

## Badanie rezonansów lokalnych i złożonych w lotniczych zespołach napędowych z wykorzystaniem metod FAM-C i FDM-A

**Streszczenie.** W artykule przedstawiono zagadnienia związane z badaniami lotniczych zespołów wirnikowych, a w szczególności ich łożysk tocznych i elementów przekładni zębatych. Opisano również podstawy teoretyczne badań i analizy zjawisk rezonansowych, identyfikowanych przy pomocy metod diagnostycznych FAM-C i FDM-A. Metody te oparte są na analizie modulacji napięcia wyjściowego prądnic i zapewniają monitorowanie zjawisk dynamicznych wszystkich podzespołów występujących w lotniczym zespole napędowym.

**Abstract.** The article presents the issues related to the research of aerodynamic rotor assemblies, in particular their rolling bearings and toothed gear components. The theoretical foundations of research and analysis of resonance phenomena, identified using the FAM-C and FDM-A diagnostic methods are also described. These methods are based on the analysis of generator output voltage modulation and provide monitoring of dynamic phenomena of all components found in the aviation power unit. (*Studying local and complex resonances in aviation power trains using FAM-C and FDM-A methods*)

**Słowa kluczowe:** diagnostyka techniczna, rezonans, silnik turbinowy, modulacja częstotliwości, łożysko toczne.

**Keywords:** technical diagnostics, resonance, turbine engine, frequency modulation, rolling bearing.

### Wstęp

Obróbka kół zębatych w dzisiejszych czasach jest bardzo zaawansowana technologicznie. Jakość obróbki mechanicznej i chemicznej kół zębatych gwarantuje ich cichobieżną pracę, zaś nawęglanie i azotowanie zapewnia znaczne zwiększenie odporności na ścieranie. Jednakże po dłuższej eksploatacji zwłaszcza w warunkach szybkozmiennych obciążeń może spowodować nierównomierność zużycia kół i nierównomierność wyjściowej prędkości kątowej przekładni. Na skutek zmiennych sił oddziaływujących na ząb takiego koła notowane są niekiedy przypadki jego wyłamania.

W lotnictwie śmigłowcowym newralgicznym problem są silne oddziaływania wibracji łopaty wirnika nośnego m.in. drgania własne, oddziaływanie sił aerodynamicznych, rezonans przyziemny w wyniku nakładania się prędkości postępowej (kadłub śmigłowca) na prędkość opływu powietrza profilu łopaty nośnej w ruchu obrotowym. Złożenie tych dwóch zjawisk jest istotnym czynnikiem szybkiego zużycia szeroko pojętego zespołu napędowego śmigłowca tj. silnik, układ transmisji, układ nośny i układ sterowania lotem. W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych opracowano i wdrożono metody diagnostyczne FAM-C i FDM-A, służące do diagnozowania i oceny stanu technicznego naziemnych zespołów lotniskowego zasilania elektroenergetycznego statków powietrznych serii LUZES, w których monitorowano wielkości przekoszeń i przesunięć mimośrodowych wałów napędowych oraz parametry dynamiki ruchu obrotowego powodującej m.in. ukręcanie wałków napędowych prądnic. Główny nacisk położono na zagadnienia związane z badaniami lotniczych zespołów wirnikowych, a w szczególności ich łożysk tocznych i elementów przekładni zębatych. Jednym z groźnych zjawisk eksploatacyjnych występujących na śmigłowcach wojskowych są rezonanse podpór łożyskowych.

Na podstawie wykonanych badań i analiz, przedstawiono przyczyny i skutki rezonansów lokalnych (izolowanych) w łożyskach tocznych oraz rezonansów złożonych (strukturalnych) pomiędzy podzespołami oddalonymi geometrycznie od siebie. Omówiono strukturę tych zespołów i przypadki wchodzenia w rezonans pojedynczych podzespołów jak i wielu elementów występujących w strukturze badanego zespołu napędowego wykorzystując metody FAM-C i FDM-A. Metody te oparte są na analizie modulacji napięcia

wyjściowego prądnic i zapewniają monitorowanie zjawisk dynamicznych wszystkich podzespołów występujących w lotniczym zespole napędowym każdego typu statku powietrznego [1, 2].

### Podpory łożyskowe i ich rezonanse

Istnieją liczne metody pomiaru parametrów łożysk tocznych zarówno jako osobnego podzespołu jak również parametry określające jego współdziałanie w węzle łożyskowym zespołu napędowego. Jednak sposób ten nie oddaje parametrów dynamiki ruchu łożyska, jest to możliwe dzięki zastosowaniu metody FAM-C i FDM-A [3, 4]. Dla  $j$ -go łożyska „idealnego” w metodzie FAM-C i FDM-A zbiór charakterystyczny będzie zbiorem „wąskopasmowym” o wartości częstotliwości kinematycznej (częstotliwości podnośnej danego zbioru charakterystycznego) równej iloczynowi:

$$(1) \quad f_{pj} = N \cdot n_N / 60 \cdot p_{sN}$$

gdzie:  $N$  – liczba elementów tocznych w łożysku,  $n_N$  – wartość znamionowej prędkości obrotowej [obr/min],  $p_{sN}$  – znamionowa wartość współczynnika toczenia.

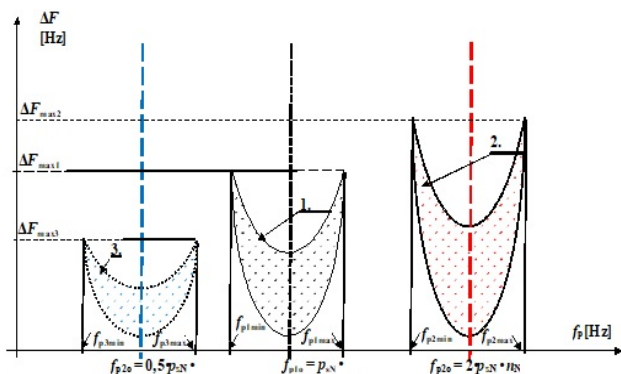
Wartość znamionową współczynnika toczenia dla łożyska tocznego wyznacza się:

$$(2) \quad p_{sN} = \frac{D_w}{2 \cdot (D_w + 2 \cdot d_k)}$$

gdzie:  $D_w$  – średnica bieżni wewnętrznej łożysku,  $d_k$  – średnica elementu tocznego łożyska.

Jeżeli na skutek sił i momentów oporowych, np. spowodowanych zanieczyszczeniem łożyska nastąpi zablokowanie ruchu obrotowego elementów tocznych, to zbiór charakterystyczny tego łożyska przemieści się w kierunku wyższych wartości wzdłuż osi odciętych  $0-f_p$ .

Kiedy łożysko ma znaczny luz promieniowy i że elementy toczne w pewnych sektorach kątowych tracą kontakt mechaniczny z bieżnią, to zbiór charakterystyczny tego łożyska przemieści się w kierunku niższych wartości na osi  $0-f_p$ . Na rysunku 1 przedstawiono zbiory charakterystyczne w postaci „półksiężycza” z podniesionymi do góry brzegami. Mają one znaczną szerokość pasma ( $f_{pmax} - f_{pmin}$ ).



Rys. 1. Przemieszczanie się zbiorów charakterystycznych łożyska przy różnej wartości średniej współczynnika toczenia elementów toczych, gdzie: dla łożyska 1 – „idealnego”  $p_{sr} = p_{sN}$ , 2 – łożyska o zwiększonych oporach łącznych toczenia  $p_{sr2} \approx 2 \cdot p_{sN}$ , 3 – łożyska o zwiększonych luzach promieniowych  $p_{sr3} \approx 0,5 \cdot p_{sN}$ .

Kształty i proporcje wynikają z przeprowadzonych obserwacji realnych zbiorów w lotniczych mechanicznych zespołach napędowych statków powietrznych. Szerokość pasma wynika z nierównomierności współczynnika toczenia dla poszczególnych elementów toczych.

Wartość rzeczywista (aktualna) współczynnika toczenia wyznacza się z ilorazu:

$$(3) \quad p_{ssr} = \frac{f_{pj}}{n \cdot N}$$

gdzie:  $f_p$  – częstotliwość kinematyczna danego zbioru charakterystycznego łożyska toczonego,  $n$  – wartość znamionowa prędkości kątowej w [obr/s],  $N$  – liczba elementów toczych w danym łożysku.

W skrajnym przypadku dla zablokowanego koszyka (braku otaczaniu się elementów toczych po bieżni) górna częstotliwość będzie miała wartość:

$$(4) \quad f_{pmax} = n \cdot N$$

Natomiast inny skrajny przypadek to brak kontaktu elementów toczych z bieżnią tj.  $f_{pmin} \approx 0$ .

Najważniejsza do oceny parametrycznej łożyska w stanie rezonansu jest dobroć mechaniczna danego podzespołu – w pomiarach metodą FAM-C wyznacza się nią z zależności:

$$(5) \quad Q = \frac{f_{pjmax} - f_{pjmin}}{f_{pjo}}$$

gdzie:  $f_{pjmax}$  – górna częstotliwość pasma ( $j$  – go zbioru charakterystycznego FAM-C odzwierciedlającego dynamikę ruchu  $j$  – go łożyska toczonego metodą FAM-C),  $f_{pjmin}$  – dolna częstotliwość pasma,  $f_{pjo}$  – częstotliwość podnośna danego zbioru charakterystycznego.

### Rezonans łożyska toczonego

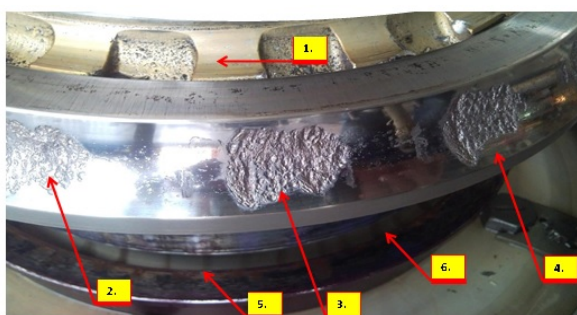
O ile badania nad tarciem mają swoją długoletnią historię, o tyle głębsze badania nad zużyciem (w szczególności zużyciem łożysk toczych) rozpoczęto stosunkowo niedawno, bo w latach pięćdziesiątych dwudziestego wieku. Można więc stwierdzić, że „łożyska toczone są równoległym połączeniem biernego i czynnego elementu mechanicznego, a zatem są również generatorem drgań” [7, 27]. Łożyska toczone wolnoobrotowe np. łożyska wałów nośnych śmigłowców dla  $n_N = 240$  obr/min dla standardu „wschodniego”, dla  $n_N = 120$  obr/min dla standardu „zachodniego”, są obecnie coraz bardziej obciążone i pracują nieraz w bardzo trudnych warunkach otoczenia ze względu na specyfikę wykonywanych zadań.

Z kolei silniki turbinowe wymagają pracy łożysk wytrzymujących pracę z wysokimi prędkościami obrotowymi

rzędu od 7000 obr/min do 40 000 obr/min. Taki system pracy łożysk powoduje ich niedociążenie i znaczne perturbacje dynamiczne przy chwilowych zmianach prędkości kątowej elementów łożyska. Z uwagi na znaczne wartości prędkości kątowej elementów łożyska toczonego, wszelkie zmiany (zewnętrzne lub wewnętrzne) powodują często lokalne zeszlifowania powierzchni elementów toczych łożyska. Dla łożysk szybkoobrotowych, wraz z pogarszaniem się luzów, następuje zmniejszenie udziału bieżni w przenoszeniu obciążenia, a w wyniku tego znacznie zmniejsza się nośność łożyska. Zwiększa się wtedy możliwość wprowadzenia łożyska w stan rezonansowy, gdyż elementy toczone zyskują wówczas możliwość odbić sprężystych pomiędzy bieżniami łożyska. Przykładem tego jest demontaż silnika lotniczego SO-3, którego w czasie jego eksploatacji obserwowano stan rezonansu, dzięki zastosowaniu metody FAM-C. Stwierdzano istnienie na bieżni zewnętrznej fałszywych odcisków Brinella [5] których liczba była równa liczbie elementów toczych danego łożyska toczonego. Na rysunku 2 i 3 pokazano powierzchnię bieżni zewnętrznej łożyska toczonego, gdzie można zauważyć różnice w sposobie zużywania się łożysk wolnoobrotowych i szybkoobrotowych. „Łożyska szybkoobrotowe” (rys. 2) mają fałszywe odciski Brinella w postaci płytkich odcisków na bieżni zewnętrznej, a „łożyska wolnoobrotowe” (rys. 3) mają fałszywe odciski Brinella w postaci głębokich złuszczeń na bieżni wewnętrznej.



Rys. 2. Widok bieżni zewnętrznej (wycinek) łożyska szybkoobrotowego po długotrwałej współpracy w stanie rezonansu, gdzie: 1. – fałszywe odciski Brinella, 2. – pierścienie (zewnętrzny) łożyska środkowej podpory wału głównego silnika turbodoprzutowego.



Rys. 3. Widok bieżni wewnętrznej (wycinek) łożyska wolnoobrotowego po długotrwałej współpracy w stanie rezonansu. 1 – nakrętka dociskająca wzdłużnie pierścienia wewnętrznego łożyska do 2, 3, 4 – fałszywe odciski Brinella, 5 – czop łożyska (część wału wirnika nośnego śmigłowca podszlifowana pod pierścienia wewnętrznego łożyska).

Wynika to z odmiennego poziomu wartości znamionowej prędkości obrotowej  $n_N$  i związanego z tym poziomu odśrodkowych sił bezwładności. W „łożyskach szybkoobrotowych” (rys. 2) dominują siły odśrodkowe bezwładności elementów toczych gdzie są to łożyska zazwyczaj niedociążone. W „łożyskach wolnoobrotowych” (rys. 3) siły odśrodkowe mają niewielką wartość ale istnieją silne naciski jednostkowe w punkcie styku elementu toczonego z bieżnią wewnętrzną (np. wirnik nośny

śmigłowca ma znaczne niewyważenia, co skutkuje znacznymi ruchami kątowymi wału głównego w obsadzie łożyskowej). Pomimo różnych przyczyn i skutków powstawania fałszywych odcisków Brinella dla łożysk tocznych wałów szybko- i wolnoobrotowych, zasady fizyczne ich powstawania są takie same.

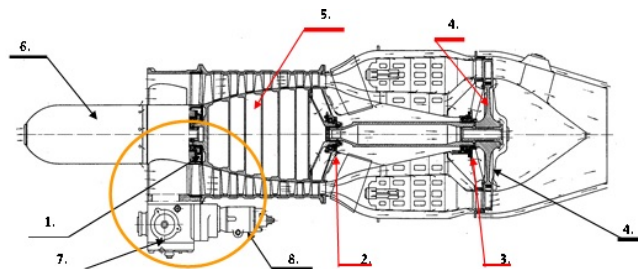
Z przeprowadzonych badań w ITWL wynika, że zanim nastąpi stan rezonansu elementom tocznym w węźle łożyskowym, musi dojść do zwiększenia wymiarów okien w koszyku (na skutek tarcia ślizgowego między elementami tocznymi, a krawędzią okna koszyka). Następnym etapem jest opadnięcie koszyka na bieżnię wewnętrzną. Wówczas to koszyk zwiększa swoją prędkość kątową prawie do prędkości czopa tj. do prędkości kątowej łożyskowanego wału. Drugim elementem koniecznym do wystąpienia rezonansu jest osiągnięcie optymalnego do rezonansu luzu promieniowego – dopiero wówczas tworzy się odległość optymalna do sprężystych odbić elementu tocznego pomiędzy bieżniami łożyska i powrotu (miejsc uderzeń) w to samo miejsce na bieżni. Po spełnieniu tych dwóch warunków następuje wybijanie fałszywych odcisków Brinella. W związku z tym wyłaniają się pytania dlaczego elementy toczne w czasie rezonansu promieniowego elementów łożyska żłobią i pogłębiają fałszywe odciski Brinella w ściśle określonym miejscu i jaki jest związek ich geometrycznego położenia ze zjawiskiem synchronizacji prędkości kątowej koszyka z prędkością kątową czopa. Otóż, elementy toczne wpadające stochastycznie do zagłębień w bieżni zewnętrznej wyhamowują część swej prędkości obrotowej, przez co odbywa się pewna standaryzacja prędkości obrotowej koszyka. Jeżeli element toczny wytraci w fałszywym odcisku Brinella zbyt wiele energii, nie zdąży wówczas odbić się wystarczająco szybko od bieżni zewnętrznej i zostanie pociągnięty po bieżni zewnętrznej przez „nadbiegający” element koszyka. W ten sposób element toczny nabierze większej prędkości obrotowej i większej energii, po wytoczeniu się z fałszywego odcisku Brinella cały czas jest poddawany siłom promieniowym i w bardzo krótkim czasie odbija się od jednej bieżni i dociera do drugiej bieżni od której z kolei odbija się z większą energią. Jeżeli jest odwrotnie – element toczny ma zbyt dużą energię obrotową, to zamiast od razu odbić się od fałszywego odcisku Brinella, przetacza się po jego dnie w kierunku zgodnym z kierunkiem obrotu koszyka. Wówczas, „poprzedzający” element koszyka uderza element toczny w kierunku przeciwnym do dotychczasowego kierunku obrotu tegoż elementu tocznego. Zatem w wybijaniu fałszywych odcisków Brinella decydujący wpływ ma standaryzacja prędkości obrotowej poszczególnych elementów tocznych dokonywana przez wyhamowywanie energii tych elementów tocznych w basenach przyciągania jakie stanowią wcześniej utworzone uszkodzenia bieżni tzw. pierwotna standaryzacja fazy, optymalny luz promieniowy umożliwiający sprężyste odbijanie się elementów tocznych od bieżni łożyskowych tzw. standaryzacja amplitudy, wtórna standaryzacja fazy przez przyhamowywanie i napędzanie elementów tocznych przy pomocy koszyka separatora o powiększonych oknach tzw. standaryzacja wtórna fazy [6].

### Rezonans zespołu podpór łożyskowych szybkoobrotowych

Obiektem badań były wybrane elementy silnika turbinowego jednowałowego. Ogólny przekrój silnika SO-3 przedstawia rysunek 4. Częstotliwości rezonansowe poszczególnych łożysk w celu ich identyfikacji za pomocą metody FAM-C można wyliczyć z zależności:

$$(6) \quad f_r = \frac{N}{T_r}$$

gdzie:  $N$  – liczba elementów tocznych łożyska,  $T_r$  – czas trwania pełnego obrotu łożyskowanego wału.

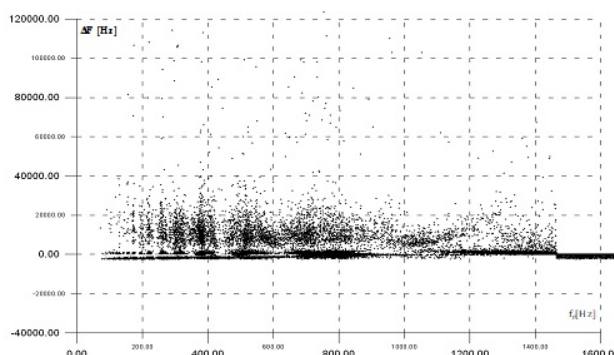


Rys. 4. Widok silnika SO-3 samolotów TS-11 „Iskra”: 1. – łożysko przednie, 2. – łożysko środkowe, miejsce połączenia obu części wału (wał turbiny, wał sprężarki), 3. – łożysko tylne, 4. – turbina, 5. – sprężarka, 6. – komutatorowa prądnica prądu stałego, 7. – skrzynka napędów, 8. – trójfazowa prądnica tachometryczna.

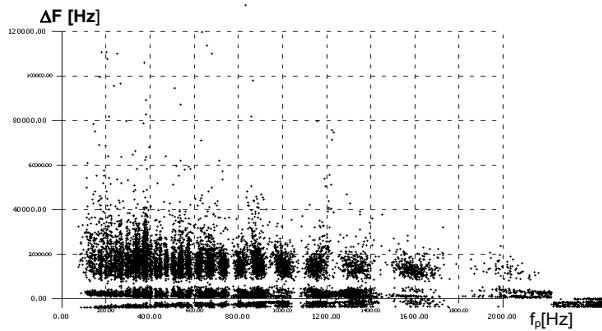
Węzeł łożyska środkowego jest najbardziej obciążonym podzespółem ze wszystkich trzech podpór silnika. Tutaj występują najtrudniejsze warunki chłodzenia i największe ugięcia na zespół wirnikowy. Łożysko środkowe jest swoim zewnętrznym pierścieniem wciśnięte w tuleję sprężystą, która swoimi wypustkami (zabezpieczającymi przed ruchem obrotowym tulei), mocowana jest do korpusu silnika. Rezonans objawia się na rozpadzie zbioru charakterystycznego na dwa podzbiory. Jednocześnie wysokość takiego zbioru ulega zmniejszeniu dzięki temu energia drgań prędkości kątowej czopa łożyska zmniejsza się, gdyż w czasie rezonansu większość energii drgań jest zamykana w objętości łożyska tocznego. Rozpad ten na dwa zbiory charakterystyczne o przesuniętej częstotliwości wiąże się ze zróżnicowaniem średnic bieżni (bieżnia wewnętrzna ma mniejszą średnicę niż bieżnia zewnętrzna) łożyska tocznego. Zbiory charakterystyczne silnika SO-3 bez rezonansu i w czasie rezonansu podpór łożyskowych pokazano na rysunkach 5 i 6.

Tabela 1. Parametry łożyska głównych zespołu wirnikowego silnika SO-3

|  |
|--|
| <b>Łożysko przednie:</b>                         |
| liczba elementów tocznych $N_{LP} = 12$          |
| znamionowy współczynnik toczenia $p_{sN} = 0,33$ |
| <b>Łożysko środkowego i tylnie:</b>              |
| średnica elementu tocznego $d_k = 10$ [mm]       |
| średnica bieżni wewnętrznej $D_w = 85$ [mm]      |
| liczba elementów tocznych $N_{LS} = 22$          |



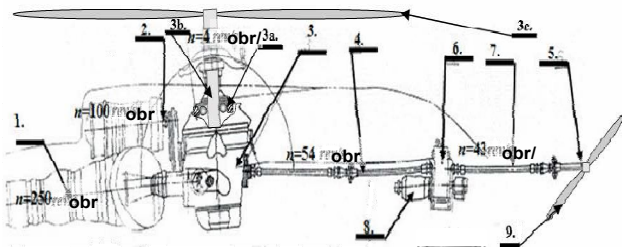
Rys. 5. Zbiory charakterystyczne silnika SO-3 bez rezonansu podpór łożyskowych.



Rys. 6. Zbiory charakterystyczne silnika SO-3 w czasie rezonansu podpór łożyskowych.

### Rezonans zespołu podpór łożyskowych wolnoobrotowych

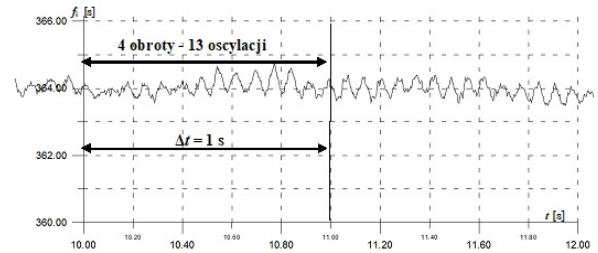
Zespoły napędowe śmigłowców wojskowych mają znaczne zróżnicowanie prędkości obrotowych wałów, a więc i czopów łożysk tocznych. W związku z tym nie występuje rezonans wielołożyskowy, obserwowano natomiast rezonanse pojedynczych łożysk. Najbardziej obciążonym, a nawet przeciążonym łożyskiem jest górne łożysko w przekładni głównej – element 3b. Jego prędkość obrotowa wynosi tylko 2 m/s. Oddziałuje na niego wirnik główny z jego znacznymi strukturalnymi niewyważeniami zmieniającymi się znacznie w trakcie sterowania kierunkiem przedstawiono rozmieszczenie poszczególnych elementów układu transmisji pomiędzy silnikiem, a prądnicą śmigłowca.



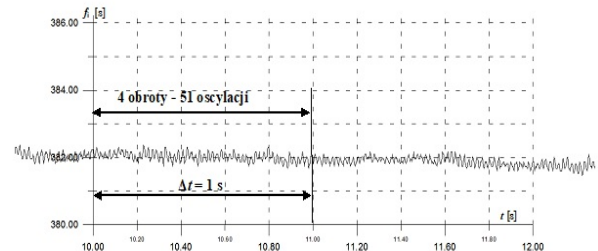
Rys. 7. Rozmieszczenie elementów układu transmisji na śmigłowcu Mi-24: 1. – silnik napędowy, 2. – wentylator mechaniczny, 3. – przekładnia główna, 3a. – łożysko górne, 3b. – wał główny śmigła nośnego, 3c. – łopata wirnika nośnego, 4,5,7. – wał transmisji mocy, 6. – skrzynia napędu prądnic, 8. – prądnica lewa (za nią do tej samej skrzynki napędu prądnic przytwierdzona jest prądnica prawa), 9. – przekładnia pośrednicząca, 10. – przekładnia tylna, 11. – śmigło ogonowe

Na rysunku 8 i 9 przedstawiono przebiegi zmian częstotliwości chwilowej wykonanych na pokładzie śmigłowca Mi-24 [7]. lotu na skutek zmieniających się kątów natarcia. Jest to system tzw. sterowania okresowego. Na rysunku 7

Z wykresów tych można wyliczyć, że częstotliwość pulsacji dla łożyska górnego poprawnie działającego („wzorec pozytywny”) wynosi  $f_p = 13 \div 23$  Hz ( $f_p = 13$  gdyż jest 13 oscylacji/s), a dla łożyska ze złuszczeniami wynosi  $f_p = 51 \div 64$  Hz ( $f_p = 51$  gdyż jest 51 oscylacji/s).



Rys. 8. Przebieg zmian częstotliwości chwilowej z Mi-24 – „wzorec pozytywny”.



Rys. 9. Przebieg zmian częstotliwości chwilowej z Mi-24 – „wzorec negatywny”.

Zjawiska rezonansu w strukturze zespołu transmisji mocy mechanicznej są niebezpieczne i powodują przyspieszona destrukcję węzłów łożyskowych i kół zębatach. Zjawiska rezonansu w łożyskach tocznych są trudne do monitorowania tradycyjnymi metodami np. wibroakustycznymi, gdyż zwiększona energia pobierana z zespołu napędowego zamyka się wewnątrz łożyska i zmniejsza energię wibracji emitowaną na zewnątrz. Metody FAM-C i FDM-A zatem bardzo uniwersalne i skuteczne.

**Autorzy:** prof. dr hab. inż. Jerzy Lewitowicz, dr hab. inż. Andrzej Szelmanowski, dr hab. inż. Andrzej Gębura, dr inż. Andrzej Pazur, dr Edyta Franczuk, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, E-mail: andrzej.pazur@itwl.pl.

### LITERATURA

- [1] Padfield G.D., Dynamika lotu śmigłowców. Teoria i wykorzystanie właściwości lotnych i modeli symulacyjnych, WKiŁ, (1998)
- [2] Gębura A., Tokarski T., The monitoring of the Bering nodes with excessive radial clearances using the FAM-C and FDM-A, AFIT, (2009), n.25, 89-127
- [3] Gębura A., Tokarski T., Some problems of a diagnosis of turbine engine bearings using FAM-C method, Solid State Phenomena (2009), 147-149, 362-367
- [4] Gębura A., Diagnosing turbine engine bearing structures with the aid of FAM-C and FDM-A methods, Polish Maritime Research 1 (2009), n.16, 53-60
- [5] Godfrey D., Fretting corrosion or false brinelling, (2003)
- [6] Kaczor J., The influence clearances in ball bearings on work failure of three-bearing shafts, 257 (2004), n.5, 89-100
- [7] Kaczmarek K., Mi-24 requirestransmission monitoring system, Journal of KONBin 20 (2012), nr.4