

Mgr inż. Zbigniew Czyż

Katedra Termodynamiki, Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych
Politechnika Lubelska
Nadbystrzycka 36, 20-618 Lublin, Polska
E-mail: z.czyz@pollub.pl

Mgr inż. Paweł Magryta

Katedra Termodynamiki, Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych
Politechnika Lubelska
Nadbystrzycka 36, 20-618 Lublin, Polska
E-mail: p.magryta@pollub.pl

Analiza eksploatacyjnych obciążeń gazowych łożysk foliowych zespołu wytworniczowego silnika turbinowego podczas manewru przyspieszenia i hamowania

Słowa kluczowe: śmigłowiec, silnik turbinowy, łożysko gazowe, gazowe łożyska foliowe

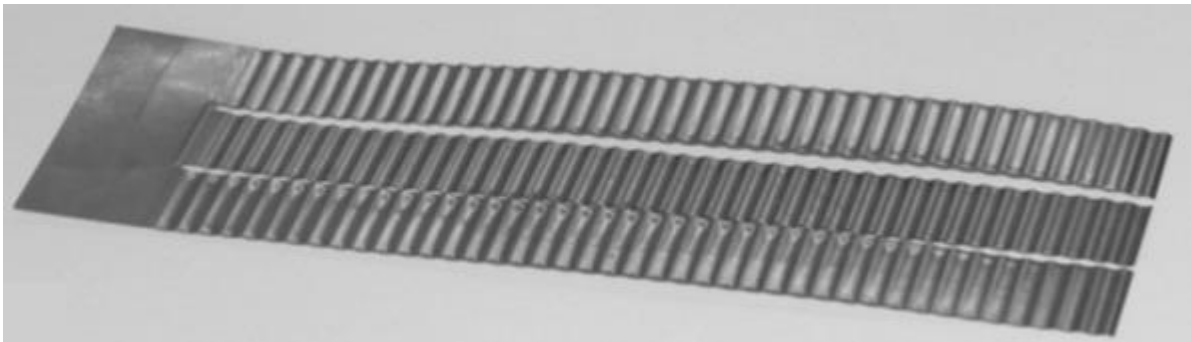
Abstrakt: W artykule rozpatrzono stany obciążeń działające na zespół napędowy śmigłowca bezzałogowego podczas manewru przyspieszenia i hamowania. Szczególną uwagę poświęcono obciążeniom węzłów łożyskowych zespołu wytworniczowego silnika turbinowego, w który zostanie wyposażony projektowany śmigłowiec. Analizę dokonano na podstawie przebiegów czasowych zmian prędkości lotu załogowego śmigłowca PZL W3-Sokół. Zależność zmiany prędkości lotu w czasie aproksymowano metodą najmniejszych kwadratów, a następnie wyznaczono dla niej zmiany przyspieszeń. Na tej podstawie wyznaczono wartości sił działających na łożyska zespołu wytworniczowego w warunkach statycznych i dynamicznych. Wartości te porównano z wartościami uzyskanymi podczas manewru skok w górę i skok w dół. Przeprowadzone analizy służą do określenia ekstremalnych stanów obciążeń podzespołów zespołu napędowego, a w tym węzłów łożyskowych zespołu wytworniczowego.

1. Wstęp

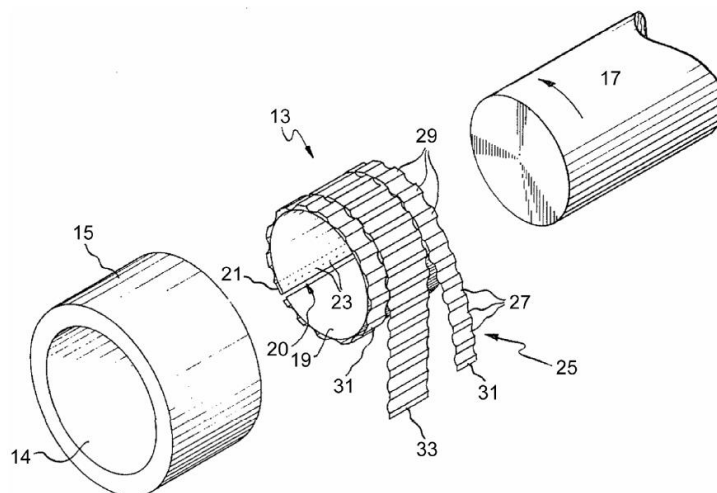
Technologia gazowych łożysk foliowych opracowana została już w 1960 roku na potrzeby dużych wartości prędkości obrotowych w konstrukcjach turbosprężarek silników wysokoprężnych, pomocniczych jednostek mocy w statkach powietrznych (APU) oraz wybranych sekcji silników turbinowych [2,8,9]. Łożyska gazowe mogą działać często tam, gdzie konwencjonalne łożyska smarowane olejem się nie sprawdzają. Wynika to najczęściej ze zbyt dużej sztywności, zbyt dużej prędkości obrotowej oraz wymagań termicznych [1]. Ogólnie rzecz biorąc istnieje przekonanie wśród producentów wszelkiego rodzaju urządzeń technicznych takich jak turbosprężarki, turbogeneratory, silniki turbinowe, wrzeciona itp. że gazowe łożyska foliowe wiążą się ze zbyt dużym ryzykiem w przypadku podjęcia próby ich wdrożenia w nowych zastosowaniach. Tymczasem naukowcy przeprowadzili szereg bardzo rozległych badań, które miały na celu wykazanie ich przewagi w stosunku do konwencjonalnych łożysk na wielu płaszczyznach zastosowania, szczególnie do turbosprężarek bezolejowych i małych turbin gazowych [8]. Poza tym istnieje wiele metod mających na celu przewidywanie czasu poprawnej pracy urządzeń – chociażby na podstawie monitorowanych parametrów diagnostycznych. Jak twierdzi Kosicka [14] wykorzystanie odpowiednich modeli

matematycznych do analizy danych daje możliwość podejmowania decyzji odnośnie konieczności realizacji działań konserwacyjno-remontowych. W przypadku wykrycia niepokojących objawów możliwe jest wyznaczenie resztkowego czasu pracy urządzeń. Tego typu działania minimalizują obawy związane z wdrożeniem gazowych łożysk foliowych w zastosowaniach nietypowych.

Śledząc dokonania naukowców w dziedzinie łożysk gazowych można stwierdzić, że do tej pory ukształtowały się trzy generacje gazowych łożysk foliowych. Projekty generacji I charakteryzują się stosunkowo prostymi elementami podatnymi takimi jak folie w panewkach łożysk. Charakteryzują się one zazwyczaj jednolitymi właściwościami sztywności. Niestety takie łożyska gazowe wykazują, w stosunku do sztywnych łożysk gazowych tej samej wielkości (bez elementów podatnych), podobną nośność. Łożyska foliowe II generacji wyposażone są w bardziej złożoną elastyczną podstawę (rys. 1), w której sztywność jest dostosowana do jednego kierunku np. osiowego. Jest to działanie mające na celu dostosowanie panewki do środowiska, w którym pracuje. Dotyczy to w szczególności korekcji niewspółosiowości, bądź zapobiegania wycieku płynu na krawędziach folii. Generacja II łożysk foliowych wykazuje nośność około dwukrotnie większą niż rozwiązania I generacji. Przykładowe rozwiązanie konstrukcyjne wg [5] zostało przedstawione na rysunku 2.



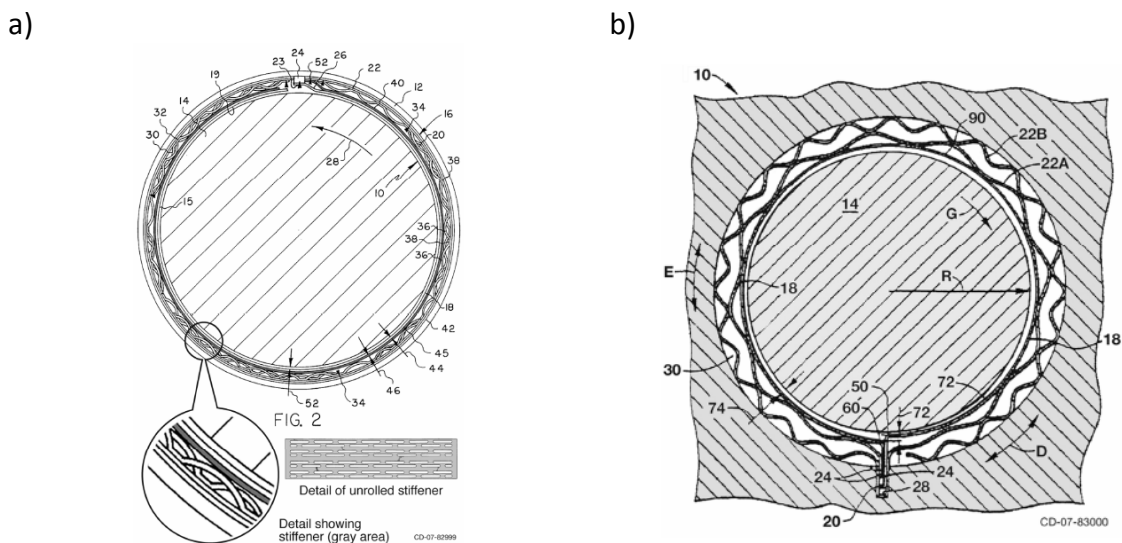
Rys. 1. Widok przykładowej folii ukształtowanej do gazowego łożyska foliowego generacji II [2]



Rys. 2. Widok rozwiązania konstrukcyjnego gazowego łożyska foliowego wg opisu patentowego [5]

Gazowe łożyska foliowe trzeciej generacji, składają się z zaawansowanych, bardzo złożonych elastycznych podstaw foliowych, które posiadają sztywność dopasowaną w dwóch kierunkach (często osiowo i promieniowo). Ten poziom projektowania elastyczności folii

nośnych łożyska umożliwia kontrolowanie efektów krawędziowych oraz zoptymalizowanie sztywności łożyska dla różnych obciążeń. Gazowe łożyska foliowe III generacji okazały się mieć nośność trzy do czterech razy większą niż łożyska I generacji. Przykładowe rozwiązanie takiego łożyska przedstawia rysunek 3 w oparciu o [7] oraz [10].



Rys. 3. Widok III generacji gazowego łożyska foliowego: a) z usztywniaczem zapobiegającym ugięciu górnej warstwy folii [7], b) z foliami nośnymi o regulowanej sztywności poprzecznej [10]

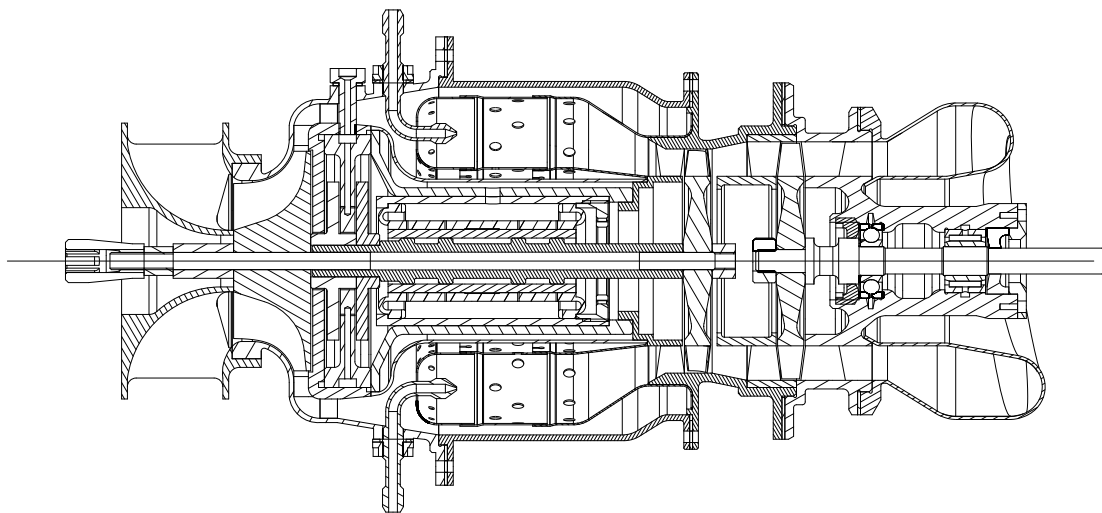
Śmigłowce bojowe w tym bezzałogowe muszą charakteryzować się wysokimi zdolnościami manewrowymi, pozwalającymi na wykonywanie skutecznych manewrów unikowych w walce powietrznej. Wynikające z tego eksploatacyjne obciążenia mają znaczący wpływ na węzły łożyskowe zespołów wirnikowych napędu statku powietrzego. Bezzałogowe statki powietrzne ciągle są rozwijane i udoskonalane, jako niezastąpione maszyny służące do np. realizowania misji groźnych dla załogi. W Polsce zastało opracowanych już kilka takich konstrukcji, w tym Bezzałogowy śmigłowiec ILX-27. Śmigłowiec ten zaprojektowano, jako statek bezzałogowy w klasie masowej – 1000 kg [4]. Kolejnym przykładem prac nad bezzałogowymi statkami powietrznymi (bezzałogowymi śmigłowcami) to konstrukcja oparta na śmigłowcu SW-4 Puszczyc z zakładów PZL-Świdnik S.A [6]. Prowadzone są również prace nad bezzałogowymi śmigłowcami o małej masie startowej.

Zastosowanie silnika turbinowego w bezzałogowych platformach śmigłowcowych jest uzasadniona głównie względami masowymi. Okazuje się, że masa turbinowego zespołu silnikowego łącznie z paliwem jest znacząco mniejsza od masy zespołu z silnikiem tłokowym w przypadku lotu jednogodzinnego. Współczynnik określający stosunek mocy do masy [kW/kg] w przypadku lotniczych silników turbinowych z odbiorem mocy na wale jest wyższy niż silników tłokowych. Oznacza to, że w przypadku krótkotrwałych (około jednogodzinnych) lotów bezzałogowych korzystniej zastosować silniki turbinowe. Niestety różnica mas maleje w miarę wzrostu czasu operacji. Wiąże się to z większym jednostkowym zużyciem paliwa, które dla silników turbinowych wynosi 0,4-0,7 kg/kWh natomiast dla silników tłokowych wartość ta jest na poziomie 0,35 kg/kWh. Jednak opłacalność stosowania silników turbinowych wzrasta tym bardziej ze względu na różnice cen paliw [3]. W przypadku silnika turbinowego FSTC-1 projektowanego w Katedrze Termodynamiki, Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych na Politechnice Lubelskiej, bardzo ważne jest określenie stanu obciążeń węzłów łożyskowych zwłaszcza łożysk gazowych (poprzecznych i osiowych), na których pracuje zespół wytwornicowy. Manewr skok w górę i skok w dół został opisany w pracy [16]. Z przeprowadzonej analizy maksymalnych stanów obciążeń węzłów łożyskowych zespołu

napędowego wynika, że podczas wykonywania manewru skok w górę i skok w dół maksymalna wartość siły obciążającej łożyska poprzeczne wynosi $P_p = 17,1$ N, natomiast w przypadku łożysk wzdłużnych siła obciążająca zeruje się, pod warunkiem, że elementy robocze zespołu wytworniczowego są w taki sposób skonstruowane, aby tworzone przez nie osiowe siły aerodynamiczne równoważyły się.

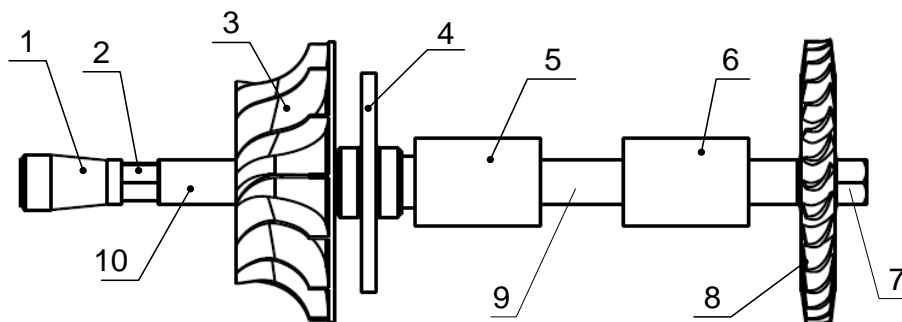
2. Obiekt badań

Analiza obciążeń eksploatacyjnych gazowych łożysk foliowych ma na celu poprawne dobranie rodzaju łożysk w zespole wytworniczowym silnika turbinowego o mocy 18 kW. Obiektem badań jest silnik turbinowy z odbiorem mocy na wale. Prędkość obrotowa turbiny wytworniczej, a zarazem całego zespołu wytworniczowego wynosi 96000 obr/min natomiast zespołu napędowego 60000 obr/min. Oprócz stosunkowo dużych wartości prędkości obrotowych zespołu wytworniczowego (w stosunku do napędowego), łożyska w tym miejscu są poddane dużym wartościom temperatury, która wynika z usytuowania ich między wałem a komorą spalania (rys. 4).



Rys. 4. Silnik turbinowy FSTC-1 z odbiorem mocy na wale

Schemat układu wytworniczowego silnika FSTC-1 przedstawiony został na rysunku 5. Wszystkie elementy składowe wytworniczowego zespołu zostały opisane i sparametryzowane w [16]. Trudne warunki pracy (duże wartości prędkości obrotowej, wysokie temperatury, trudny dostęp), w przypadku łożysk gazowych są dopuszczalne [11,13,15]. Zespół wytworniczowy, który poddano analizie składa się z wału, na którym osadzono osiowo-promieniowy wirnik sprężarki oraz wirnik turbiny osiowej. Całość ułożyskowana jest na dwóch łożyskach gazowych poprzecznych oraz jednym wzdłużnym. Łożyska gazowe poprzeczne i wzdłużne umieszczone są wewnątrz silnika (pomiędzy sprężarką i turbiną), przy czym czopy łożysk poprzecznych są fragmentami wału, a tarcza oporowa łożysk wzdłużnych połączona jest z wałem. Do analizy przyjęto, że silnik umieszczony jest na śmigłowcu wzdłużnie, a stany obciążeń węzłów łożyskowych zależą od profilu toru lotu oraz od sposobu lotu, przy czym rozróżniono kilka przypadków eksploatacji śmigłowca.

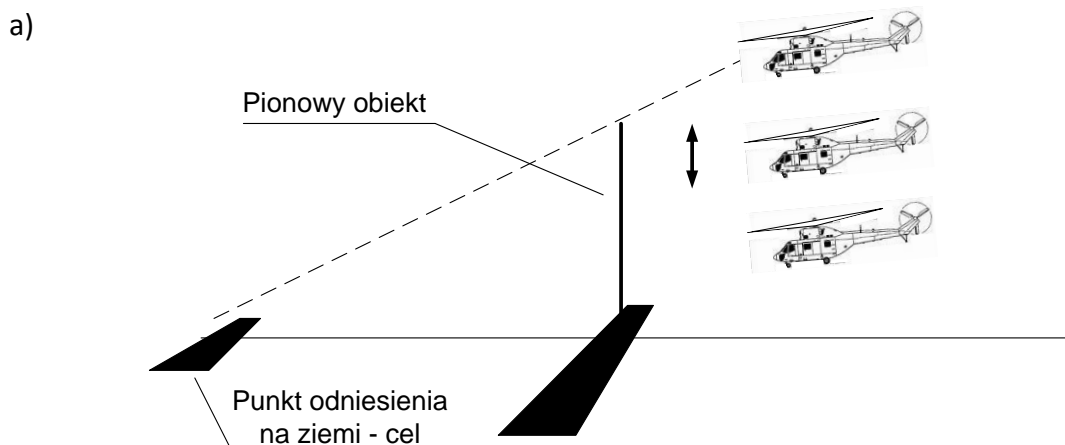


Rys. 5. Schemat przedstawiający elementy składowe wytworniczowego zespołu wirnikowego silnika turbinowego, 1- tuleja dociskowa z wewnętrznym wielowypustem, 2- nakrętka dociskowa wirnika sprężarki, 3- wirnik sprężarki, 4- tarcza oporowa łożyska wzdłużnego, 5, 6- tuleje czopa łożyska poprzecznego, 7- nakrętka dociskowa wirnika turbiny wytwornicowej, 8- wirnik turbiny wytwornicowej, 9-wał wytwornicowy, 10- tuleja dystansowa wirnika sprężarki, opracowanie własne

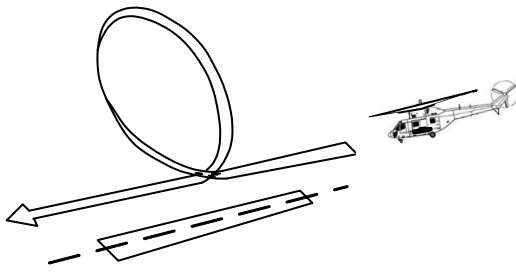
3. Analiza stanów obciążeń zespołu napędowego podczas manewru przyspieszenia i hamowania

Model stanu obciążeń węzłów łożyskowych oparto na rzeczywistych wartościach uzyskanych z analizy parametrów lotu śmigłowca PZL W-3 Sokół. Mimo różnicy wielkości statków powietrznych założono, że bezzałogowy śmigłowiec o masie startowej do 100 kg wyposażony w projektowany silnik będzie w stanie wykonywać misje z profilem ruchu takim jak śmigłowiec załogowy. Analizę przyspieszeń, jakim podlega zespół wirnikowy projektowanego silnika przeprowadzono na podstawie wyników badań eksperymentalnych zachowania się śmigłowca W-3 Sokół w locie NOE [12]. Śmigłowce, a zwłaszcza bezzałogowe muszą wykonać określone zadania bojowe np. obserwacja przeciwnika, zrzut ładunku wybuchowego, oddanie strzału przy dostatecznej jego manewrowości w celu uniknięcia ewentualnego zestrzelenia. Wymienione manewry w sposób wystarczający umożliwiają mu osiągnięcie celu. Zakłada się, że śmigłowiec nie podejmuje walki powietrznej. Przedstawiony sposób przedmiotowej analizy wynika z braku danych eksperymentalnych dotyczących zachowania się śmigłowców bezzałogowych w lotach ekstremalnych.

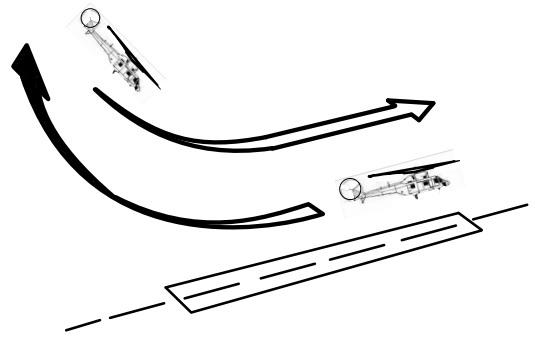
Do najczęstszych manewrów, które występują podczas realizacji misji bezzałogowymi śmigłowcami można zaliczyć: skok w górę i skok w dół, przyspieszenie i hamowanie, hamowanie przed atakiem, ciasny zakręt oraz zwrot na cel.



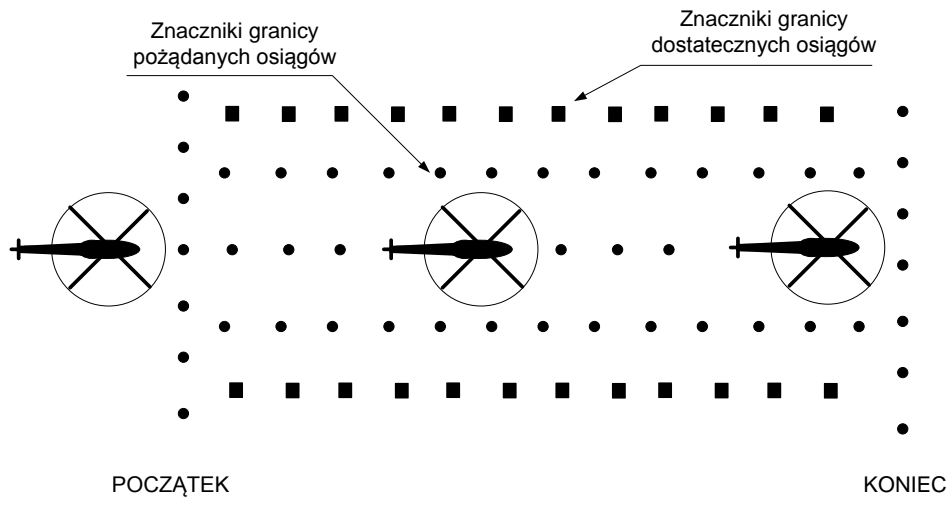
b)



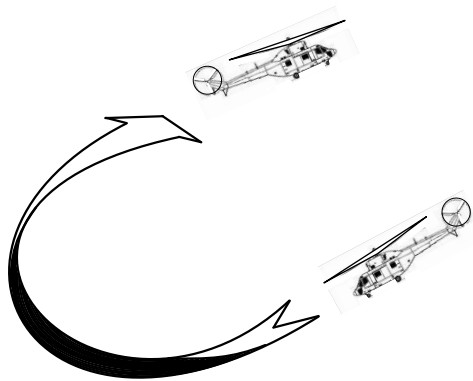
c)



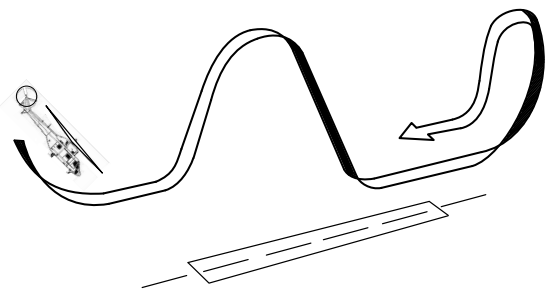
d)



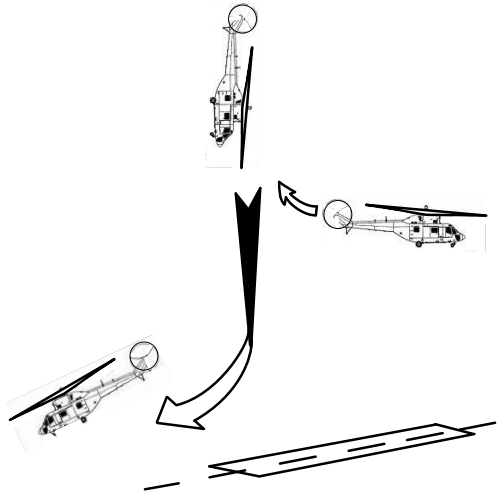
e)



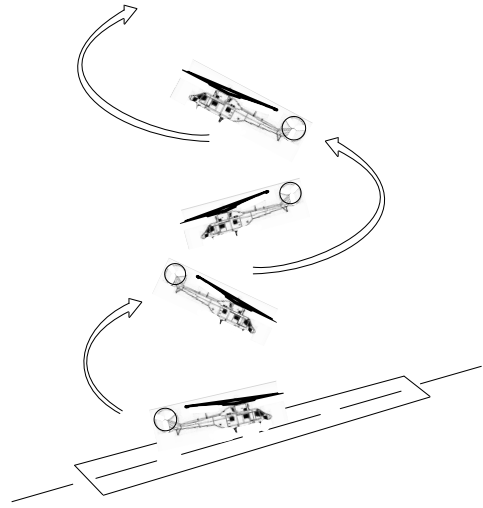
f)



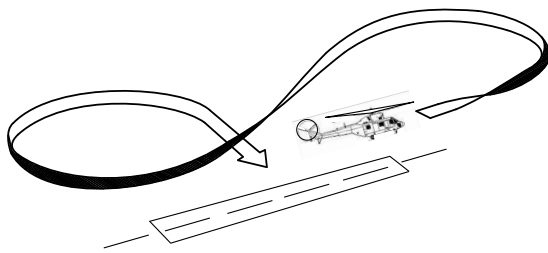
g)



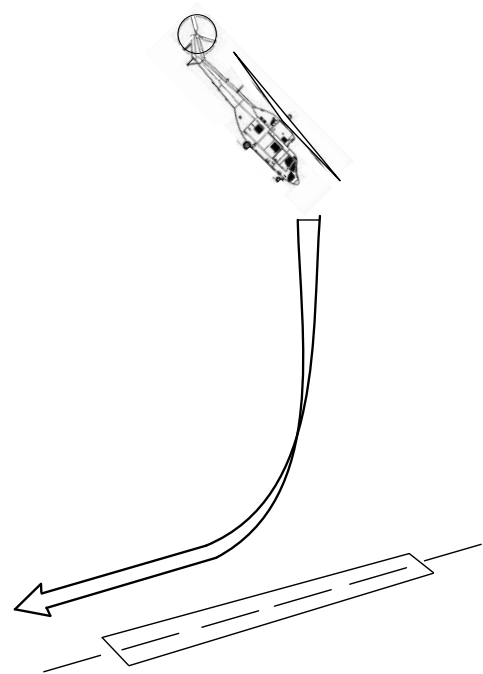
h)



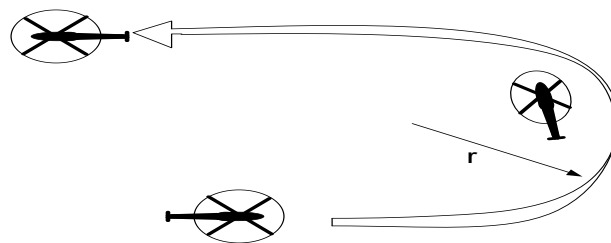
i)



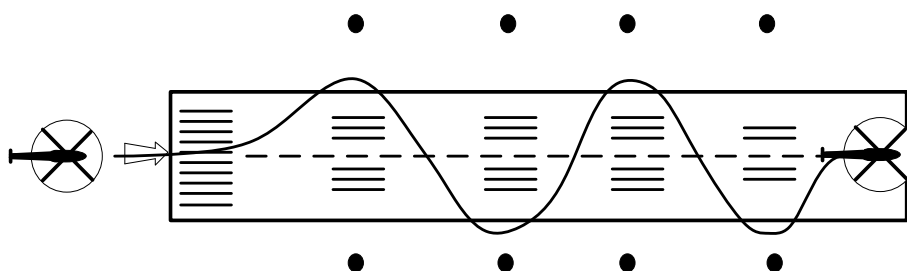
j)



k)



l)



Rys. 6. Schematy manewrów realizowanych podczas misji bezzałogowymi śmigłowcami:
 a) skok w górę i skok w dół (Bob-up, Bob-down), b) pętla ukośna, c) wznoszenie tyłem i nurkowanie, d) przyspieszenie i hamowanie/hamowanie przed atakiem, e) immelman ukośny, f) skok delfina i zawrót z półbeczką, g) wznoszenie tyłem i pionowe nurkowanie z półbeczką przodem, h) pionowe wznoszenie po spirali, i) ósemka pozioma z szybkim zatrzymaniem, j) pionowe nurkowanie i odlot, k) ciasny zakręt, l) ślalom, opracowanie własne na podstawie [17]

Spośród wymienionych w niniejszym artykule manewrów postanowiono przeanalizować manewr przyspieszenie i hamowanie, który został przedstawiony na rysunku 6d. Manewr przyspieszenie i hamowanie polega na wyjściu z zawisu przy szybkim zwiększaniu mocy, prawie do maksymalnej i utrzymaniu stałej wysokości pochylenia śmigłowca. Po osiągnięciu określonej prędkości następuje hamowanie. Podobnie jak inne manewry bojowe, jest on wykorzystywany na polu walki i umożliwia szybkie ukrycie się przed ogniem nieprzyjaciela. Manewr polega na dynamicznym rozpędzeniu z zawisu do uzyskania prędkości ponad 90 km/h, a następnie hamowaniu przed osłoną (rys. 6d). Hamowanie musi odbyć się szybko, gdyż powolne hamowanie wydłuża znacznie jego długość, a co za tym idzie, statek jest dłużej narażony na zestrzelenie oraz jest łatwiejszy do namierzenia. Jednak zbyt późne podjęcie hamowania może spowodować, iż statek nie będzie w stanie wyhamować przed osłoną, która docelowo miała go chronić i ulegnie zniszczeniu.

Analiza przeprowadzona została przy uwzględnieniu przebiegu czasowego prędkości lotu śmigłowca. Z [12] zostały odczytane współrzędne punktów przedstawione w tabeli 1. Następnie przy użyciu programu Aproksymacja v1.5.9.2 funkcję aproksymowano metodą najmniejszych kwadratów.

Tab. 1. Zmiany prędkości w zależności od czasu dla manewru przyspieszenie i hamowanie, na podstawie [12]

L.p.	Czas [s]	Prędkość wg pomiaru [m/s]	L.p.	Czas [s]	Prędkość wg pomiaru [m/s]
1	0	0	10	9	32,86
2	1	0,97	11	10	33,10
3	2	1,78	12	11	30,97
4	3	5,32	13	12	27,66
5	4	9,81	14	13	23,64
6	5	14,21	15	14	18,51
7	6	18,68	16	15	10,52
8	7	23,88	17	16	0
9	8	29,31			

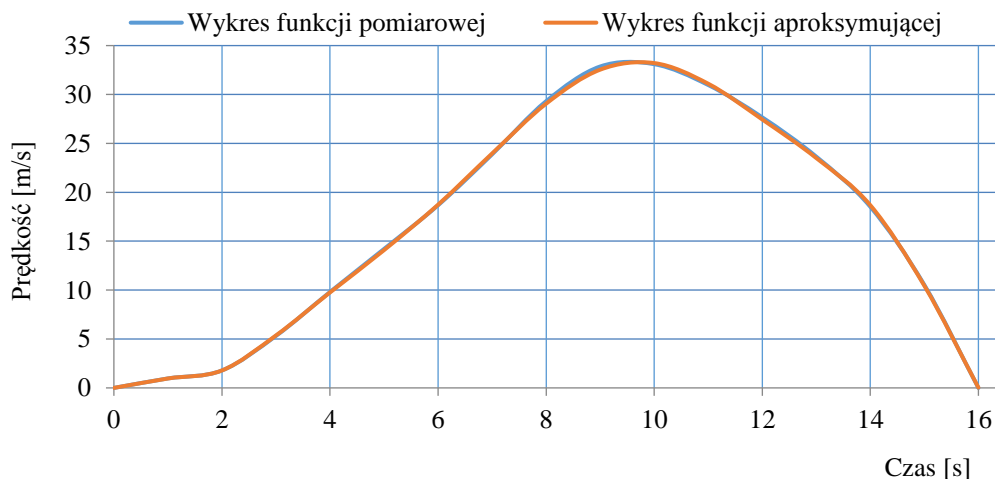
Współrzędne przedstawione w tabeli 1 aproksymowano metodą najmniejszych kwadratów i otrzymano niżej przedstawiony wielomian 9– stopnia. Stopień wielomianu jest uwarunkowany otrzymaniem jak najmniejszych błędów.

Wielomian opisujący zależność prędkości w funkcji czasu $V = f(t)$ przy wykonywaniu manewru przyspieszenia i hamowania opisano równaniem 1 natomiast po zróźniczkowaniu równania 1 otrzymano przyspieszenie (równanie 2).

$$\begin{aligned}
 V = f(t) = & (1,38181953695982E - 6) * x^9 + (-9,91464119063688E - 5) * \\
 & x^8 + (0,002952125097356) * x^7 + (-0,04720222844170) * x^6 + \\
 & (0,438522675128192) * x^5 + (-2,39455119465) * x^4 + \\
 & (7,33950678618245) * x^3 + (-10,6168068378714) * x^2 + \\
 & (6,24301355403459) * x^1 + (-0,00312803628420411) * x^0
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned}
 a = \frac{\partial V}{\partial t} = & (9 * 1,381819536959E - 6) * x^8 + 8 * (-9,914641190636E - 5) * \\
 & x^7 + 7 * (0,00295212509735611) * x^6 + 6 * \\
 & (-0,0472022284417062) * x^5 + 5 * (0,438522675128192) * x^4 + 4 * \\
 & (-2,39455119465) * x^3 + 3 * (7,33950678618245) * x^2 + 2 * \\
 & (-10,6168068378714) * x^1 + (6,24301355403459) * x^0
 \end{aligned} \tag{2}$$

Na rysunku 7 przedstawiono funkcję uzyskaną z pomiarów prędkości śmigłowca PZL W-3 Sokół w zależności od czasu podczas wykonywania manewru przyspieszenia i hamowania oraz funkcję powstałą na podstawie aproksymacji uzyskanych punktów pomiarowych.

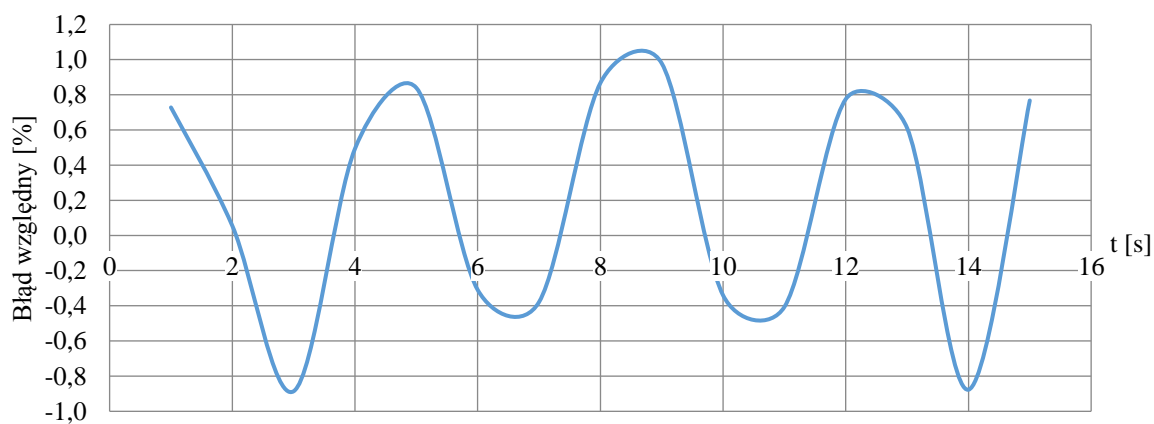


Rys. 7. Wykres funkcji pomiarowej i aproksymującej prędkości śmigłowca PZL W-3 Sokół w zależności od czasu podczas wykonywania manewru przyspieszenia i hamowania

Porównując charakterystykę opartą na punktach z pomiarów oraz na wielomianie, który uzyskano z aproksymacji można zaobserwować, że błąd względny wynikający z aproksymacji nie przekracza 1% (tab. 2 oraz rys. 8).

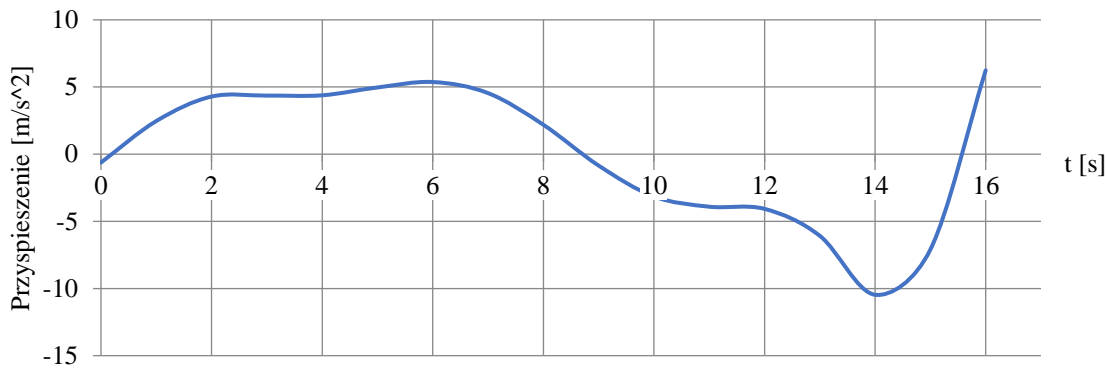
Tab. 2. Wyniki pomiarów i aproksymacji zmian prędkości śmigłowca PZL W-3 Sokół w zależności od czasu podczas wykonywania manewru przyspieszenie i hamowanie

Czas [s]	Prędkość pomiarowa [m/s]	Prędkość obliczeniowa [m/s]	Błąd względny [%]	Przyspieszenie [m/s ²]
0,00	0,00	0,00	-	-0,62
1,00	0,97	0,96	0,73	2,47
2,00	1,78	1,78	0,06	4,29
3,00	5,32	5,37	-0,89	4,36
4,00	9,81	9,76	0,49	4,38
5,00	14,21	14,09	0,84	4,97
6,00	18,68	18,73	-0,31	5,37
7,00	23,88	23,97	-0,38	4,55
8,00	29,31	29,06	0,87	2,19
9,00	32,86	32,54	0,98	-0,85
10,00	33,10	33,21	-0,34	-3,15
11,00	30,97	31,10	-0,41	-3,91
12,00	27,66	27,45	0,78	-4,07
13,00	23,64	23,50	0,61	-6,08
14,00	18,51	18,67	-0,88	-10,47
15,00	10,52	10,44	0,77	-7,10
16,00	0,00	0,03	-	6,24



Rys. 8. Wykres przedstawiający błąd względny aproksymacji prędkości śmigłowca PZL W-3 Sokół w zależności od czasu podczas wykonywania manewru przyspieszenia i hamowania

Wielomian opisujący przyspieszenie stanowiący pochodną prędkości po czasie przedstawiono na rysunku 9.



Rys. 9. Wykres przyspieszenia śmigłowca W-3 Sokół dla manewru przyspieszenia i hamowania

4. Obciążenia węzłów łożyskowych zespołu wytworniczowego

Według opracowanego w [16] modelu stanów obciążeń dla gazowych łożysk silnika będącego przedmiotem badań, możemy wymienić następujące siły obciążające łożyska poprzeczne zespołu wirnikowego:

- ciężkości zespołu wirnikowego;
- wywołane manewrem skok w górę/ skok w dół;
- wywołane momentem żyroskopowym;
- odśrodkową wywoływaną manewrem ciasny zakręt;
- wywołaną manewrem zwrot na cel;
- niewyważenia resztkowego.

W przypadku łożysk wzdłużnych możemy wymienić siły:

- gazową oddziaływań aerodynamicznych;
- osiową wywołaną manewrem przyspieszenia i hamowania,
- odśrodkową pochodząca od manewru skok przez przeszkodę.

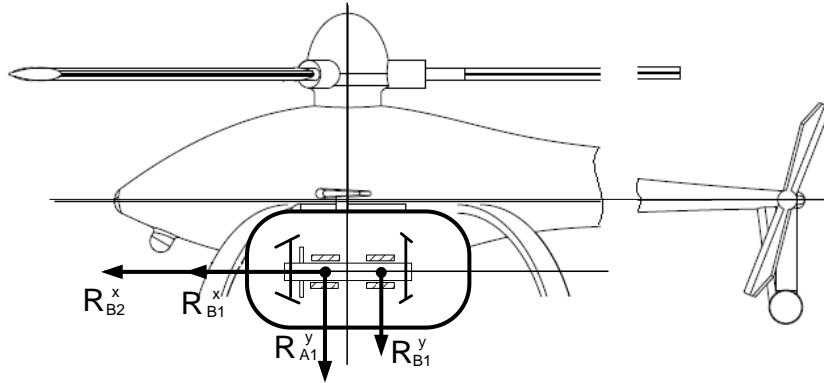
Na zespół wirnikowy oprócz sił statycznych o nie zmiennych w czasie wartościach, działają również obciążenia dynamiczne. O ile w pierwszym przypadku występują tylko stałe wartości, kierunki i punkty przyłożenia sił to w obciążeniu dynamicznym mamy do czynienia ze stanem, w którym na ciało (badany zespół) działają gwałtowne siły zewnętrzne, siły bezwładności powstające w skutek przyspieszeń masy tego ciała. Wartość przeciążeń jest zależna głównie od przyspieszeń i w ekstremalnych stanach może obciążać badane łożyska jak również w pewnych sytuacjach odciążać. Celem analizy dynamicznych obciążeń węzłów łożyskowych zespołu wirnikowego jest określenie takiego współczynnika k zależnego od maksymalnych wartości przyspieszeń, który będzie gwarantował prawidłową pracę łożysk w badanym zakresie obciążeń.

Aby określić wartość przeciążenia należy przeanalizować poszczególne manewry pod względem wartości przyspieszeń z uwzględnieniem kierunku ich działania, a co za tym idzie rodzaju obciążanych łożysk (osiowe, poprzecze). Podczas wykonywania manewru przyspieszenia i hamowania oraz hamowania przed atakiem mamy do czynienia z siłami (rys. 10):

R_{A1}^y / R_{B1}^y – ciężkości zespołu wirnikowego,

R_{B1}^x – gazową oddziaływań aerodynamicznych,

R_{B2}^x – wywołaną przyspieszeniami osiowymi podczas wykonywania manewru.



Rys. 10. Schemat obciążenia węzłów łożyskowych podczas wykonywania manewru przyspieszenie i hamowanie oraz hamowanie przed atakiem, opracowanie własne

Zakłada się, że elementy robocze zespołu wytworniczowego są w taki sposób skonstruowane, aby tworzone przez nie osiowe siły aerodynamiczne się równoważyły. Fakt ten powoduje zerowanie się siły R_{B1}^x . Natomiast siły ciężkości wynoszą (na podstawie obliczeń statycznych):

$$R_{A1}^y = P_{A1}^{st} = 5,638 \text{ N}$$

$$R_{B1}^y = P_{B1}^{st} = 1,631 \text{ N}$$

Siły działające na łożyska poprzeczne wynikają wyłącznie z ciężaru zespołu wirnikowego, zatem:

$$a_x = g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

$$k = \frac{a_x}{g} = 1$$

(3)

$$P_{A1}^{y \text{ dyn}} = k \cdot P_{A1}^{st} = 5,638 \text{ N}$$

Siły bezwładności, działające na łożyska wzdłużne, wywołane są przyspieszeniami podczas wykonywania manewru i stanowią wielokrotność siły ciężkości całego zespołu Q_c , gdzie współczynnikiem krotności jest wartość przeciążenia. Siła ciężkości Q_c stanowi sumę elementów składowych zespołu wytworniczowego przedstawionego na rysunku 5. Ciężar poszczególnych elementów wraz z pozostałymi podstawowymi parametrami przedstawiono w tabeli 3.

Tab. 3. Podstawowe parametry elementów składowych wytworniczowego zespołu wirnikowego

Lp.	Nazwa elementu składowego	Materiał	Objętość [m ³]	Masa [kg]	Ciężar [N]
1	Tuleja dociskowa z wewnętrznym wielowypustem	Tytan	2,644 ⁻⁶	0,012	0,118
2	Nakrętka dociskowa wirnika sprężarki	Stal	6,761 ⁻⁷	0,005	0,049
3	Wirnik sprężarki	Tytan	3,413 ⁻⁵	0,152	1,491
4	Tarcza oporowa łożyska wzdłużnego	Stal	1,325 ⁻⁵	0,104	1,020

5, 6	Tuleja czopowa łożysk poprzecznych	Stal	$0,843^{-5}$	0,067	0,657
7	Nakrętka dociskowa wirnika turbiny wytwornicowej.	Stal	$8,284^{-7}$	0,007	0,069
8	Wirnik turbiny wytwornicowej	Stal	$2,091^{-5}$	0,164	1,609
9	Wał wytwornicowy	Stal	$1,824^{-5}$	0,143	1,400
10	Tuleja dystansowa wirnika sprężarki	Tytan	$1,763^{-6}$	0,008	0,079
Gęstość użytych materiałów: - stal, gęstość= 7860 kg/m^3 , - tytan, gęstość= 4460 kg/m^3					

Z przeprowadzonej analizy maksymalna wartość przyspieszenia wyniosła $a_{\max}=10,47 \text{ m/s}^2$. Stąd:

$$a_{\Sigma} = a_{\max}$$

$$a_{\Sigma}=10,47 \text{ m/s}^2$$

Zgodnie ze wzorem (3), współczynnik k wynosi:

$$k = \frac{a_{\Sigma}}{g} = 1,067$$

Siła R_{B2}^x wywołana przyspieszeniami osiowymi podczas wykonywania manewru wynosi więc:

$$P_{B2}^{x \text{ dyn}} = k \cdot Q_c = 7,63 \text{ N}$$

5. Wnioski

Podczas manewru przyspieszenia i hamowania mamy do czynienia z siłami ciężkości zespołu wirnikowego, siłą gazową oddziaływań aerodynamicznych oraz siłą wywołaną przyspieszeniami osiowymi podczas wykonywania manewru. O ile możemy założyć, że elementy robocze zespołu wytwornicowego są w taki sposób skonstruowane, aby tworzone przez nie osiowe siły gazowe oddziaływań aerodynamicznych się równoważyły to pozostałe działają z wartością, która wynika z profilu ruchu statku powietrznego. Na podstawie przeprowadzonej analizy możemy dokonać zestawienia uzyskanych wyników. W przypadku tego manewru siły ciężkości (na podstawie obliczeń statycznych) wynoszą odpowiednio dla łożyska A= $5,638 \text{ N}$ natomiast dla łożyska B= $1,631 \text{ N}$. Jako, że współczynnik przeciążenia k w tym kierunku wynosi 1 to siły te wynikają wyłącznie z ciężaru zespołu wirnikowego. Z tabeli 2 i rysunku 9 wartość przyspieszenia wyniosła $a_{\max}=10,47 \text{ m/s}^2$. Współczynnik k wynosi 1,067. Po wymnożeniu współczynnika k oraz ciężaru wszystkich elementów zespołu wytwornicowego, które oddziałują na łożysko osiowe siła R_{B2}^x wywołana przyspieszeniami osiowymi podczas wykonywania manewru hamowania wynosi 7,63 N. O ile podczas manewru skok w górę i skok w dół [16] siła ta była pominięta, to w tym przypadku stanowi znaczną wartość. W odniesieniu do sił poprzecznych podczas wykonywania manewru skok w górę i skok w dół łożysko poprzeczne A jest bardziej obciążone od łożyska B, a maksymalna wartość siły obciążającej łożyska poprzeczne (węzeł łożyskowy A) wynosi $P_p=17,1 \text{ N}$.

Literatura

1. Barnett M, Silver A. Application of Air Bearings to High-Speed Turbomachinery. SAE Technical Paper 1970, doi:10.4271/700720.
2. Bruckner R J, Howard S A. Design, Fabrication, and Performance of Open Source Generation I and II Compliant Hydrodynamic Gas Foil Bearings. Tribology Transactions 2008; 51(3): 254-264, DOI: 10.1080/10402000701772579.
3. Dudziak J. Analiza opłacalności stosowania silników tłokowych lub turbinowych do napędu śmigłowców lekkich. Prace Instytutu Lotnictwa 2013; 232: 15–23.
4. Guła P, Gorecki T. Projekt, badania i wykonanie polskiego bezzałogowego śmigłowca ilx-27. Prace Instytutu Lotnictwa 2013; 232: 39–49.
5. Gray, S. and Bhushan, B. Support Element for Compliant Hydrodynamic Journal Bearings. U.S. Patent No. 4274683, 1981.
6. Hajduk J, Sabak R. Zagadnienia prob w locie bezzałogowego śmigłowca ilx-27. Journal of KONBiN 2013; 1(25): 45–58.
7. Heshmat, H. High Load Capacity Compliant Foil Hydrodynamic Journal Bearing. U.S. Patent No. 5902049, 1999.
8. Heshmat, H, Walton II J F, DellaCorte C, Valco M. Oil-Free Turbocharger Demonstration Paves Way to Gas Turbine Engine Applications. ASME Proceedings, Microturbines and Small Turbomachinery 2000-GT-620, doi:10.1115/2000-GT-0620
9. Heshmat H, Walton II J F, Tomaszewski M J. Demonstration of a Turbojet Engine Using an Air Foil Bearing. ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air 2005; GT2005-68404: 919-926, doi:10.1115/GT2005-68404.
10. Kang, S.G. and Saville, M. Hydrodynamic Journal Foil Bearing System. U.S. Patent No. 6964522, 2005.
11. Kazimierski Z, Krysinski J. Łożyskowanie gazowe i napędy mikro turbinowe. Warszawa: WNT, 1981.
12. Kazulo Z, Berezanski J. Sprawozdanie z prob w locie śmigłowca PZL Sokoł dla określenia granicznych warunków eksploatacji w kontekście wymogów zastosowań specjalnych. WSK-Swidnik S.A. we współpracy z Instytutem Lotnictwa 1999; 1LSP-36/367/2.
13. Konstantinesku W. N. Gazowaja smazka. Moskwa, Maszynostrojenie, 1968.
14. Kosicka E, Kozłowski E, Mazurkiewicz D. The use of stationary tests for analysis of monitored residual processes. Eksploatacja i Niezawodność – Maintenance and Reliability 2015; 17 (4): 604–609, <http://dx.doi.org/10.17531/ein.2015.4.17>.

15. Szejnberg S. A. i inni. Opory skolrzenija s gazowej smaskoj. Moskwa, Maszynostrojenie, 1979.
16. Wendeker M, Czyz Z. Analysis of the bearing nodes loads of turbine engine at an unmanned helicopter during a jump up and jump down maneuver. *Eksploatacja i Niezawodnosc – Maintenance and Reliability* 2016; 18 (1): 89–97, <http://dx.doi.org/10.17531/ein.2016.1.12>.
17. Witkowski R. Wprowadzenie do wiedzy o śmigłowcach. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2003.