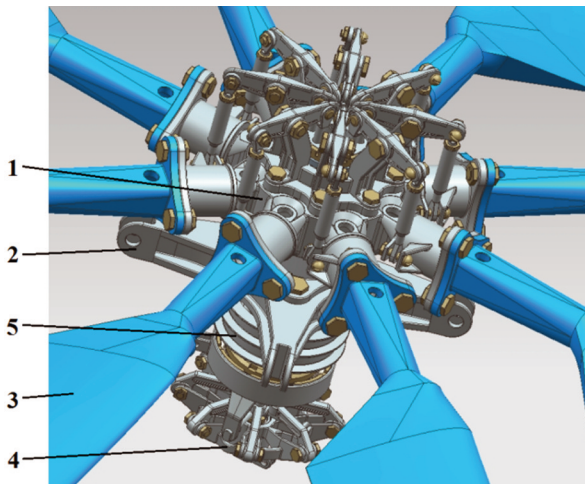
stożkowe znajdujące się na tulei wzmacniającej pod płytą górną głowicy nakręcona jest nakrętka (2), która dociska łożyska do stopnia oporowego tulei, zabezpieczając piastę przed wysunięciem się. Wał śmigła ułożyskowany jest w krzyżaku. Położenie wału względem tulei wzmacniającej przedstawione jest na rysunku 1.9.



Rys. 1.9. Moduł śmigła przed nałożeniem piasty.  
1 - wał śmigła, 2 - tuleja wzmacniająca, 3 - krzyżak

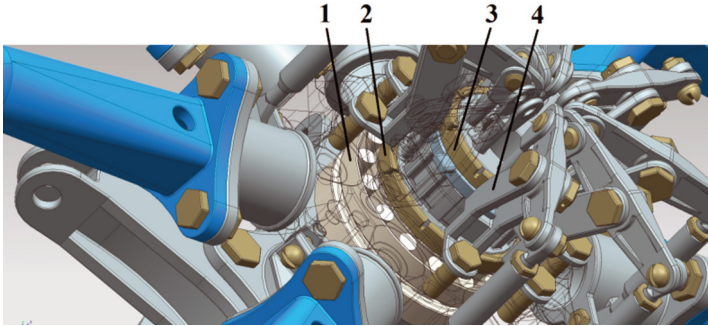


Rys. 1.10. Górna płyta głowicy śmigła



Rys 1.11. Projekt koncepcyjny modułu śmigła.  
1 - piasta śmigła, 2 - punkt mocowania śmigła do kadłuba,  
3 - łopata, 4 - tarcza sterująca, 5 - koło pasowe

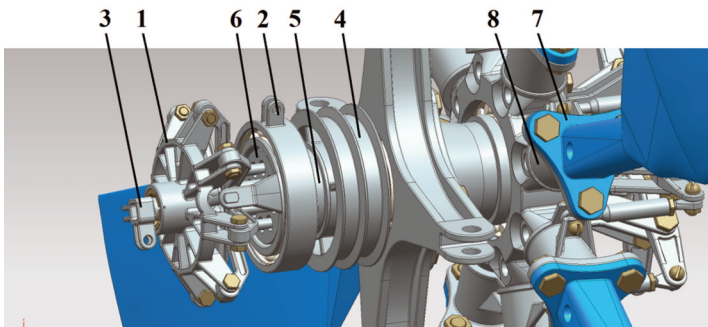




Rys. 1.12. Moduł śmigła w widoku bez głowicy i płyty górnej.

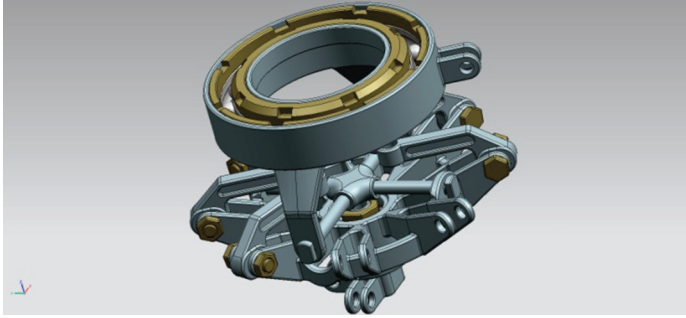
1 – łożyska stożkowe, 2 – nakrętka na tuleję wzmacniającą,  
3 – nakrętka na wał śmigła, 4 – wspornik pod dźwignię pośredniczącą

Sterowanie zmianą kąta nastawienia łopat musi cechować się niezależnością kinematyczną ruchu tarczy sterującej w obu płaszczyznach dla skoku okresowego oraz ruchu tarczy wzdłuż osi wału dla skoku ogólnego. W zaprezentowanym rozwiązaniu została zastosowana tarcza sterująca typu pierścieniowego, umieszczona przed wałem śmigła (rys. 1.13). Zmianę skoku ogólnego umożliwi ruch wzdłużny obręczy z uchwytem na mocowanie ciągu sterowania (2) w układzie nie wirującym. Zmiana skoku okresowego odbywa się przez wychylenie trzpienia (3) w dwóch prostopadłych płaszczyznach, ułożyskowanego w tarczy sterującej (1). Koło pasowe (4) nasunięte jest na wielowypust wału śmigła, oraz dociśnięte tuleją z zewnętrzną powierzchnią ślizgową (5). Tuleja dociśnięta jest nakrętką z otworami na popychacze (6), które przechodzą także przez wał śmigła. Z racji małych rozmiarów elementów układu sterowania niezbędne będzie wykorzystanie łożysk ślizgowych. Przekręcenia osiowe łopaty realizuje torsjom elastomerowy, poprowadzony wewnątrz ramienia łopaty, oraz głowicy. Łopata (7) przymocowana jest trzema śrubami do tulei z wewnętrznymi powierzchniami ślizgowymi (8) osadzonej na ramieniu piasty. Schemat kinematyczny układu przedstawia rysunek 1.15. Zmiana kąta nastawienia łopat jest realizowana w zakresie  $-15^{\circ}$ ,  $20^{\circ}$ . Tarcza sterująca zamocowana została na przegubie Cardana do obręczy realizującej zmianę skoku ogólnego z wewnętrzną powierzchnią ślizgową. Schemat tego zamocowania został przedstawiony na rysunku 1.14.

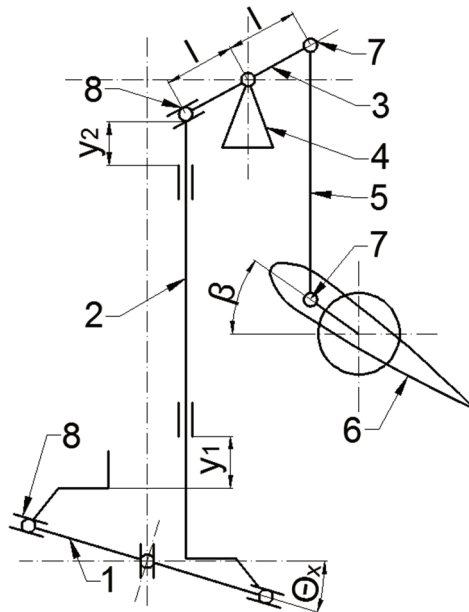


Rys. 1.13. Układ sterujący zmianą kąta nastawienia łopat.

1 – tarcza sterująca, 2 – obręcz z mocowaniem na popychacz sterujący skokiem ogólnym,  
3 – trzpień z mocowaniem na popychacze sterujące skokiem okresowym,  
4 – koło przekładni pasowej, 5 – tuleja pod wał śmigła, 6 – nakrętka,  
7 – łopata, 8 – tuleja ramienia piasty



Rys. 1.14. Schemat zamocowania tarczy sterującej

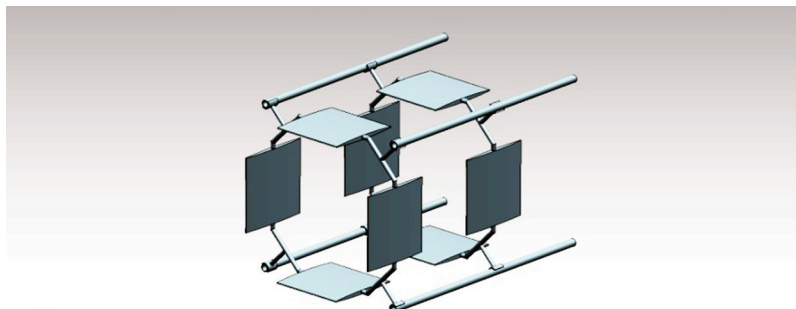


Rys. 1.15. Schemat kinematyczny sterowaniem zmianą kąta nastawienia łopat.  
 1 – tarcza sterująca, 2 – popychacz, 3 – dźwignia pośrednicząca, 4 – wspornik dźwigni  
 pośredniczącej, 5 – drążek pośredniczący, 6 – łopata, 7 – przegub realizujący  
 przemieszczenia kątowe, 8 – przegub realizujący przemieszczenia kątowe,  
 oraz wzdłużne (dla tarczy sterującej  $\pm 4$  mm, dla dźwigni pośredniczącej  $-8, 1, 0$  mm)

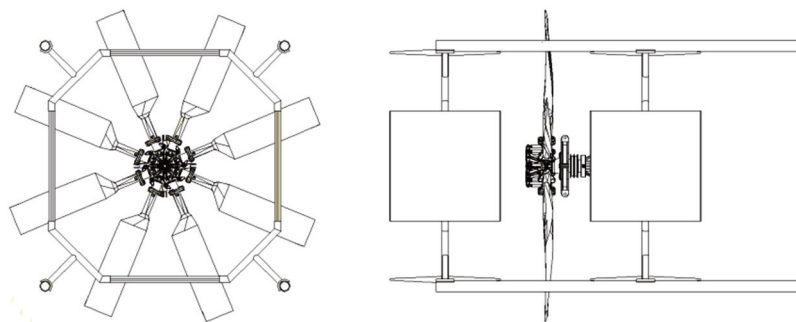
Pomimo wystarczającej wartości momentu sterowania kierunkowego wytwarzanego przez śmigło dla wiatrakowców, warto przeanalizować możliwość zwiększenia tej wartości w przypadku próby zastosowania śmigła o zmiennym skoku okresowym do śmigłowców, zamiast śmigła ogonowego. Wprowadzenie odpowiednich powierzchni nośnych w otoczeniu śmigła mogłoby zwiększyć możliwość równoważenia momentu reakcyjnego w przypadku śmigłowców.

Koncepcja zastosowania dodatkowych powierzchni sterowych zakłada obudowanie śmigła klatką składającą się z dwóch ośmiokątnych ram po obydwu stronach śmigła, oraz rur mocujących ramy (rys. 1.16, 1.17). Na ramionach ramy umieszczone są 4 powierzchnie sterowe na odległości ok. 0,7 długości promienia łopaty. Powierzchnie te będą miały za zadanie odchyłać strugi powstałe od sterowania skokiem okresowym w zawisie. Muszą więc one znaleźć się

w najintensywniejszej strefie opływu w strugach zgodnie z rysunkiem 1.6, z tego względu powinny być umieszczone jak najbliżej śmigła. Płaty symetryczne, wypukłe, zamocowane zostały w połowie długości cięciwy, tak aby podczas lotu nie zostały wyrwane.



Rys. 1.16. Klatka na śmigło z powierzchniami sterującymi



Rys. 1.17. Usytuowanie śmigła względem powierzchni sterujących

Mała prędkość opływu płaszczyzn sterujących sprawia że nie mogą one efektywnie wspomóc równoważenia momentu reakcyjnego w zawisie. Pomimo małej skuteczności w zawisie układ sterowania płaszczyznami powinien być zastosowany ze względu na brak generowania dodatkowych drgań podczas sterowania kierunkiem lotu przy prędkości postępowej w odróżnieniu do śmigła, oraz ze względu na możliwość odciążenia śmigła podczas sterowania kierunkiem lotu przy dużych prędkościach. Powierzchnie sterujące ułatwiłyby także w pewnym stopniu prerotację.

## 5. PODSUMOWANIE

Wstępne analizy wykazały że istnieje możliwość wykorzystania śmigła o zmiennym skoku okresowym w wiroplatach szczególnie w układach zespolonych. Dla wiatrakowców zapotrzebowanie na moment sterowania kierunkowego nie jest wielkie, nie ma więc konieczności stosowania śmigła o bardzo dużej ilości łopat, co wiąże się z radykalnym zmniejszeniem masy. Śmigło o zmiennym skoku okresowym mogłoby być zastosowane na ultralekkich śmigłowcach, a pomimo mniejszej ich zwrotności w porównaniu do konwencjonalnego układu, rozwiązanie takie posiadałoby szereg zalet skłaniających do dalszego rozwoju podobnych konstrukcji. W publikacji została zaprezentowana koncepcja układu sterowania kątem nastawienia łopat na zasadzie tarczy sterującej pierścieniowej, jednak na potrzeby wiatrakowców należałoby

przeanalizować jeszcze inne lżejsze rozwiązania z mniejszą ilością części ruchomych np tarcza sterująca typu „pająk” (śmigłowiec Lynx). Aby w pełni wykorzystać charakter opływu w otoczeniu śmigła można zastosować usterzenie płytowe po obu stronach śmigła. Przy wyborze sposobu sterowania można wprowadzić układ zmniejszający udział zmiany skoku okresowego śmigła w sterowaniu podczas wykonywania manewrów w zależności od prędkości lotu.

#### BIBLIOGRAFIA

- [1] Bukowski J., Łucjanek W.: *Napęd Śmigłowy Teoria i Konstrukcja*, Warszawa, 1986.
- [2] Enstrom Helicopter Corporation: *Piston Helicopter Pilot Training Guide*, 2006.
- [3] Klimkowski J.: *Budowa Śmigłowców*, wykłady, Politechnika Lubelska, 2009.
- [4] National Geographic: *Megastructures: Super Helicopters*, program popularno-naukowy, 2005.
- [5] Padfield Gareth D.: *Dynamika lotu śmigłowców*, WKŁ, 1998.
- [6] Stalewski W.: *Symulacja pracy wirnika nośnego wiatrakowca we wstępnej fazie „pionowego startu”*, raport Instytutu Lotnictwa, 2010.
- [7] Strzelczyk P.: *Wybrane zagadnienia aerodynamiki śmigieł*, Rzeszów, 2007.

PAWEŁ PASZKO

## **ANALYSIS OF ADAPTATION PERIODIC PITCH PUSHER PROPELLER IN COMPOUND ROTARY-WING AIRCRAFT STRUCTURES LIKE AUTOGYRO**

### Abstract

*This work contains introduction of construction and functioning modification of pusher propeller. New conception of propeller has been supported by initial calculations of steering moment created on propeller, which influence flight direction of autogyro and also analysis of flow in propeller field. Predesign is based on existing solutions applied to modern helicopters. Applied solutions are as follows: steering of blade position by means of pushers, which are going axially through the propeller shaft (Enstrom F-28), fixing propeller on the stiff sleeve strengthening the propeller shaft (AH-64 Apache).*