

BADANIE WPŁYWU WARTOŚCI KĄTA SKOKU OGÓLNEGO ŁOPAT WIRNIKA NOŚNEGO NA WŁAŚCIWOŚCI LOTNE WIATRAKOWCA

SŁAWOMIR CIEŚLAK

Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Polska, slawomir.cieslak@ilot.edu.pl

Streszczenie

Powszechnie użytkowane na świecie wiatrakowce wyposażone są najczęściej w wirniki nośne, których kąt skoku ogólnego pozostaje niezmienny w czasie lotu. Jego wartość dobierana jest zwykle dla danego typu konstrukcji na etapie projektowania oraz w czasie prób w locie i musi być na tyle uniwersalna, aby umożliwiała loty i manewrowanie wiatrakowca w pełnym zakresie warunków eksploatacji.

W niniejszej pracy przeprowadzono analizę wyników badań w locie, których celem była ocena wpływu wartości kąta skoku ogólnego na parametry pracy huśtawkowego autorotacyjnego wirnika nośnego oraz właściwości lotne wiatrakowca.

Badania wykonano dla trzech wariantów wirnika nośnego o różnych wartościach kąta skoku ogólnego. Dla wszystkich wirników wykonano loty według zdefiniowanego programu prób obejmującego określone manewry.

Zarejestrowane dane podzielono na grupy odpowiadające poszczególnym stanom lotu. Podczas opracowania wyników analizom poddano m.in. zakresy prędkości obrotowych wirnika w locie, prędkość wznoszenia i opadania a także wartość osiąganego współczynnika obciążenia.

Wykonane badania mogą posłużyć jako źródło danych wykorzystywanych do projektowania nowych wirników autorotacyjnych i doboru ich parametrów konstrukcyjnych w celu uzyskania optymalnych rozwiązań.

Słowa kluczowe: wiatrakowiec, badania w locie, wirnik nośny, autorotacja, kąt skoku ogólnego.

1. WPROWADZENIE

Wirniki nośne najbardziej rozpowszechnionych na świecie wiatrakowców klasy D, C oraz B [1] zbudowane są z łopat o stałej geometrii przekroju będącego odpowiednio dobranym profilem lotniczym. Zwykle stosuje się łopaty proste, nieposiadające wzdłużnego skręcenia geometrycznego, jakie powszechnie spotykane jest w śmigłowcach. Konstrukcja głowic wirników wiatrakowców nie umożliwia zmiany kąta skoku ogólnego ani cyklicznego łopat. Piasta jest najczęściej zbudowana w układzie dwóch sztywno połączonych ramion zawieszonych wahliwie na wspólnym przegubie poziomym.

Określona wartość kąta nastawienia łopaty zwanego też kątem skoku ogólnego zapewniona jest przez zastosowany element kształtowy (tzw. „socket”) będący odwzorowaniem geometrii łopaty od jego wewnętrznej strony, natomiast na zewnątrz dopasowany do ramion piasty wirnika.

Pełni on jednocześnie funkcję elementu montażowego umożliwiającego przyłączenie łopaty do piasty oraz ustalającego wymaganą wartość kąta skoku ogólnego.

Kąt nastawienia łopat dobierany jest zwykle dla danego typu konstrukcji na etapie projektowania oraz w czasie prób w locie. Ustalony kąt nastawienia łopat powinien umożliwić użytkowanie wiatrakowca w pełnym zakresie dopuszczonych warunków eksploatacyjnych: od minimalnej do maksymalnej prędkości lotu, od lotów na poziomie morza, do lotów na wysokości pułapu operacyjnego uwzględniając przy tym zmienność pór roku a także klimat, w jakim użytkowany jest wiatrakowiec, także w zależności od szerokości geograficznej obszaru użytkowania, biorąc pod uwagę stan załadowania wiatrakowca pomiędzy jego minimalną a maksymalną masą startową. Kąt nastawienia łopat musi więc mieć wartość niejako uniwersalną, optymalną dla danej konstrukcji niezależnie od zmienności warunków i sposobu użytkowania.

2. CEL PRACY

Niniejsza praca ma na celu przedstawienie wyników badań w locie pozwalających na ocenę wpływu wartości kąta skoku ogólnego na parametry pracy huśtawkowego autorotacyjnego wirnika nośnego oraz właściwości osiagowe a także pilotażowe wiatrakowca ultralekkiego. Ocenie został poddany również zakres zmian współczynnika obciążeń manewrowych działającego na konstrukcję wiatrakowca dla przewidzianych w programie prób [5] stanów lotu.

W ramach opracowania wyników badań wykonana została analiza porównawcza wybranych parametrów lotu dla trzech wartości kąta skoku ogólnego łopat wirnika nośnego.

3. OBIEKTY BADAŃ

Badaniom poddano trzy wirniki nośne typu „huśtawkowego” o jednakowej konstrukcji, zbudowane z identycznych łopat duralowych zamontowanych w piaście z różnymi wartościami kąta skoku ogólnego. Zestawienie danych geometrycznych badanych wariantów wirnika zawarto w tabeli 1.

Tab. 1. Zestawienie danych geometrycznych badanych wirników nośnych [opracowanie własne]

	Wariant 1	Wariant 2	Wariant 3
Kąt skoku ogólnego	2,0°	2,4°	3,0°
Średnica wirnika	8,6 m		
Profil łopaty	NACA-9-H-12		
Cięciwa profilu	220 mm (stała na całej długości łopaty)		
Skręcenie łopaty	brak skręcenia		

4. PLATFORMA BADAWCZA

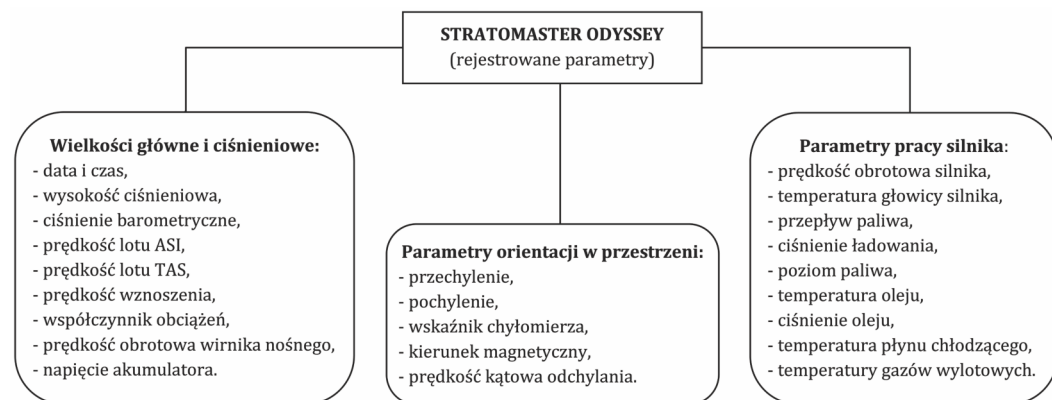
Badania opisanych wirników nośnych zostały przeprowadzone z wykorzystaniem wiatrakowca ZEN-1 firmy Aviation Artur Trendak & Son. Jest to statek powietrzny zbudowany w układzie ze śmigłem pchającym napędzanym silnikiem tłokowym o mocy 122 KM. Jego maksymalna masa startowa równa jest 450 kg, prędkość lotu nieprzekraczalna to 210 km/h natomiast maksymalna prędkość przelotowa wynosi 175 km/h.

Konstrukcja głowicy wiatrakowca ZEN-1 pozwala na szybką wymianę wirnika nośnego mocowanego na sworzniu wahliwym. Umożliwiło to przeprowadzenie badań trzech wirników jednego dnia w zbliżonych warunkach atmosferycznych.

5. APARATURA POMIAROWO – REJESTRUJĄCA

Aparaturę pomiarowo-rejestrującą zabudowaną fabrycznie na wiatrakowcu stanowi elektroniczny system przyrządów pokładowych (EFIS) Stratomaster Odyssey [4] mający możliwość rejestracji parametrów lotu oraz pracy silnika i wirnika nośnego na nośniku pamięci (karta SD).

Na rys. 1 zamieszczono szczegółowy wykaz parametrów rejestrowanych przez system EFIS podczas wykonywanych badań.



Rys. 1. Parametry mierzone i rejestrowane podczas badań [opracowanie własne]

6. ZAKRES I PRZEBIEG BADAŃ

Próby obejmowały loty z każdym z trzech badanych wariantów wirników nośnych. Cykl prób dla każdego wirnika zawierał określone stany lotu.

Wiatrakowiec przygotowano do lotu według procedur zawartych w Instrukcji Użytkowania w Locie.

Z każdym wirnikiem wykonano po jednym locie testowym. Masa startowa wiatrakowca była w przybliżeniu stała (poza ubytkiem paliwa w czasie lotów) i wynosiła około 450 kg.

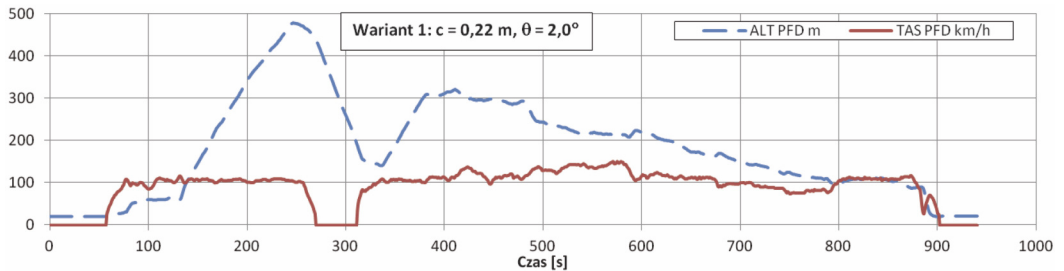
Program lotów zdefiniowany został w Programie Prób [5] i zakładał wykonanie dziewięciu kolejnych zadań:

1. wykołowanie na próg pasa,
2. prerotacja do 200 obr/min,
3. start z rozbiegiem,
4. wznoszenie z prędkością lotu $V=105$ km/h, do wysokości ok. 450 m nad terenem,
5. opadanie autorotacyjne do wys. ok. 150 m nad terenem,
6. wznoszenie do wys. 300 m nad terenem,
7. zakręty z przechyleniem 60° w lewo i prawo,
8. lot poziomy po 2 minuty z prędkościami: 80, 90, 100, 110, 120, 130, 140, 150 km/h,
9. lądowanie.

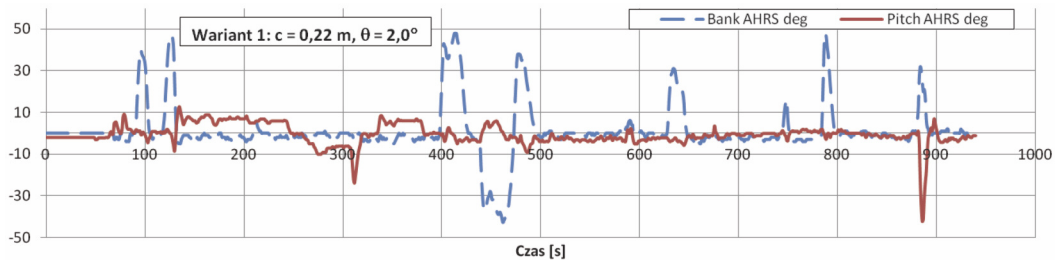
Podczas badań parametry lotu, pracy silnika i wirnika nośnego były mierzone w sposób ciągły i zapisywane w funkcji czasu z częstotliwością próbkowania raz na sekundę. Pomiar i zapis danych odbywał się w sposób automatyczny, bez absorbowania uwagi pilota i rozpoczynał w momencie uruchomienia systemu prerotacji wirnika nośnego oraz po osiągnięciu zadanego progu jego prędkości obrotowej. Zapis był kończony także w sposób automatyczny lub opcjonalnie przez pilota po zakończonym locie.

Na rysunkach od 2 do 5 przedstawiono wykresy obrazujące zmiany wybranych rejestrowanych wielkości w czasie całego lotu pozwalające na rozpoznanie poszczególnych wykonywanych zadań oraz ocenę zgodności z ustalonym programem prób. Jako przykład umieszczono wyniki zapisu pomiarów dla lotu z wirnikiem nośnym w wariancie 1 (skok ogólny równy 2 stopnie). Wykresy zawierają rejestrowane w funkcji czasu następujące wielkości (w nawiasach podano oznaczenia skrótowe, jakie występują na wykresach):

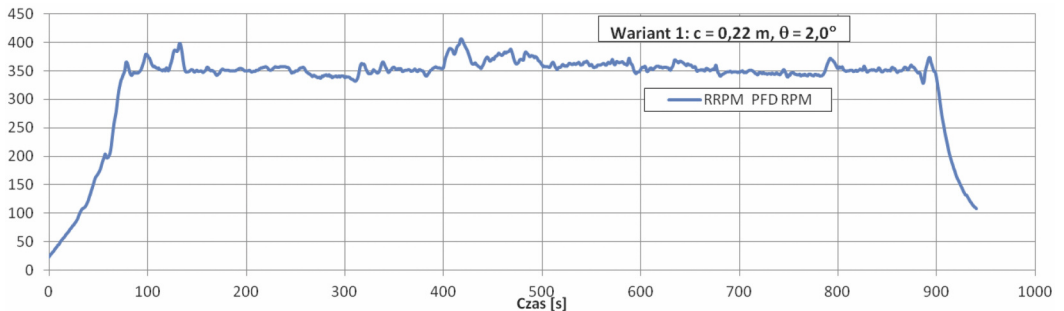
- wysokość lotu ciśnieniowa (ALT PFD),
- prędkość lotu ciśnieniowa (TAS PFD),
- kąt przechylenia kadłuba (Bank AHRS),
- kąt pochylenia kadłuba (Pitch AHRS),
- prędkość obrotowa wirnika nośnego (RRPM PFD),
- prędkość obrotowa silnika (ERPm RDAC1).



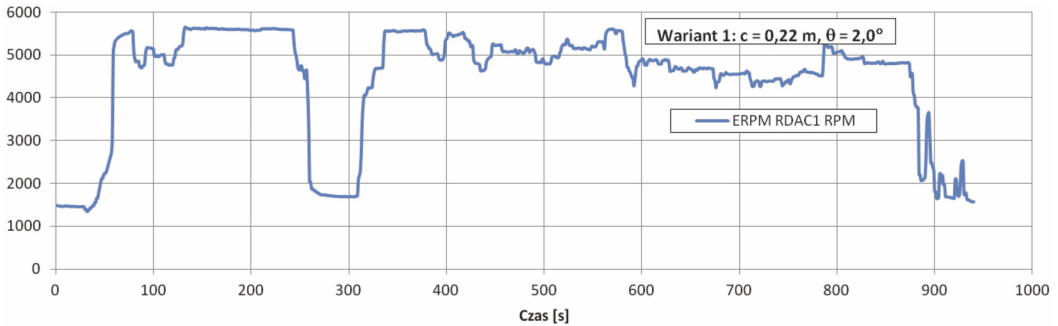
Rys. 2. Ciśnieniowa wysokość lotu oraz prędkość lotu TAS w czasie próby wirnika w wariancie 1 [opracowanie własne]



Rys. 3. Kąt przechylenia i pochylenia kadłuba w czasie próby wirnika w wariancie 1 [opracowanie własne]



Rys. 4. Prędkość obrotowa silnika w czasie próby wirnika w wariancie 1 [opracowanie własne]



Rys. 5. Prędkość obrotowa wirnika nośnego w wariantie 1 w czasie próby [opracowanie własne]

7. ANALIZA WYNIKÓW POMIARÓW

W dalszej części pracy przedstawiono wyniki badań dla wszystkich analizowanych wirników nośnych.

Metodologia opracowania wyników pomiarów w każdym locie polegała na wyselekcjonowaniu uzyskanych z systemu EFIS danych dla poszczególnych stanów lotu poprzez założenie pewnych warunków, jakie muszą spełniać zapisane parametry, aby możliwe było stwierdzenie, że szukany stan lotu zaistniał. Dokonując filtracji i segregacji wyników wyszczególniono punkty pomiarowe, które podzielono na kategorie odpowiadające poszczególnym manewrom, w jakich znajdował się wiatrakowiec. Uzyskane punkty pomiarowe dla poszczególnych parametrów lotu uśredniano w celu wyznaczenia funkcji zmian wybranych wielkości a także w niektórych przypadkach zakresów wartości minimalnych i maksymalnych, jakie uzyskiwano w badanym locie.

W ten sposób wyszczególniono i poddano analizom porównawczym (pomiędzy wariantami wirników nośnych) dane podzielone na następujące kategorie:

1. lot poziomy,
2. pionowe opadanie autorotacyjne,
3. zakręty,
4. przeciążenia,
5. wznoszenie.

Wyniki poddane analizie z podziałem na ww. grupy przedstawiono w kolejnych podrozdziałach na wykresach, w tabelach oraz w formie opisowej.

7.1. Lot poziomy

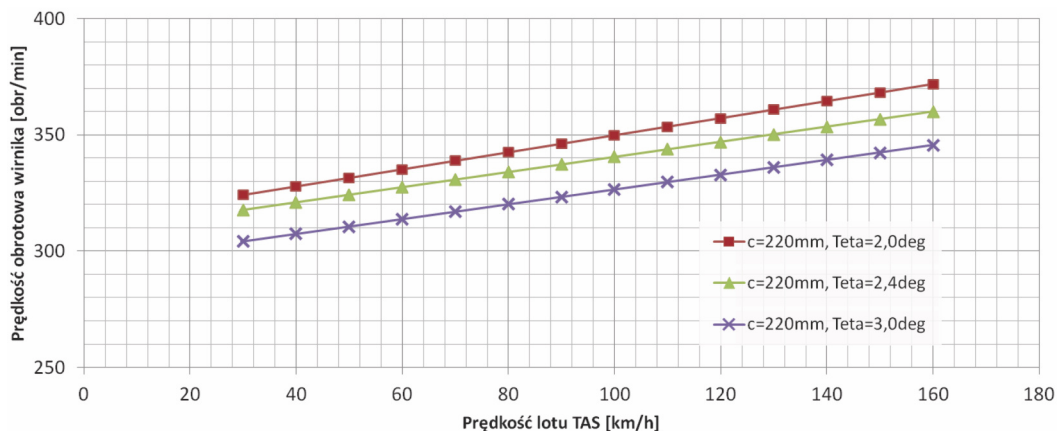
Analiza danych w locie poziomym miała na celu wyznaczenie zakresu zmian prędkości obrotowej wirników w zależności od prędkości lotu oraz wartości kąta skoku ogólnego łopaty.

W celu wyselekcjonowania punktów pomiarowych, gdzie zaistniały warunki wskazujące na wystąpienie stanu lotu poziomego założono następujące kryteria:

- wysokość ciśnieniowa: minimum 5 m powyżej poziomu gruntu,
- prędkość lotu TAS: minimum 25 km/h,
- prędkość wznoszenia/opadania równa zero,
- współczynnik obciążeń manewrowych równy jedności.

Z wyselekcjonowanych danych dla każdego lotu wyznaczono punkty pomiarowe prędkości obrotowej wirnika nośnego w funkcji prędkości lotu, a następnie dokonano regresji liniowej z otrzymanego zbioru punktów. W ten sposób dla każdego wariantu wirnika nośnego otrzymano funkcję zależności średniej wartości prędkości obrotowej wirnika nośnego od prędkości lotu wiatrakowca.

Na rys. 6 przedstawiono porównanie tych zależności dla trzech badanych wariantów wirników nośnych.



Rys. 6. Zestawienie zależności zmian prędkości obrotowej badanych wirników nośnych w funkcji prędkości lotu wiatrakowca [opracowanie własne]

Jak wynika z powyższego rysunku prędkość obrotowa wirnika nośnego w funkcji prędkości lotu wiatrakowca jest zależnością liniową o dodatnim współczynniku kierunkowym. Widoczny jest także wpływ wartości kąta skoku ogólnego wirnika na jego prędkość obrotową – wraz ze wzrostem kąta skoku łopat prędkość obrotowa maleje.

7.2. Pionowe opadanie autorotacyjne

Analiza danych w pionowym opadaniu autorotacyjnym ukierunkowana była na wyznaczenie średniej prędkości pionowej opadania oraz średniej prędkości obrotowej wirnika nośnego.

Z zapisów parametrów lotu wiatrakowca zarejestrowanych w trzech próbach (każda dla innego wirnika nośnego) wyselekcjonowano stany lotu odpowiadające pionowemu opadaniu autorotacyjnemu na podstawie założonych warunków:

- prędkość postępową lotu TAS równa jest zero,
- wysokość lotu jest niezerowa i zmniejsza się w funkcji czasu,
- prędkość pionowa jest mniejsza od zera.

Do analiz wybrano fragmenty lotów rozpoczynające się 3 sekundy po osiągnięciu zerowej prędkości lotu postępowego (TAS) oraz kończące się 3 sekundy przed ponownym pojawieniem się dodatniej składowej prędkości lotu TAS. Takie podejście pozwoliło na wyłączenie z analiz fragmentów zapisów, gdzie stan lotu mógł być przejściowy (wprowadzanie wiatrakowca w manewr opadania i wyprowadzanie z manewru).

Z zarejestrowanych parametrów lotu dla każdego z badanych wirników nośnych wyznaczono:

- średnią prędkość pionową opadania autorotacyjnego,
- średnią prędkość obrotową wirnika w pionowym opadaniu autorotacyjnym.

Wyznaczenie dokładnej wartości prędkości pionowej było utrudnione ze względu na niską rozdzielczość zapisu tej wielkości wynoszącą 1 m/s.

Zestawienie otrzymanych wartości prędkości opadania autorotacyjnego wiatrakowca oraz prędkości obrotowych wirników nośnych w analizowanym stanie lotu zamieszczono w tabeli 2.

Tab. 2. Średnia prędkość obrotowa wirnika i średnia prędkości opadania autorotacyjnego – zestawienie dla badanych wirników [opracowanie własne]

	Wariant 1	Wariant 2	Wariant 3
Kąt skoku ogólnego	2,0°	2,4°	3,0°
Średnia prędkość opadania autorotacyjnego [m/s]	5,8	6,0	6,8
Średnia prędkość obrotowa wirnika [obr/min]	341	329	311

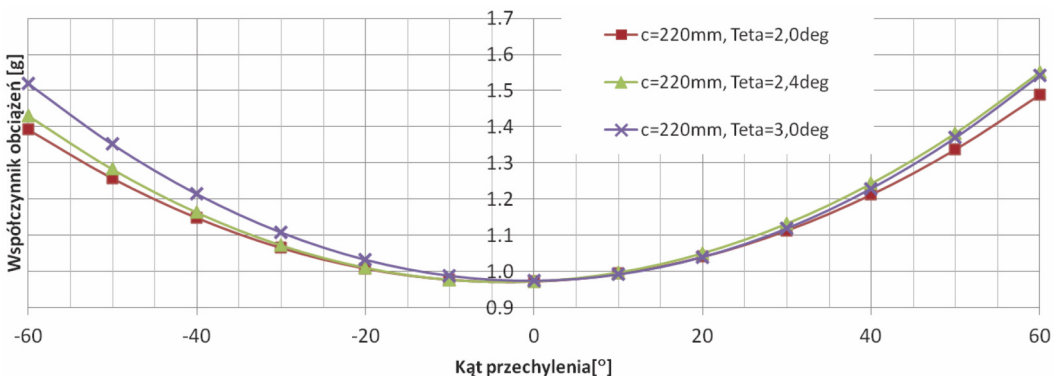
Na podstawie powyższej tabeli można stwierdzić, że prędkość opadania autorotacyjnego wzrasta wraz ze zwiększeniem kąta skoku ogólnego wirnika nośnego, a prędkość obrotowa wirnika jest znacznie mniejsza niż maksymalna wartość w locie poziomym i zawiera się w dolnym zakresie prędkości obrotowych osiąganych w locie z niewielką prędkością TAS z zakresu około 50 - 70 km/h (w zależności od badanego wirnika).

7.3. Zakręty

Zakręty wykonywane przez wiatrakowca były stanami lotu, w których zarejestrowano w lotach próbnych największe wartości przeciążeń spośród wszystkich wykonywanych w programie prób zadań.

Analiza parametrów lotu zarejestrowanych w zakrętach ukierunkowana była na wyznaczenie zależności współczynnika obciążeń manewrowych n_z od przechylenia kadłuba wiatrakowca w zakręcie.

Dla każdego wariantu badanego wirnika wyznaczono punkty pomiarowe określające zależność współczynnika obciążeń w funkcji kąta przechylenia kadłuba wiatrakowca w całym wykonanym locie. Następnie przy użyciu metody najmniejszych kwadratów wyznaczono funkcję wielomianową drugiego stopnia odpowiadającą uśrednionej wartości współczynnika obciążeń w zależności od kąta przechylenia kadłuba wiatrakowca. W ten sposób dla każdego badanego wirnika nośnego uzyskano przybliżone funkcje zmiany współczynnika obciążeń w zależności od przechylenia wiatrakowca w zakrętach, które przedstawiono na rysunku 7. Na wykresach dodatni kąt przechylenia oznacza przechylenia kadłuba w lewo.



Rys. 7. Zestawienie otrzymanych zależności współczynnika obciążeń manewrowych w zakrętach w funkcji kąta przechylenia kadłuba dla trzech badanych wirników [opracowanie własne]

Na powyższym wykresie widoczna jest tendencja wzrostu współczynnika obciążeń manewrowych wraz ze wzrostem kąta przechylenia kadłuba wiatrakowca. Współczynnik ten uzyskuje jednak wartości nieco mniejsze niż wynikałoby to z teorii mechaniki lotu dla

prawidłowo wykonanego zakrętu ustalonego. Wynikać może to z faktu, że manewry wykonywane były dynamicznie, bez osiągnięcia stanu ustalonego. Prędkość obrotowa wirnika w manewrach narasta stosunkowo wolno i w krótkim czasie nie osiąga wartości umożliwiającej wygenerowanie siły ciągu równoważącej składową ciężaru i siły odśrodkowej, jak miałyby to miejsce w skoordynowanym zakręcie.

Należy podkreślić, że uśredniona zależność zmiany wartości współczynnika obciążeń w funkcji przechylenia wiatrakowca jest jedynie zobrazowaniem tendencji zmian tej wielkości i nie opisuje maksymalnych przeciążeń, jakie uzyskano w locie.

Na wykresie (rys. 7) uwidacznia się nieznacznie wzrost współczynnika obciążeń w zakrętach wraz ze wzrostem kąta skoku ogólnego łopat wirnika nośnego. Zależność jest widoczna szczególnie dla przechylenia wiatrakowca w prawo (ujemny kąt przechylenia).

7.4. Przeciążenia

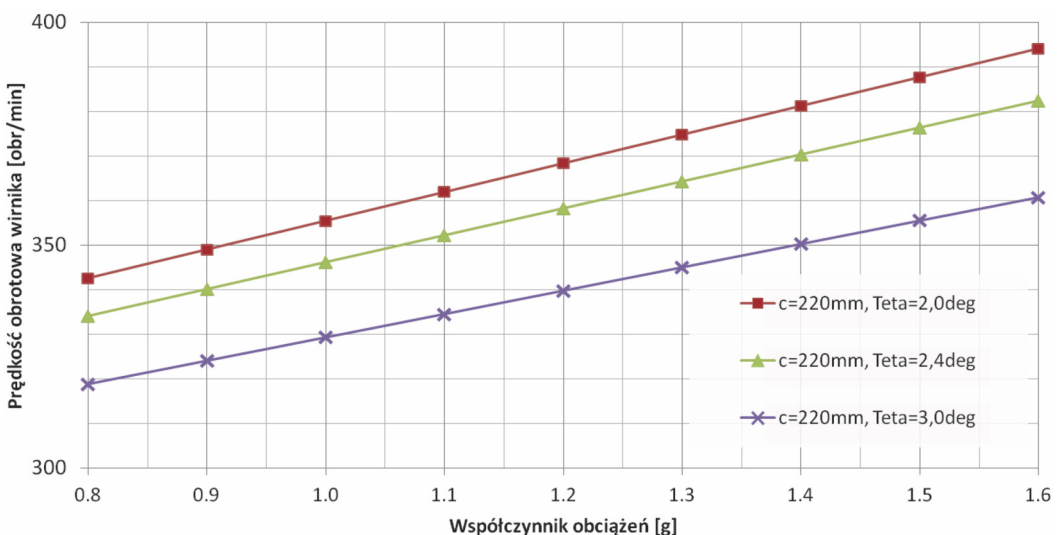
Ze względu na fakt, iż wzrostom współczynnika obciążeń towarzyszy wzrost prędkości obrotowej wirnika nośnego opracowanie tej części wyników pomiarów ukierunkowane było na wyznaczenie zależności wzrostu prędkości obrotowej wirnika od wartości współczynnika obciążeń.

W celu analizy danych zarejestrowane parametry lotu poddano następującej filtracji:

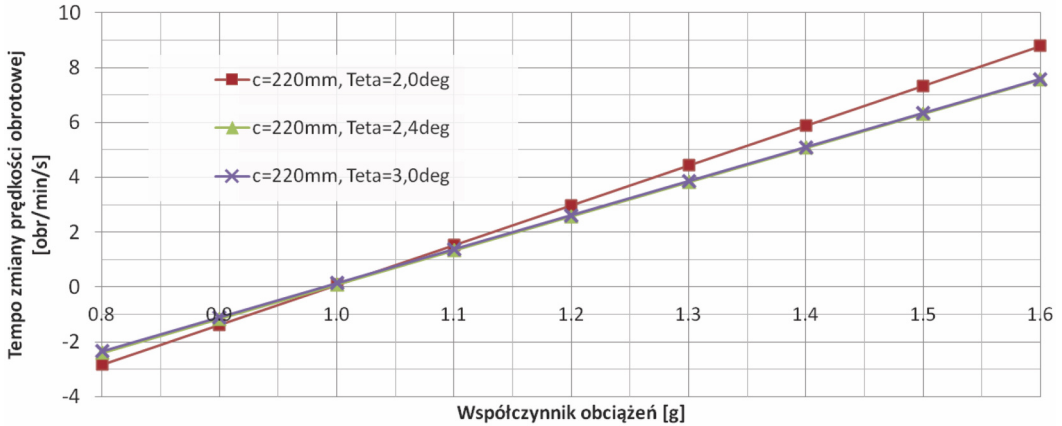
- wysokość ciśnieniowa: minimum 5 m powyżej poziomu gruntu,
- prędkość obrotowa wirnika jest większa lub równa minimalnej prędkości obrotowej w locie z danym wirnikiem,
- pominięto fazę startu, gdzie prędkość obrotowa dopiero narasta do wartości ustalonych.

Z otrzymanych danych dla każdego badanego wirnika wyznaczono przebieg średniej wartości prędkości obrotowej w funkcji współczynnika obciążeń – zestawienie umieszczono na rys. 8.

Wyznaczono także średnie tempo przyrostu prędkości obrotowej w ciągu jednej sekundy w funkcji osiąganego współczynnika obciążeń dla każdego z badanych wirników nośnych. Zestawienie tych zależności przedstawiono na rysunku 9.



Rys. 8. Prędkość obrotowa wirnika w funkcji współczynnika obciążeń – zestawienie dla badanych wirników [opracowanie własne]



Rys. 9. Średnie tempo zmiany prędkości obrotowej w funkcji współczynnika obciążenia – zestawienie dla badanych wirników [opracowanie własne]

Maksymalne zarejestrowane wartości współczynnika obciążenia manewrowych uzyskane w lotach próbnych dla wszystkich badanych wirników zawierają się w przedziale od 1,3 do 1,6. Wartość maksymalną (1,6 g) uzyskano dla wirnika o skoku ogólnym łopat równym $2,4^\circ$ i wystąpiła ona w manewrze wyhamowania przed przyziemieniem.

Wraz ze wzrostem współczynnika obciążenia narasta prędkość obrotowa wirnika nośnego. Im dłużej jest utrzymywane przeciążenie tym większą wartość osiąga prędkość obrotowa wirnika nośnego.

Wraz ze wzrostem współczynnika obciążenia zwiększa się także tempo przyrostu prędkości obrotowej wirnika nośnego. Maksymalne tempo przyrostu prędkości obrotowej uzyskano w manewrach wyhamowania przed przyziemieniem. Wartość ta osiągnęła odpowiednio dla badanych wirników:

- przyrost 15 obr/min (4,52%) w ciągu sekundy dla kąta skoku ogólnego $\theta=2,0^\circ$,
- przyrost 14 obr/min (4,01%) w ciągu sekundy dla $\theta=2,4^\circ$,
- przyrost 17 obr/min (5,43%) w ciągu sekundy dla $\theta=3,0^\circ$.

Minimalne tempo spadku prędkości obrotowej wirnika nośnego uzyskano przy zmniejszeniu współczynnika obciążenia poniżej jedności. Wartość tempa spadku obrotów osiągnęła odpowiednio dla badanych wirników:

- spadek -13 obr/min (-3,41%) w ciągu sekundy dla $\theta=2,0^\circ$,
- spadek -10 obr/min (-2,75%) w ciągu sekundy dla $\theta=2,4^\circ$,
- spadek -9 obr/min (-2,62%) w ciągu sekundy dla $\theta=3,0^\circ$.

Na podstawie wykonanej niewielkiej ilości lotów nie zauważono zależności maksymalnych i minimalnych współczynników obciążenia od wariantu badanego wirnika nośnego. Wartości przeciążeń zależały raczej od techniki pilotażu oraz wykonywanych manewrów. Można jednak stwierdzić, że nachylenie prostej określającej zależność prędkości obrotowej od współczynnika obciążenia nieznacznie maleje wraz ze zwiększeniem wartości skoku ogólnego łopat wirnika nośnego.

W trakcie analizy wyników zauważono duży rozrzut punktów pomiarowych prędkości obrotowej wirnika dla poszczególnych jednakowych wartości współczynników obciążenia. Wynika z faktu, iż przy wzroście przeciążenia obroty wirnika narastają w ograniczonym tempie a uzyskanie maksymalnej prędkości obrotowej jest opóźnione w stosunku do osiągnięcia maksymalnego współczynnika obciążenia. Po zmniejszeniu przeciążenia wyhamowanie wirnika

także następuje ze zwłoką. Efektem tego jest uzyskiwanie pomiarów o zwiększonej prędkości obrotowej nawet dla stosunkowo niewielkich wartości współczynnika obciążenia. Prędkość obrotowa wirnika zależy więc w dużym stopniu od tego, jakie warunki przeciążenia wystąpiły chwilę przed zarejestrowanym punktem pomiarowym. Maksymalny rozrzut pomiarów osiągniętej prędkości obrotowej wirnika nośnego dla jednakowych wartości współczynnika obciążenia wynosi od 12,82% do 14,61%.

7.5. Wznoszenie

Opracowanie wyników pomiarów parametrów lotu podczas wznoszenia było ukierunkowane na wyznaczenie czasu wznoszenia na wysokość 350 m oraz prędkości wznoszenia. Określono także średnie prędkości obrotowe badanych wirników nośnych podczas wykonywania manewru.

W celu analizy wyników dla każdego badanego wirnika wybrano fragmenty lotu, w których zależność wysokości lotu od czasu była liniowa, co miało oznaczać, że osiągnięte zostały warunki ustalonego lotu ze wznoszeniem. Aby można było porównywać manewr wznoszenia dla wszystkich badanych wirników zweryfikowano warunki innych parametrów lotu, przy jakich manewr był wykonywany. W tym celu z zarejestrowanych wielkości wyznaczono także wartości średnie prędkości lotu TAS oraz prędkości obrotowej silnika (warunek porównywalnej mocy dla każdego z badanych wirników).

Wyniki pomiarów i obliczeń dla każdego z badanych wirników nośnych przedstawiono w tabeli 3.

Tab. 3. Zestawienie wyników pomiarów parametrów lotu w manewrze wznoszenia [opracowanie własne]

Nazwa parametru	Wariant wirnika		
	$\theta=2,0^\circ$	$\theta=2,4^\circ$	$\theta=3,0^\circ$
Średnia prędkość lotu TAS [km/h]	106	106	106
Średnia prędkość obrotowa silnika [obr/min]	5600	5587	5602
Średnia prędkość wznoszenia [m/s]	3,58	3,74	3,93
Średnia prędkość obrotowa wirnika [obr/min]	351	342	327
Czas wznoszenia na 350 m [s]	97,8	93,5	89,0

Podczas badania trzech wirników nośnych zaobserwowano wzrost średniej prędkości wznoszenia, a więc jednocześnie skrócenie czasu wznoszenia wraz ze wzrostem kąta skoku ogólnego z wartości 2° na $2,4^\circ$ a następnie na 3° . Jak wynika z tabeli 3 manewry wznoszenia na wysokość 350 m dla próby każdego kolejnego wariantu wirnika nośnego wykonane były przy zbliżonych wartościach osiągowych (prędkości lotu TAS oraz prędkości obrotowej silnika).

Średnia prędkość obrotowa wirnika nośnego przy wznoszeniu osiągała wartość identyczną jak średnia w locie poziomym z tą samą prędkością TAS wynikającą z wykonanych analiz.

8. WNIOSKI

Analiza wyników wykazała, że wirniki nośne o większej wartości kąta skoku ogólnego łopat charakteryzują się pracą w niższych zakresach prędkości obrotowej. Dodatkowo dla każdego badanego wirnika wyraźna jest zależność wzrostu prędkości obrotowej wraz ze wzrostem prędkości lotu. Oba stwierdzenia dotyczą zarówno lotu poziomego jak i pozostałych badanych stanów lotu.

Porównanie wyników badań dla trzech wariantów wirnika nośnego pozwala stwierdzić, że w niektórych stanach lotu istnieje wyraźny wpływ wartości kąta skoku ogólnego na właściwości lotne wiatrakowca. Nie jest jednak możliwe jednoznacznie stwierdzenie, jaka wartość skoku ogólnego jest optymalna i uniwersalna dla wszystkich analizowanych stanów lotu.

Mając na uwadze kryteria wytrzymałościowe korzystniejszy jest wolniej obracający się wirnik nośny o większym kącie skoku ogólnego ze względu na mniejszą siłę odśrodkową działającą u nasady łopaty. Z kolei w zakresie bezpieczeństwa lotu bez napędu, korzystniej wypadły wirniki nośne o mniejszym kącie skoku ogólnego ze względu na osiąganą mniejszą prędkość pionowego opadania autorotacyjnego. Większy kąt skoku ogólnego wirnika pozwolił natomiast na wykonanie wznoszenia w krótszym czasie i osiągnięcie większej wartości prędkości wznoszenia, co jest korzyścią przy użytkowaniu wiatrakowców na małych lądowiskach o ograniczonej przestrzeni użytkowej, gdzie mogą wystąpić okoliczne przeszkody.

Wykonane badania mogą posłużyć zatem jako źródło danych, które można wykorzystać przy projektowaniu nowych wirników autorotacyjnych i doborze ich parametrów konstrukcyjnych w celu uzyskania optymalnych rozwiązań.

Badania wykonano na potrzeby projektu „Nowoczesny wirnik autorotacyjny” realizowanego przez Instytut Lotnictwa w konsorcjum z firmą Aviation Artur Trendak & Son. Dofinansowanie na realizację projektu uzyskano ze środków Europejskiego Funduszu Rozwoju Regionalnego w ramach Programu Operacyjnego Innowacyjna Gospodarka, lata 2007-2013 (umowa nr: POIG.01 03.01-14-007/12).

BIBLIOGRAFIA

- [1] Dąbrowska, J., Szczepanik T., 2009, „Wiatrakowce jako przewidywany kierunek rozwoju wiroplątów w XXI wieku,” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **201**, s. 178-186.
- [2] Dąbrowski, W., Popowski, S., i Rybaniec, R., 2011, „System do pomiaru i rejestracji wybranych parametrów pilotażowo nawigacyjnych wiatrakowca,” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **219**, s. 47-58.
- [3] Dąbrowski, W., Popowski, S., i Rybaniec, R., 2011, „Wyniki badań systemu pomiarowo-rejestracyjnego wiatrakowca,” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **219**. Warszawa, s. 59-72.
- [4] Raport wewnętrzny, 2014, „Pokładowa aparatura pomiarowo-rejestrująca,” ILOT nr R13026_BP2-06/2013, Instytut Lotnictwa, Warszawa.
- [5] Raport wewnętrzny, 2014, „Program prób w locie: Badanie efektywnego kąta skoku ogólnego łopat wirnika duraluminiowego,” ILOT nr R13026_BP2-21/2014, Instytut Lotnictwa, Warszawa.
- [6] Stalewski, W., Zalewski, W., 2011, „Analiza obliczeniowa własności aerodynamicznych wirnika nośnego wiatrakowca w stanie lotu ustalonego (autorotacji),” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **219**, s. 269-279.
- [7] Stalewski, W., Zalewski, W., 2011, „Analiza wybranych stanów lotu wiatrakowca w oparciu o obliczeniowe charakterystyki aerodynamiczne jego komponentów,” *Prace Instytutu Lotnictwa*, **219**, s. 280-288.

TESTING THE INFLUENCE OF ROTOR BLADE PITCH ANGLE ON THE GYROPLANE FLIGHT PROPERTIES

Abstract

Gyroplanes that are commonly used in the world are mostly equipped with rotors in which blade pitch angle remains fixed during the flight. For the particular type of structure this value is usually selected at the design stage and during the flight tests and it must be universal enough to enable flights and maneuvering of gyroplane in the full range of operating conditions.

This paper analyzes the results of the flight tests aimed to evaluate influence of rotor blade pitch angle on work of the autorotation teetering rotor and gyroplane flight properties.

The tests were performed for three variants of the rotor with different values of the blade pitch angle. For all rotors flights were made according to a described test program comprising the defined maneuvers.

The recorded data were divided into groups corresponding to the various cases of flight. While elaborating the results it was analyzed, among other things, rotation speed ranges of the rotor in flight, rate of climb and descent as well as value of the maneuvering load factor.

Performed research can be used as source of data to design new autorotation rotors and to selection of their construction parameters to achieve optimal solutions.

Keywords: gyroplane, flight tests, main rotor, autorotation, blade pitch angle.