

Prof. dr hab. inż. Mirosław Wendeker

Mgr inż. Zbigniew Czyż

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

Analiza obciążeń węzłów łożyskowych silnika turbinowego w bezzałogowym śmigłowcu podczas manewru skok w górę i skok w dół

Słowa kluczowe: łożyska gazowe, śmigłowce, silniki turbinowe

Abstrakt: Artykuł stanowi część prac, w których dokonano usystematyzowania eksploatacyjnych stanów obciążeń łożysk zespołu wirnikowego silnika turbinowego FSTC-1, który projektowany jest w Katedrze Termodynamiki, Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych na Politechnice Lubelskiej. Silnik ten zakłada zastosowanie w zespole wytwornicowym łożysk gazowych w celu poprawy właściwości eksploatacyjnych. Jest to uzasadnione trudnymi warunkami pracy związanymi z dużymi prędkościami obrotowymi, wysokimi temperaturami oraz trudnym dostępem, co w przypadku łożysk gazowych nie stanowi większego problemu. Przedstawiono również matematyczny model możliwych do wystąpienia stanów obciążeń węzłów łożyskowych zespołu wytwornicowego. Analizę obciążeń przeprowadzono dla manewru skok w górę i skok w dół na podstawie przebiegu czasowego wysokości geometrycznej z radiowysokościomierza w oparciu o rzeczywiste badania załogowego śmigłowca PZL W3-Sokół. Zależność zmiany wysokości w czasie aproksymowano metodą najmniejszych kwadratów a następnie wyznaczono dla niej zmiany prędkości oraz przyspieszeń. Na tej podstawie wyznaczono wartości sił działające na łożyska zespołu wytwornicowego w warunkach statycznych jak i dynamicznych. Wartości te zostaną skonfrontowane z wartościami uzyskanymi podczas innych manewrów oraz posłużą, jako założenia wejściowe do projektu łożysk gazowych.

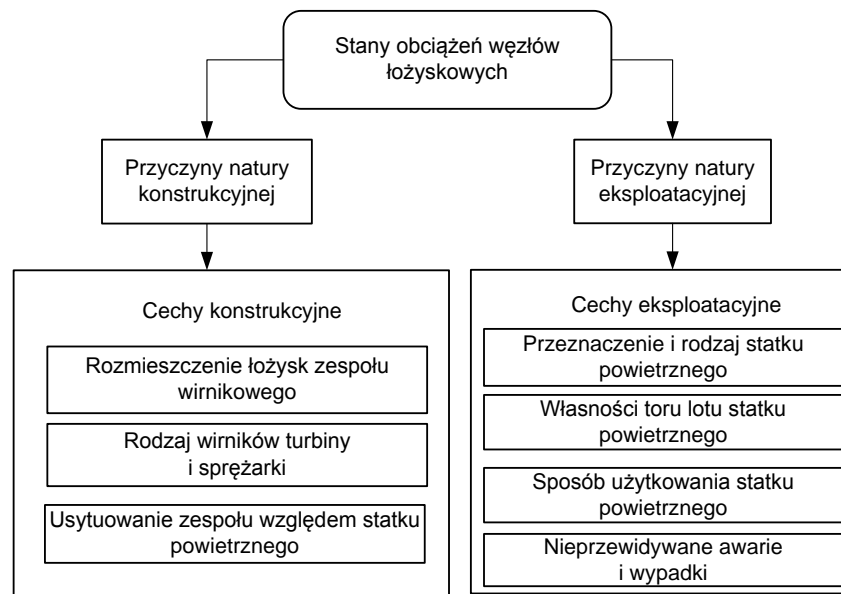
1. Wstęp

Łożyska gazowe stosowane są w wielu rodzajach maszyn wirujących, takich jak turbosprężarki, silniki turbinowe czy też szybkoobrotowe elektrowrzeciona np. szlifierskie. Tego typu łożyska mają wiele zalet w porównaniu do konwencjonalnych łożysk, do których należy zaliczyć głównie odporność na obciążenia cieplne, wysokie prędkości obrotowe, bardzo małe opory ruchu, dużą trwałość, podatność, zdolność do tłumienia drgań, odporność na obciążenia udarowe (gazowe łożyska foliowe) oraz stabilną pracę przy wysokich prędkościach obrotowych. Łożyska gazowe obecnie najczęściej znajdują zastosowanie w zakresie temperatury do 300°C oraz w zastosowaniach kriogenicznych. Jednak najwyższa temperatura pracy, którą odnotowano według [5] wynosi 815°C. Temperatura pracy gazowych łożysk foliowych jest uzależniona bezpośrednio od użytych materiałów oraz powłok ślizgowych. Najczęściej powłoki są tworzone z tworzyw sztucznych, które zabezpieczają powierzchnię folii ślizgowej przed zużyciem [5]. Nośność łożysk gazowych jest jednak gorsza, dlatego tak ważne staje się eksploataowanie zespołu wirującego przy prawidłowych przeciążeniach. Właściwości łożysk gazowych w tym również gazowych łożysk foliowych, opisano na podstawie wielu badań eksperymentalnych w pracach [7, 8, 12]. Istnieje wiele modeli matematycznych oraz analiz opisujących działanie łożysk w tym również analiz

termo–hydrodynamicznych jak np. w pracy [14], w której utworzone modele matematyczne mogą być wykorzystane do projektowania bardziej zaawansowanych łożysk foliowych, w szczególności łożysk foliowych o zmiennej sztywności osiowej. Zainteresowanie łożyskami gazowymi jest duże, jednak należy pamiętać, że proces projektowania zespołu łożyskowego wymaga znajomości jego aplikacji w urządzeniu a przede wszystkim znajomości dynamicznych stanów podczas jego pracy. W artykule opisano stan obciążeń węzłów łożyskowych silnika turbinowego do napędu bezzałogowego śmigłowca o masie startowej do 100 kg. Silniki turbinowe nadal stanowią konkurencję w stosunku do silników tłokowych w aplikacjach lotniczych. Według Dudziaka [1] masa turbinowego zespołu silnikowego łącznie z paliwem jest znacząco mniejsza od masy zespołu z silnikiem tłokowym w przypadku lotu jednogodzinnego i różnica tych mas maleje w miarę wzrostu czasu operacji. Jest to spowodowane tym, że silniki turbinowe mają jednostkowe zużycie paliwa na poziomie 0,4-0,7 kg/kWh natomiast silniki tłokowe 0,35 kg/kWh. Niemniej jednak do napędu bezzałogowych statków powietrznych w tym lekkich śmigłowców, które wykonują misje trwające około 1–2 h bardziej opłacalnym staje się napęd przy użyciu silnika turbinowego. Opłacalność stosowania silników turbinowych wzrasta tym bardziej ze względu na różnice cen paliw. W przypadku lotniska Lublin EPLB cena za litr benzyny lotniczej AVGas 100LL bez akcyzy obecnie kosztuje średnio 7,18 zł natomiast litr nafty lotniczej JET A-1 kosztuje 2,69 zł. Z drugiej strony jednak, silniki tłokowe są dużo bardziej przyjazne środowisku w porównaniu do silników turbinowych [17], szczególnie biorąc pod uwagę silniki Diesla [13].

W Polsce jak i na świecie pracuje się nad bezzałogowymi statkami powietrznymi w tym również nad bezzałogowymi śmigłowcami. Przykładem są dwa śmigłowce, z których jeden to konstrukcja oparta na śmigłowcu SW-4 Puszczyk z zakładów PZL-Świdnik S.A., natomiast drugi to ILX-27 opracowany przez Instytut Lotnictwa, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych i Wojskowe Zakłady Lotnicze nr 1 w Łodzi [4, 6]. W śmigłowcu ILX-27 zastosowano ostatecznie jeden silnik tłokowy Lycoming 0-540-F1B5 o mocy 191 kW (260 KM), co daje obciążenie mocy przy masie maksymalnej śmigłowca rzędu 4,23 kg/KM. Oprócz niższej wartości stosunku mocy do masy, wadą silników tłokowych są również drgania jednak w jednostce napędowej F1B5 z 6 cylindrami poziom drgań jest stosunkowo niski. W przypadku śmigłowca RUAV Solo konstrukcji zakładów PZL-Świdnik jednostkę napędową stanowi silnik turbinowy Rolls-Royce 250-C20R/2 o mocy 457 KM (336 kW).

Śmigłowce wykonując misje często znajdują się w takich stanach lotu, w których narażony jest na znaczne obciążenia zarówno wirnik nośny, śmigło ogonowe, struktury kadłuba jak i podzespoły napędowe (w tym silniki napędowe), a co za tym idzie również węzły łożyskowe zespołów wirnikowych silników. Wspomniane stany lotu są wynikiem ekstremalnych manewrów lotnych wynikających bądź to z zadań lotnych, bądź ze zmiennych warunków lotu. Ponadto zmieniające się szybko parametry lotu w takich manewrach wywołują odpowiednio intensywne zmiany parametrów działań silników aż do osiągnięcia stanów granicznych [2]. W czasie eksploatacji statku powietrznego, na łożyska zespołu wirnikowego silnika turbinowego oprócz dużych prędkości obrotowych rzędu kilkudziesięciu tysięcy obr/min działają układy sił wynikające z kinematyki ruchu śmigłowca oraz z procesów przepływowych zachodzących w silniku. Siły te tworzą stany obciążeń, które charakteryzują trudne do ustalenia wartości obliczeniowe. W artykule podjęto próbę usystematyzowania stanów i przyczyn powstawania obciążeń eksploatacyjnych oraz przedstawiono sposób symulacji takich stanów w zależności od warunków eksploatacji. Przyczyny powstawania obciążeń łożysk zespołu wirnikowego można wg [3] podzielić na dwie zasadnicze grupy przedstawione na rysunku 1. Pierwszą stanowią przyczyny natury konstrukcyjnej, wynikające z cech konstrukcyjnych zespołu wirnikowego silnika i jego zamontowania na statku powietrznym natomiast druga przyczyna wynika z przebiegu i charakteru eksploatacji (uwarunkowań eksploatacyjnych).



Rys.1. Schemat usystematyzowania przyczyn powstawania obciążeń wytworniczego zespołu wirnikowego silnika turbinowego [7]

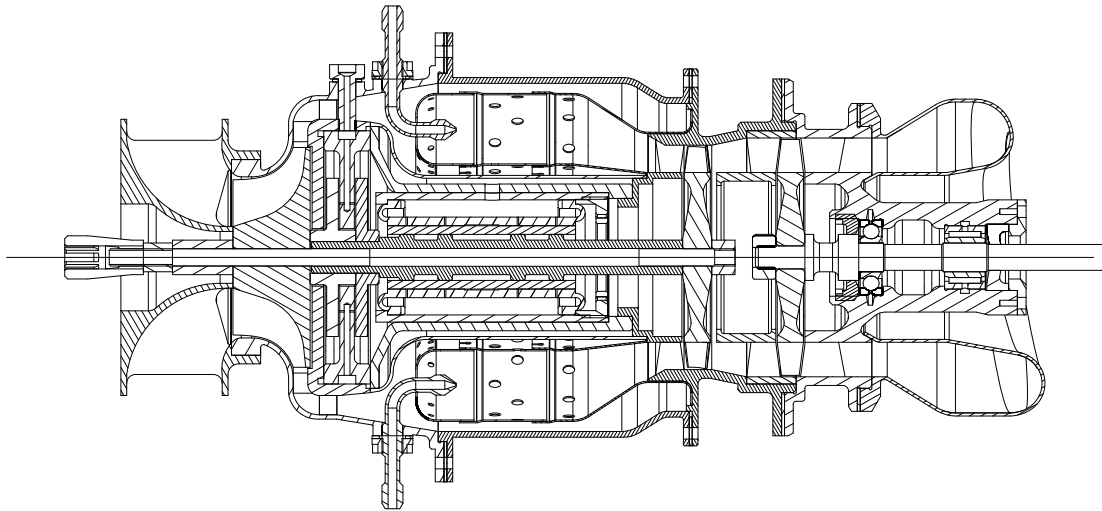
Z analizy warunków eksploatacji śmigłowców, w tym warunków eksploatacyjnych śmigłowców bojowych, a także z [3] można wywnioskować pewne spostrzeżenia, które pozwalają usystematyzować eksploatacyjne stany obciążeń łożysk zespołu wirnikowego silnika turbinowego w następujący sposób:

- stany obciążeń wynikające z profilu eksploatacji statku powietrznego założonego przez producenta,
- stany wynikające z awarii lub wypadków lotniczych przebiegających bez zniszczenia silnika— stany te można uznać za ekstremalne dla bezawaryjnego działania łożysk zespołu wirnikowego,
- stany wynikające z ekstremalnych lotów śmigłowca podczas wykonywania różnych manewrów (manewry akrobatyczne, loty bojowe).

Przedstawione spostrzeżenia pozwalają utworzyć symulacyjny model zespołu wirnikowego wraz z węzłami łożyskowymi.

2. Obiekt badań

Jeden z silników turbinowych projektowanych w Katedrze Termodynamiki, Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych w Politechnice Lubelskiej wymaga zastosowania łożysk gazowych w węzłach łożyskowych zespołu wytworniczego. Silnik ten został przedstawiony na rysunku 2 wraz z jego podstawowymi parametrami w tab. 1.

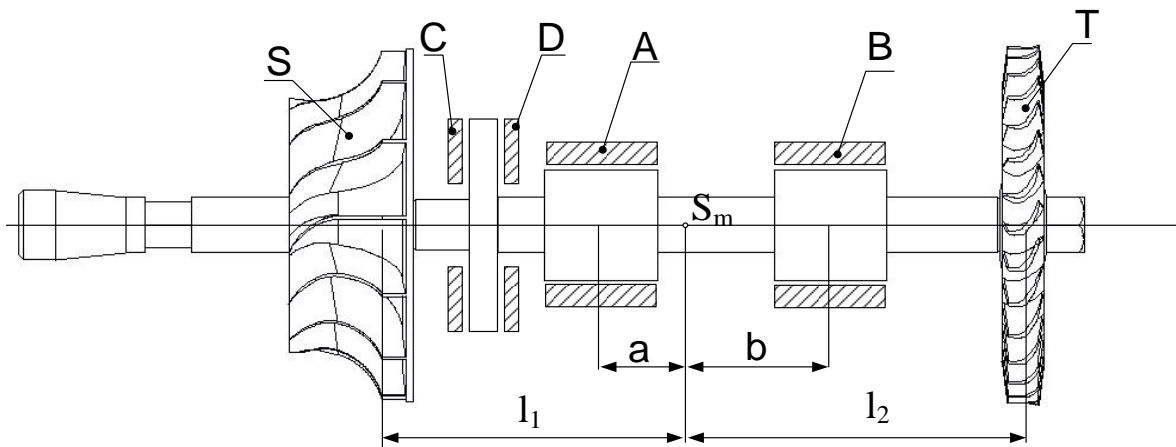


Rys. 2. Silnik turbinowy z odbiorem mocy na wale FSTC-1

Tab. 1. Podstawowe parametry silnika FSTC-1

Parametry silnika FSTC-1	
Obliczeniowa moc efektywna N_e [kW]	18
Częstość obrotów turbiny wytwornicowej n_{TW} [obr/min]	96000
Częstość obrotów turbiny napędowej n_{TN} [obr/min]	60000
Spręż sprężarki	3
Masowe natężenie przepływu powietrza m_p [kg/s]	0,256
Sekundowe zużycie paliwa B_s [kg/s]	0,003

Zastosowanie w przedstawionym silniku łożysk gazowych ma na celu poprawę właściwości eksploatacyjnych. Jednak dotyczy to tylko węzłów łożyskowych wału wytwornicowego. Jest to uzasadnione trudnymi warunkami pracy (znaczne prędkości, wysokie temperatury, trudny dostęp), co w przypadku łożysk gazowych jest dopuszczalne [9, 11, 15, 16]. Zespół wytwornicowy, który poddano analizie przedstawiono schematycznie na rysunku 3. Składa się on 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 (pomiędzy sprężarką i turbiną), przy czym czopy łożysk poprzecznych są fragmentami wału, 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.

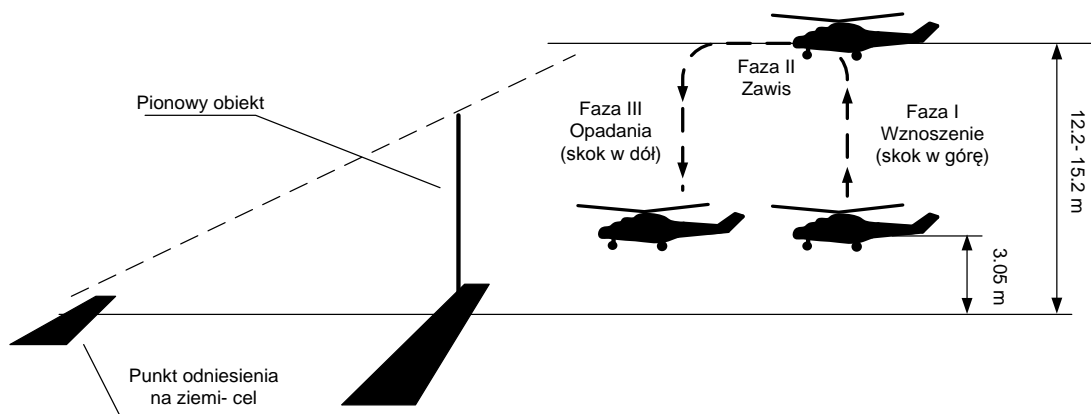


Rys. 3. Schemat modelu wirnikowego zespołu wytworniczowego wraz z układem łożysk ślizgowych. A, B- panewki łożyska poprzecznego, C, D- tarcze oporowe łożysk wzdłużnych, S- sprężarka, T- turbina, opracowanie własne na podstawie [7]

3. Analiza stanów obciążeń zespołu napędowego podczas manewru skok w górę i skok w dół

Model stanu obciążeń węzłów łożyskowych oparto na rzeczywistych wartościach uzyskanych z analizy parametrów lotu śmigłowca PZL W-3 Sokół. Mimo różnicy wielkości założono, że bezzałogowy śmigłowiec wyposażony w projektowany silnik będzie w stanie wykonywać misje z profilem ruchu takim jak dorosły śmigłowiec. Analizę przyspieszeń, jakim podlega zespół wirnikowy projektowanego silnika przeprowadzono na podstawie wyników badań eksperymentalnych zachowania się śmigłowca W-3 Sokół w locie NOE [10]. 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. Spośród pięciu wymienionych w niniejszym artykule postanowiono poddać analizie manewr skok w górę i skok w dół, który został przedstawiony na rysunku 4.



Rys. 4. Schemat manewru skok w górę i skok w dół, opracowanie własne na podstawie [10].

Skok w górę i skok w dół pozwala między innymi na sprawdzenie pionowego tłumienia tzn. możliwości dokładnego rozpędzania i wyhamowania pionowej prędkości, a przy tym dla rzeczywistego czasu jego wykonywania oraz przy zadanych prędkościach, określenie przyspieszeń działających na badany układ. Jest to manewr często stosowany przez śmigłowce bojowe na polu walki i zazwyczaj wykorzystywany przy ataku z wykorzystaniem osłony tj. wychylenie się pionowo zza ściany (osłony, którą może stanowić las, budynki itp.), a następnie wystrzelenie pocisku i ponowne ukrycie się za osłoną. Wymaga on dużej precyzji (determinuje to celność oddanych strzałów itp.), ale także stosunkowo krótkiego czasu na jego wykonanie dla uniknięcia zestrzelenia przez czyhającego wroga.

Analizowany manewr rozpoczyna się zawisem na wysokości 3,05 m, po czym śmigłowiec wznosi się do zadanej wysokości w zakresie 12,2 – 15,2 m (rys.4). Na ustalonej wysokości śmigłowiec wykonuje zawis, przez co najmniej 2 sek. dla odpalenia pocisku w kierunku celu, a następnie opada do ustalonego zawisu 3,05 m [10].

Analiza przeprowadzona została przy uwzględnieniu przebiegu czasowego wysokości geometrycznej z radiowysokościomierza. Manewr został podzielony na dwie części: wznoszenie oraz opadanie. Z [10] odczytano współrzędne punktów przedstawione w tabeli 2. Współrzędne aproksymowano metodą najmniejszych kwadratów i otrzymano niżej przedstawiony wielomian 5-stopnia. Stopień wielomianu jest uwarunkowany otrzymaniem jak najmniejszych błędów.

Tab. 2. Współrzędne punktów zmiany wysokości w zależności od czasu dla manewru skok w górę podczas wznoszenia

L.p.	Czas [s]	Wysokość wg pomiaru [m]	L.p.	Czas [s]	Wysokość wg pomiaru [m]
1	3,68	3	10	5,22	9
2	4,05	4,05	11	5,36	9,9
3	4,38	5	12	5,53	10,89
4	4,63	6	13	5,77	12
5	4,75	6,58	14	6,03	13,05
6	4,82	6,95	15	6,17	13,57
7	4,92	7,47	16	6,3	14,1
8	5,03	8	17	6,6	15
9	5,18	8,89	18	7,2	18

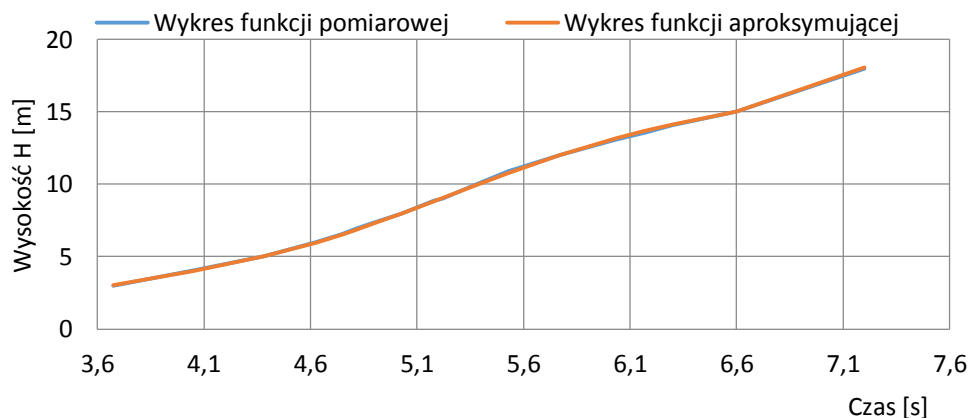
Wielomian opisujący zmianę wysokości w czasie $H = f(t)$ przy wznoszeniu podczas manewru skok w górę opisano zależnością (1) natomiast (2) i (3) odpowiednio pochodną pierwszego stopnia (prędkość) i drugiego (przyspieszenie).

$$H = f(t) = 0,0720438301538917x^5 + 0,072043830153892 x^4 + 20,9743333138697 x^3 - 106,48692542687 x^2 + 262,855196462725 x^1 - 252,639998086681 x^0 \quad (1)$$

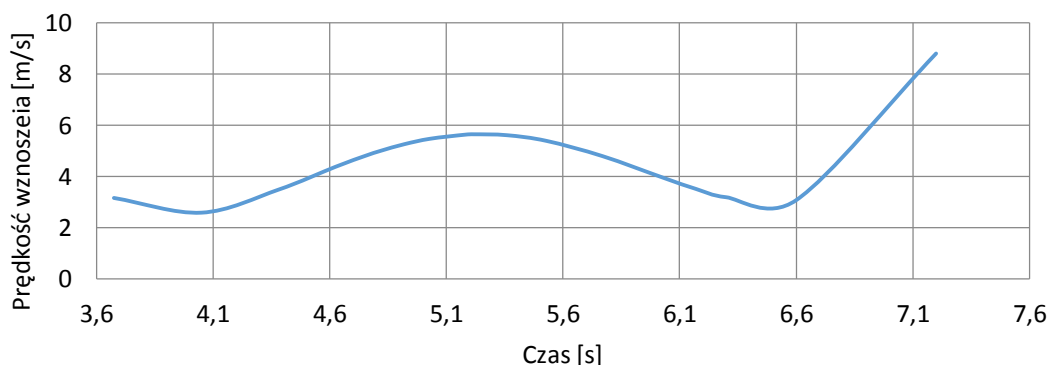
$$V = \frac{\partial H}{\partial t} = 5 \cdot 0,07204383015389 x^4 + 4 \cdot 0,07204383015389 x^3 + 3 \cdot 20,974333313869 x^2 + 2 \cdot (-106,486925427) x^1 + 262,855196462725 x^0 \quad (2)$$

$$a = \frac{\partial V}{\partial t} = 20 \cdot 0,07204383015389 x^3 + 12 \cdot 0,0720438301539 x^2 + 6 \cdot 20,97433331387 x^1 + 2 \cdot (-106,48692542687) x^0 \quad (3)$$

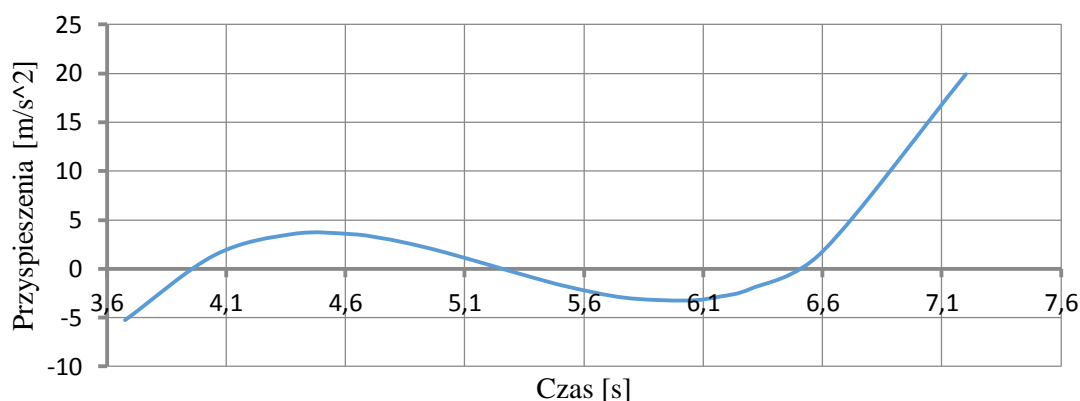
Na rysunku 5 przedstawiono wykres funkcji utworzonej z punktów pomiarowych oraz funkcji aproksymującej wysokość lotu śmigłowca PZL W-3 Sokół w zależności od czasu podczas wykonywania manewru skok w górę. Rysunki 6 i 7 przedstawiają odpowiednio zmianę prędkości wznoszenia śmigłowca oraz przyspieszenia, jakie przy tym występują.



Rys. 5. Wykres funkcji pomiarowej i aproksymującej wysokość lotu śmigłowca PZL W-3 Sokół w zależności od czasu podczas wykonywania manewru skok w górę.



Rys. 6. Wykres prędkości wznoszenia śmigłowca W-3 Sokół dla manewru skok w górę.



Rys. 7. Wykres przyspieszenia śmigłowca W-3 Sokół dla manewru skok w górę.

Tab. 3. Współrzędne punktów zmiany wysokości w zależności od czasu dla manewru skok w dół.

L.p.	Czas [s]	Wysokość wg pomiaru [m]	L.p.	Czas [s]	Wysokość wg pomiaru [m]
1	9,96	18,00	10	12,21	10,06
2	10,77	16,94	11	12,40	9,00
3	10,94	16,06	12	12,60	8,03
4	11,15	15,62	13	12,83	7,06
5	11,28	15,00	14	13,08	6,00
6	11,45	14,03	15	13,43	5,03
7	11,65	13,15	16	13,87	3,97
8	11,87	12,00	17	14,26	3,00
9	12,03	11,03			

Współrzędne przedstawione w tabeli 3 aproksymowano metodą najmniejszych kwadratów i otrzymano niżej przedstawiony wielomian 5- stopnia. Stopień wielomianu jest uwarunkowany otrzymaniem jak najmniejszych błędów.

Wielomian opisujący zależność $H = f(t)$ przy wykonywaniu manewru skok w dół:

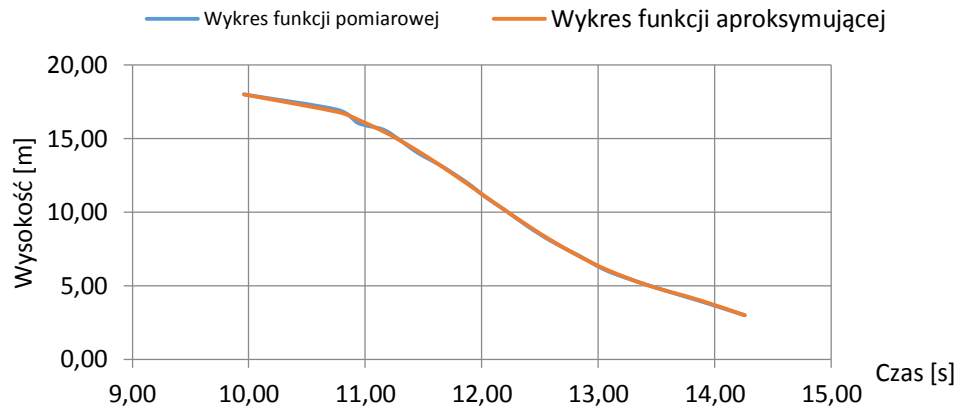
$$H = f(t) = -0,0625269149733026 x^5 + 3,72504261903523 x^4 - 88,0177032174416 x^3 + 1030,67671304047 x^2 - 5982,84455547936 x^1 + 13798,715321263 x^0 \quad (4)$$

$$V = \frac{\partial H}{\partial t} = 5 \cdot (-0,06252691497330) x^4 + 4 \cdot 3,725042619035 x^3 + 3 \cdot (-8,0177032174416) x^2 + 2 \cdot 1030,676713040 x^1 - 5982,84455547936 x^0 \quad (5)$$

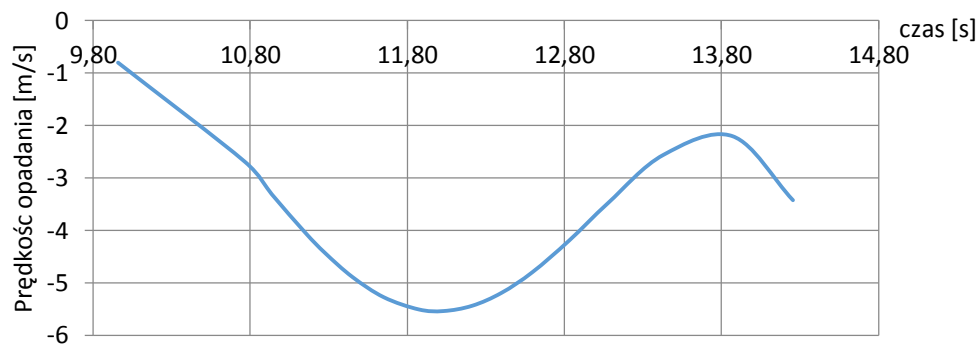
$$a = \frac{\partial V}{\partial t} = 20 \cdot (-0,0625269149733) x^3 + 12 \cdot 3,72504261903 x^2 + 6 \cdot (-8,017703217441) x^1 + 2 \cdot 1030,676713040 x^0 \quad (6)$$

Na rysunku 8 przedstawiono wykres funkcji utworzonej z punktów pomiarowych oraz funkcji aproksymującej wysokość lotu śmigłowca PZL W-3 Sokół w zależności od czasu

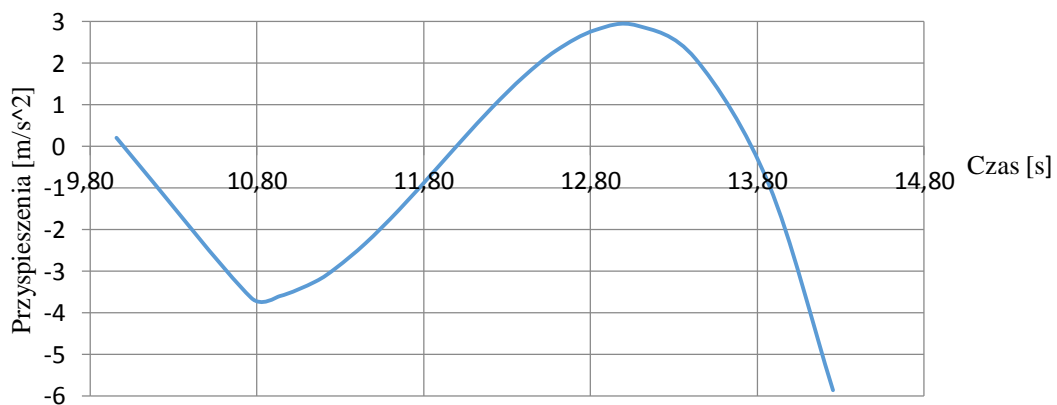
podczas wykonywania manewru skok w dół. Rysunki 9 i 10 przedstawiają odpowiednio zmianę prędkości wznoszenia śmigłowca oraz przyspieszenia, jakie przy tym występują.



Rys. 8. Wykres funkcji pomiarowej wysokości śmigłowca W-3 Sokół dla manewru skok w dół.



Rys. 9. Wykres prędkości opadania śmigłowca W-3 Sokół dla manewru skok w dół.

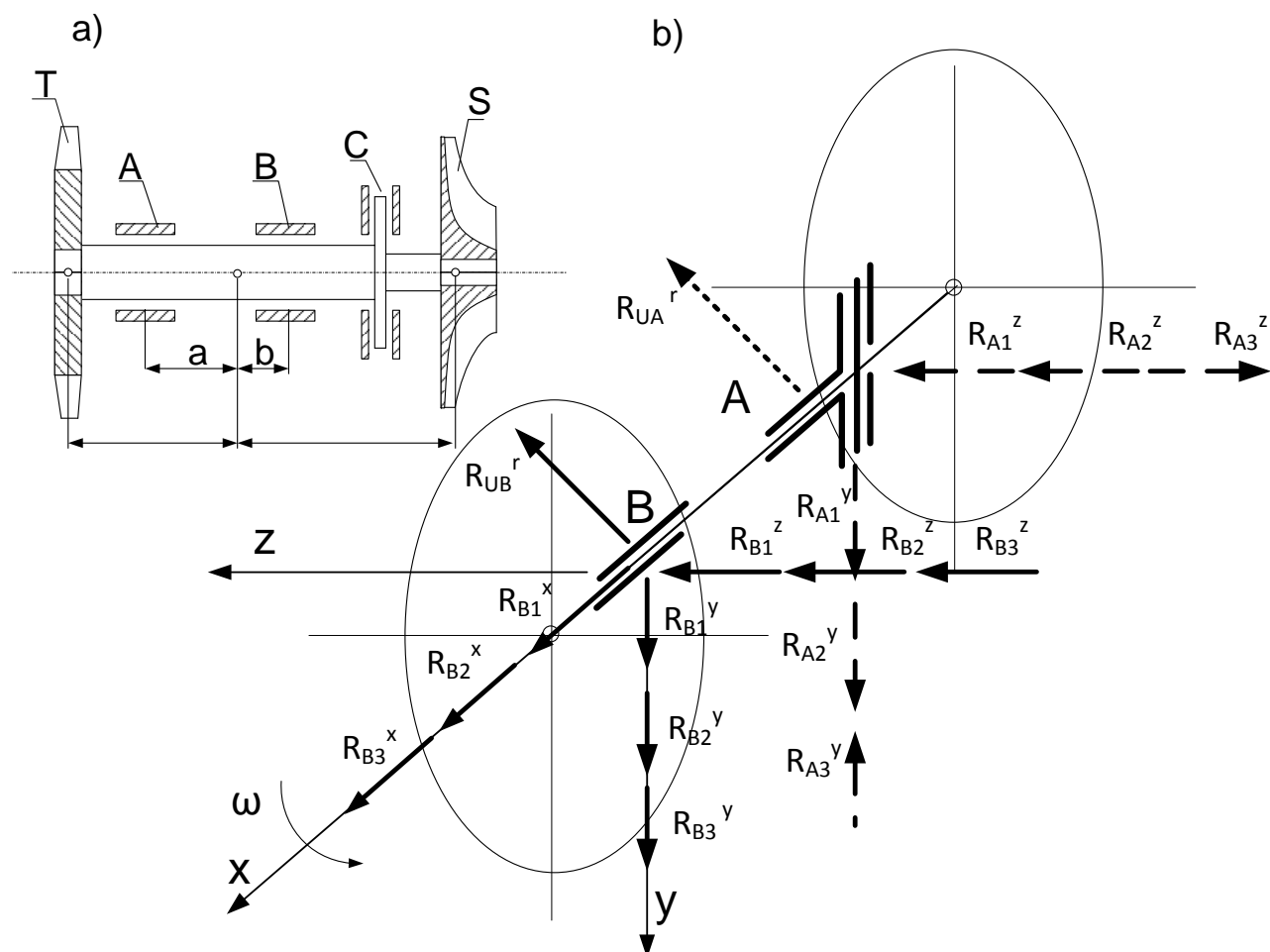


Rys.10. Wykres przyspieszenia śmigłowca W-3 Sokół dla manewru skok w dół.

4. Model stanów obciążeń łożysk gazowych

Funkcjonowanie modelu obciążeń węzłów łożyskowych opisano zgodnie z [7] równaniami dla poszczególnych rodzajów sił w układzie kartezjańskim (rys. 3). W celu uogólnienia rozważań posłużono się również postaciami bezwymiarowymi sił (w odniesieniu

do siły ciężkości zespołu). Zestawienie wzorów opisujących siły obciążające węzły łożyskowe zespołu wirnikowego zawarto w tabeli 2.



Rys. 11. Schemat modelu zespołu wirnikowego wraz z węzłami łożyskowymi, a- model geometryczny zespołu, b- schemat stanu obciążeń łożysk zespołu. Opracowanie własne na podstawie [3]

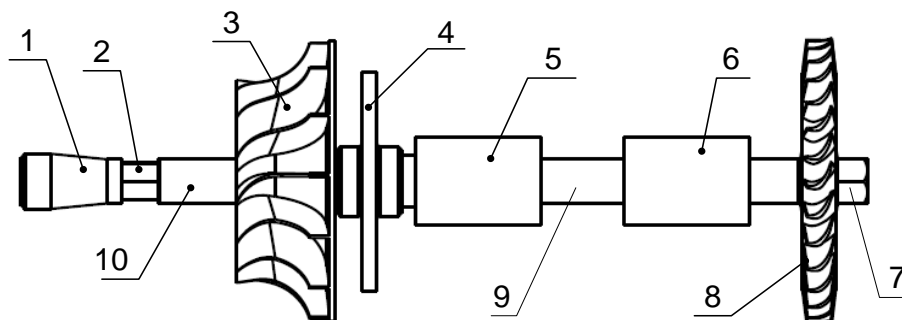
Tab. 4. Zestawienie wzorów opisujących siły obciążające węzły łożyskowe zespołu wirnikowego [3].

Lp.	Nazwa siły	Łożyska poprzeczne					
		Łożysko A			Łożysko B		
		Oznaczenie siły	Wielkość wymiarowa	Nr.	Oznaczenie siły	Wielkość wymiarowa	Nr.
1	Siła ciężkości zespołu wirnikowego	R_{A1}^y	$\frac{m_z \cdot g \cdot b}{a+b}$	(7)	R_{B1}^y	$\frac{m_z \cdot g \cdot a}{a+b}$	(14)
2	Siła wywołana manewrem skok w górę/ skok w dół	R_{A2}^y	$n_W \cdot Q \cdot \frac{b}{a+b}$	(8)	R_{B2}^y	$n_W \cdot Q \cdot \frac{a}{a+b}$	(15)
3	Siła wywołana momentem żyroskopowym	R_{A3}^y	$\frac{I_z \cdot V \cdot \omega}{\rho(a+b)}$	(9)	R_{B3}^y	$\frac{I_z \cdot V \cdot \omega}{\rho(a+b)}$	(16)
4	Siła odśrodkowa wywołana manewrem ciasny zakręt	R_{A1}^z	$m_z \cdot \frac{V^2 \cdot b}{\rho \cdot (a+b)}$	(10)	R_{B1}^z	$m_z \cdot \frac{V^2 \cdot a}{\rho \cdot (a+b)}$	(17)
5	Siła wywołana manewrem zwrot na cel	R_{A2}^z	$n_W \cdot Q \cdot \frac{b}{a+b}$	(11)	R_{B2}^z	$n_W \cdot Q \cdot \frac{a}{a+b}$	(18)
6	Siła wywołana momentem żyroskopowym	R_{A3}^z	$\frac{I_z \cdot V \cdot \omega}{\rho(a+b)}$	(12)	R_{B3}^z	$\frac{I_z \cdot V \cdot \omega}{\rho(a+b)}$	(19)
7	Siła niewyważenia reszkowego	R_{UB}^r	$\frac{V_d \cdot m_z \cdot \omega}{(l_1+l_2) \cdot (a+b)}$	(13)	R_{UB}^r	$\frac{V_d \cdot m_z \cdot \omega}{(l_1+l_2) \cdot (a+b)}$	(20)

Nazwa siły		Łożysko wzdłużne		
		Oznaczenie siły	Wielkość wymiarowa	Nr. wzoru
1	Siła gazowa oddziaływań aerodynamicznych	R_{B1}^x	$F_{TP}^W - F_{SP}^W + F_{TC}^W - F_{SC}^W$	(21)
2	Siła osiowa wywołana manewrem przyspieszenie i hamowanie	R_{B2}^x	$n_W \cdot Q$	(22)
3	Siła odśrodkowa pochodząca od manewru skok przez przeszkodę	R_{B3}^x	$m_z \cdot \frac{V^2}{\rho}$	(23)

5. Obciążenia węzłów łożyskowych zespołu wirnikowego w warunkach statycznych.

Łożyska poprzeczne są obciążone statycznie siłami ciężkości pochodzącymi od każdego z elementów zespołu wirnikowego połączonego z wałem. Wszystkie te elementy wytwornicowego zespołu wirnikowego zostały oznaczone i sparametryzowane na rysunku 12 oraz w tabeli 5.

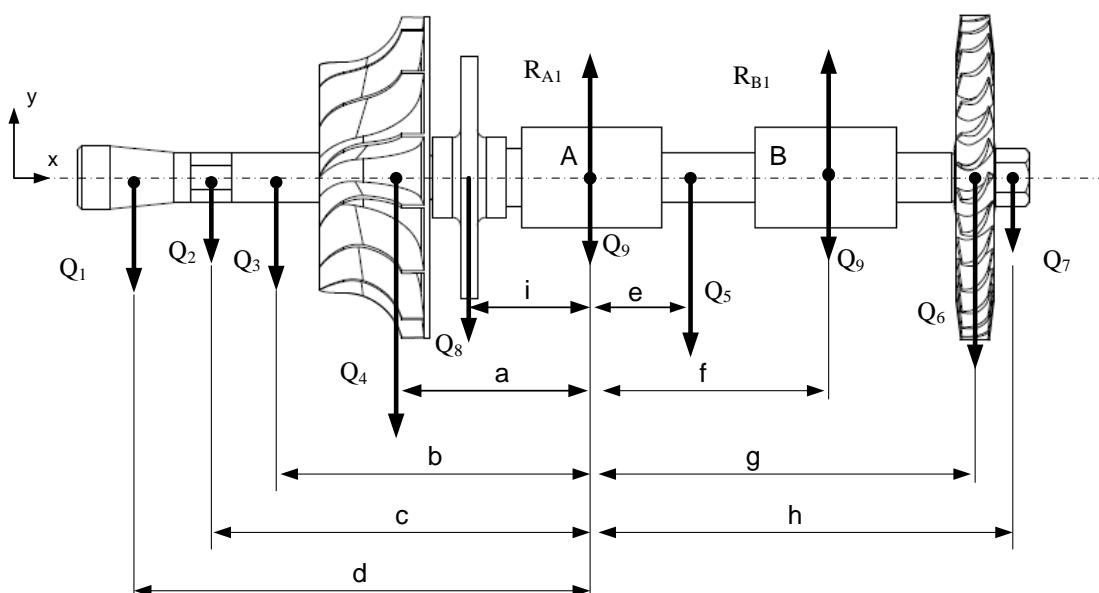


Rys. 12. Schemat przedstawiający elementy składowe wytwornicowego zespołu wirnikowego silnika turbinowego, 1- tuleja dociskowa z wewnętrznym wielowypustem, 2- nakrętka dociskowa wirnika sprężarki, 3- wirnik sprężarki, 4- tarcza oporowa łożyska wzdłużnego, 5, 6- tuleje czopa łożyska poprzecznego, 7- nakrętka dociskowa wirnika turbiny wytwornicowej, 8- wirnik turbiny wytwornicowej, 9- wał wytwornicowy, 10- tuleja dystansowa wirnika sprężarki, opracowanie własne.

Tab. 5. Podstawowe parametry elementów składowych wytwornicowego zespołu wirnikowego.

Lp.	Nazwa elementu składowego	Materiał	Objętość [m ³]	Masa [kg]	Ciężar [N]
1	Tuleja dociskowa z wewnętrznym wielowypustem	Tytan	2, 644e-6	0,012	0,118
2	Nakrętka dociskowa wirnika sprężarki	Stal	6,761e-7	0,005	0,049
3	Wirnik sprężarki	Tytan	3, 413e-5	0,152	1,491
4	Tarcza oporowa łożyska wzdłużnego	Stal	1,325e-5	0, 104	1,020
5, 6	Tuleja czopowa łożysk poprzecznych	Stal	0,843e-5	0,067	0,657
7	Nakrętka dociskowa wirnika turbiny wytwornicowej.	Stal	8, 284e-7	0,007	0,069
8	Wirnik turbiny wytwornicowej	Stal	2, 091e-5	0,164	1,609
9	Wał wytwornicowy	Stal	1,824e-5	0,143	1,400
10	Tuleja dystansowa wirnika sprężarki	Tytan	1,763e-6	0,008	0,079
Gęstość użytych materiałów: - stal, gęstość= 7860 kg/m ³ , - tytan, gęstość= 4460 kg/m ³					

Ciężar wskazanych w tabeli 5 elementów determinuje powstanie sił działających na łożyska poprzeczne. Sposób ich obliczeń przedstawiono poniżej.



Rys. 13. Siły obciążające łożyska poprzeczne. Oznaczenia sił zgodnie z tabelami 5 oraz 6.

Tab. 6. Odległości środków ciężkości poszczególnych elementów zespołu wirnikowego od węzła łożyskowego A (patrz rys.13).

Oznaczenie wymiaru	Długość [mm]	Oznaczenie wymiaru	Długość [mm]	Oznaczenie wymiaru	Długość [mm]
a	46,29	d	110,07	g	91,42
b	75,38	e	16,42	h	100,51
c	90,21	f	56	i	29,5

Wartości sił reakcyjnych działających na węzły łożyskowe wyznaczono z równania sumy sił na osi y oraz równania sumy momentów względem punktu A. Przedstawione są one poniżej.

$$\sum P_{iy} = R_{A1} + R_{B1} - Q_1 - Q_2 - Q_3 - Q_4 - Q_5 - Q_6 - Q_7 - Q_8 - Q_9 - Q_9 = 0 \quad (24)$$

$$\sum M_{iA} = Q_8 \cdot i + Q_4 \cdot a + Q_3 \cdot b + Q_2 \cdot c + Q_1 \cdot d - Q_5 \cdot e + R_{B1} \cdot f - Q_6 \cdot g - Q_7 \cdot h - Q_9 \cdot f = 0 \quad (25)$$

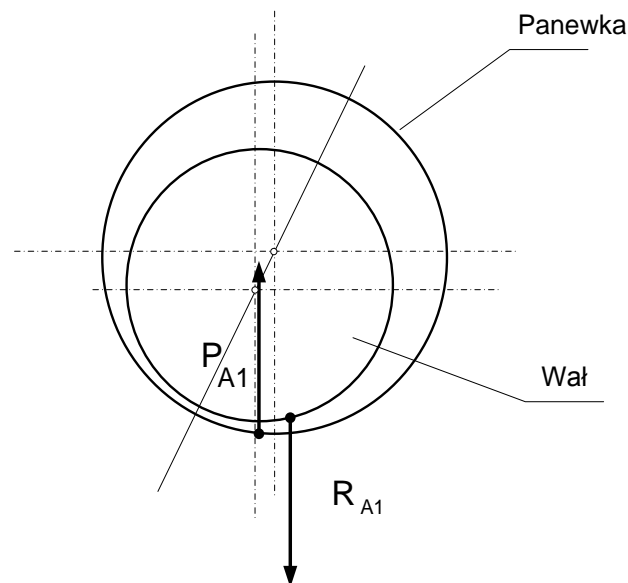
$$R_{B1} = (-Q_8 \cdot i - Q_4 \cdot a - Q_3 \cdot b - Q_2 \cdot c - Q_1 \cdot d + Q_5 \cdot e + Q_6 \cdot g + Q_7 \cdot h + Q_9 \cdot f) / f \quad (26)$$

$$R_{A1} = (-(-Q_8 \cdot i - Q_4 \cdot a - Q_3 \cdot b - Q_2 \cdot c - Q_1 \cdot d + Q_5 \cdot e + Q_6 \cdot g + Q_7 \cdot h + Q_9 \cdot f) / f) + Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 + Q_5 + Q_6 + Q_7 + Q_8 + Q_9 + Q_9 \quad (27)$$

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

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

Zgodnie z III Zasadą Dynamiki Newtona, jeżeli panewka łożyska działa na wał siłą P_{A1} (siłą akcyjną), to wał działa na panewkę siłą reakcyjną R_{A1} o takiej samej wartości i kierunku, lecz o przeciwnym zwrocie (rysunek 14).



Rys. 14. Schemat oddziaływania wzajemnego panewka- wał. P_{A1} - siła oddziaływania panewki na wał, R_{A1} - siła reakcyjna od siły P_{A1} .

Wartości reakcji wskazują na większe obciążenie łożyska A, co jest konsekwencją położenia środka masy bliżej tego węzła. Już na tym etapie możemy założyć, że obliczenia prowadzone będą z uwzględnieniem łożyska A, gdyż jest bardziej narażone na ewentualne uszkodzenie.

6. Obciążenia węzłów łożyskowych zespołu wirnikowego w warunkach dynamicznych.

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 zarówno badane łożyska obciążać 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.

$$P_{A1}^{dyn} = k \cdot P_{A1}^{st} = k \cdot g \cdot \sum m_i \quad (28)$$

gdzie:

P_{A1}^{dyn} – dynamiczna siła obciążająca łożysko,

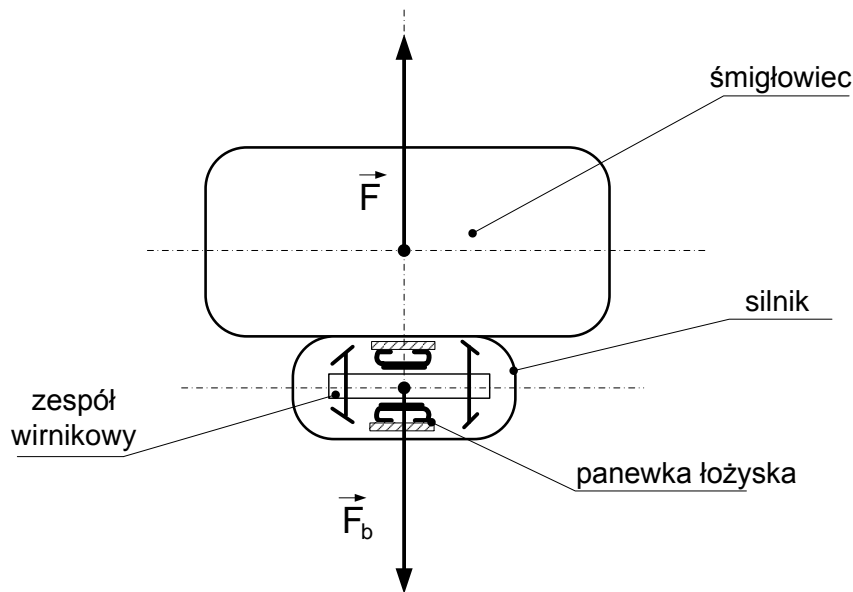
g – przyspieszenie ziemskie (do obliczeń przyjęto wartość $9,81 \frac{m}{s^2}$),

k – wartość przeciążenia, iloraz przyspieszenia uzyskanego podczas lotu g_{zast} i przyspieszenia ziemskiego.

$$g_{zast} = k \cdot g$$

$$g_{zast} = a_{\Sigma} = k \cdot g \quad (29)$$

a_{Σ} – suma składowych przyspieszeń działających w tym samym kierunku.



Rys. 15. Schemat wpływu przyspieszeń śmigłowca na zespół wirnikowy układu napędowego, opracowanie własne.

Jeżeli na śmigłowiec zadziała siła F z określonym przyspieszeniem a_{Σ} to wał (zespół wirnikowy) w zależności od wielkości masy będzie oddziaływał na panewkę łożyska siłą bezwładności F_b przeciwnie skierowaną do kierunku tego przyspieszenia, co przedstawia rysunek 15.

$$\vec{F} - m \vec{a} = 0 \quad (30)$$

$$\vec{F}_b = -m \vec{a} \quad (31)$$

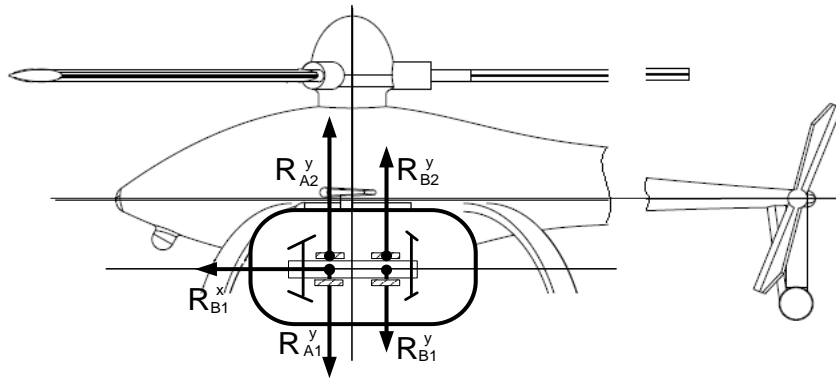
$$\vec{F} + \vec{F}_b = 0 \quad (32)$$

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, poprzeczne). Podczas wykonywania manewru skok w górę spośród sił przedstawionych na rysunku 11 i tabeli 4 występują siły:

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

R_{A2}^y / R_{B2}^y – siła wywołana przyspieszeniem podczas wykonywania manewru skok w górę,

R_{B1}^x – siła gazowa oddziaływań aerodynamicznych.



Rys. 16. Schemat obciążenia węzłów łożyskowych podczas wykonywania manewru skok w górę, 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 (na podstawie obliczeń statycznych):

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

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

Siły bezwładności wywołane przyspieszeniami podczas wykonywania manewru R_{A2}^y / R_{B2}^y są wielokrotnością odpowiednich sił ciężkości, gdzie współczynnikiem krotności jest wartość przeciążenia. Z przeprowadzonej analizy maksymalna wartość przyspieszenia wyniosła $a_{max} = 19,92 \text{ m/s}^2$. Stąd:

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

$$a_{\Sigma} = 29,73 \text{ m/s}^2$$

Zgodnie ze wzorem (28) i (29), współczynnik k wynosi:

$$k = \frac{a_{\Sigma}}{g} = 3,03$$

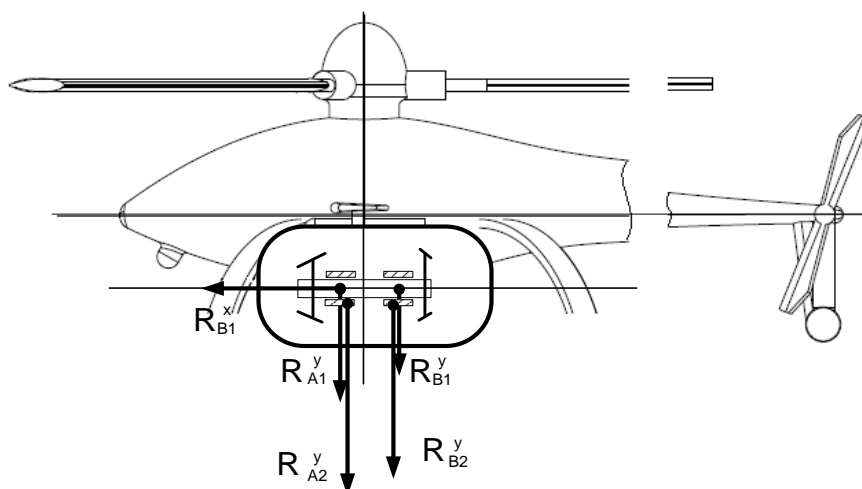
$$P_{A1}^{dyn} = k \cdot P_{A1}^{st} = 17,1N$$

Podczas wykonywania manewru skok w dół występują siły:

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

R_{A2}^y / R_{B2}^y – siła wywołana przyspieszeniami podczas wykonywania manewru skok w dół,

R_{B1}^x – siła gazowa oddziaływań aerodynamicznych.



Rys. 17. Schemat obciążenia węzłów łożyskowych podczas wykonywania manewru skok w dół, 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 (na podstawie obliczeń statycznych):

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

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

Siły bezwładności wywołane przyspieszeniami podczas wykonywania manewru R_{A2}^y / R_{B2}^y są wielokrotnością odpowiednich sił ciężkości, gdzie współczynnikiem krotności jest wartość przeciążenia. Z przeprowadzonej analizy maksymalna wartość przyspieszenia wyniosła $a_{max} = 5,85 \text{ m/s}^2$. Stąd:

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

$$a_{\Sigma} = -3,96 \text{ m/s}^2$$

Zgodnie ze wzorem (4.19) i (4.20), współczynnik k wynosi:

$$k = \frac{a_{\Sigma}}{g} = -0,4$$

$$P_{A1}^{dyn} = k \cdot P_{A1}^{st} = -2,26N$$

5. Wnioski

Z przeprowadzonej analizy maksymalnych stanów obciążeń węzłów łożyskowych zespołu napędowego wynika, że podczas wykonywania manewru skok w górę i skok w dół łożysko poprzeczne A jest bardziej obciążone od łożyska B. Maksymalna wartość siły obciążającej łożyska poprzeczne, a dokładniej węzeł łożyskowy A wynosi $P_p = 17,1 \text{ N}$ natomiast w przypadku łożysk wzdłużnych siła obciążająca się zeruje pod warunkiem, że elementy robocze zespołu wytworniczowego są w taki sposób skonstruowane, aby tworzone przez nie osiowe siły aerodynamiczne się równoważyły. Należy jednak pamiętać, że uzyskane wartości dotyczą jedynie jednego manewru tj. skok w górę i skok w dół. Dlatego wartości te zostaną skonfrontowane z wartościami uzyskanymi podczas innych manewrów takimi jak przyspieszenie i hamowanie, hamowanie przed atakiem, ciasny zakręt oraz zwrot na cel. Niemniej jednak będą one stanowiły tematykę kolejnych prac. Zestawienie kompletnej

analizy możliwych obciążeń pozwoli na użytkowanie zespołu wytworniczego silnika turbinowego w prawidłowych warunkach wydłużając jednocześnie czas eksploatacji.

Literatura

1. Dudziak J. Analiza opłacalności stosowania silników tłokowych lub turbinowych do napędu śmigłowców lekkich. *Prace Instytutu Lotnictwa* 2013; 232: 15–23.
2. Dudziak J. Analiza numeryczna dynamiki współdziałania schładzacza spalin z silnikiem napędowym w ekstremalnych lotach śmigłowca. Politechnika Lubelska: praca dyplomowa, 2011.
3. Fijałkowski S. Materiały naukowe na zebranie środowiskowe Sekcji Podstaw Eksploatacji PAN. Lublin: Wydawnictwo Uczelniane Politechniki Lubelskiej, 1988.
4. Guła P., Gorecki T. Projekt, badania i wykonanie polskiego bezzałogowego śmigłowca ilx-27. *Prace Instytutu Lotnictwa* 2013; 232: 39–49.
5. Giemza B., Nowiński E., Domański M. Gas-dynamic foil bearings application in high-speed turbines. *Journal of KONBiN* 2013; 3,4 (27,28): 100-101.
6. Hajduk J., Sabak R. Zagadnienia prób w locie bezzałogowego śmigłowca ilx-27. *Journal of KONBiN* 2013; 1(25): 45–58.
7. Heshmat H., Shapiro W. and Gray S. Development of Foil Journal Bearings for High Load Capacity and High Speed Whirl Stability. *ASME Journal of Lubrication Technology* 1982; 104(2): 149–156.
8. Heshmat H. Operation of Foil Bearings Beyond the Bending Critical Mode. *ASME Journal of Lubrication Technology* 1999; 122(1): 192–198.
9. Kazimierski Z., Krysiński J. Łożyskowanie gazowe i napędy mikroturbinowe. Warszawa: WNT, 1981.
10. Kazulo Z., Bereżański J. Sprawozdanie z prób w locie śmigłowca PZL Sokół dla określenia granicznych warunków eksploatacji w kontekście wymogów zastosowań specjalnych. WSK-Świdnik S.A. we współpracy z Instytutem Lotnictwa 1999; 1LSP-36/367/2.
11. Konstantinesku W. N. Gazowaja smazka. Moskwa: Maszynostrojenie, 1968.
12. Lee Y. B., Kim T. H., i in. Dynamic Characteristics of a Flexible Rotor System Supported by a Vis-coelastic Foil Bearing. *Journal of Lubrication Technology* 2004; 37: 679–687.
13. Magryta P., Majczak A. Możliwość zastosowania silnika Diesla w lekkim śmigłowcu. *Autobusy* 2012; 4: 98–103.

14. Peng Z., Khonsari M. M. A Thermohydrodynamic Analysis of Foil Journal Bearings. ASME 2006; 128: 534.
15. Szejnberg S. A. i inni. Opory skolrzenija s gazowej smaskoj. Moskwa: Maszynostrojenie, 1979.
16. Śmiech A. Analiza możliwości zastosowania łożysk gazowych w sprężarce doładowującej typu Comprex. Politechnika Lubelska: praca dyplomowa, 2002.
17. Wendeker M., Siadkowska K., Magryta P., Czyz Z., Skiba K. Optimal Diesel Engine Technology Analysis Matching the Platform of the Helicopter. International Journal of Mechanical, Industrial Science and Engineering 2014; 8(5): 790–794.