

Henryk KOWALCZYK, Andrzej GĘBURA, Tomasz TOKARSKI,
Tadeusz KWIATKOWSKI
Air Force Institute of Technology (Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych)

AWARIA ŚMIGŁA OGONOWEGO ŚMIGŁOWCA Mi-24 W EFEKCIE DŁUGOTRWALEGO ODDZIAŁYWANIA PRZESTRZENNEGO SPRZĘŻENIA REZONANSOWEGO

Failure of the tail rotor of the Mi-24 helicopter as a result of a long-term impact of spatial resonance coupling

Streszczenie: *Najważniejszym elementem wpływającym na bezpieczeństwo lotu śmigłowca są zespoły nośno-napędowe. Wykorzystywanie do ich diagnozowania powszechnych technik wibroakustycznych często nie przynosi zadowalających efektów. Szczególnie trudne jest wykrywanie przestrzennych sprzężeń rezonansowych, które mogą powodować bardzo niebezpieczne, gwałtowne urwania elementów. W artykule opisano specyficzny mechanizm powstawania i pogłębiania się rezonansu oraz skutki sprzężeń rezonansowych dwóch podzespołów. Do ich monitorowania zaproponowano autorską metodę FAM-C, wykorzystującą jako czujnik prądnicę pokładową. Jest to metoda synchroniczna, dzięki czemu łatwo rozpoznaje nawet początki rezonansu przestrzennego.*

Słowa kluczowe: wał transmisji śmigłowca, rezonans łożyska tocznego, sprzężenie rezonansowe, modulacja częstotliwości napięcia

Abstract: *The most important element that has an impact on the safety of flight includes the helicopter power plant and the transmission shaft assembly. Monitoring with the use of the traditional vibroacoustic techniques does not provide satisfactory results. It is especially difficult to detect spatial resonance couplings, which may result in dangerous and rapid breaking of elements. This article focuses on a specific mechanism for formation and deepening of resonance and effects of resonance couplings of two subassemblies. For their monitoring, the FAM-C method was applied. It uses an on-board generator as a sensor. This is a synchronous method, which enables one to detect the onset of spatial resonance.*

Keywords: helicopter transmission shaft, resonance of roller bearing, resonance coupling, modulation of voltage frequency

1. Wprowadzenie

W technice znane jest pojęcie rezonansów własnych podzespołów mechanicznych, opisujące sytuację, gdy częstotliwość wymuszeń jest równa częstotliwości własnej podzespołu. Kiedy częstotliwość drgań jednego podzespołu zbliża się do częstotliwości drugiego (często oddalonych od siebie) mówi się o sprzężeniu rezonansowym przestrzennym [3]. Badanie takich sprzężeń jest niezbędne do zapewnienia bezpieczeństwa lotu śmigłowca, gdyż mogą spowodować, niesygnalizowane wcześniej, urwania lub odłamania elementu, przerywając napęd na śmigło. Co gorsza, dzieje się to zwykle w najtrudniejszym momencie lotu śmigłowca, tj. w czasie startu lub wznoszenia. Dotychczas stosowane metody wibroakustyczne w przypadku sprzężeń przestrzennych są praktycznie bezradne, gdyż sprzężenie takie nie generuje dodatkowego prążka w obserwowanym spektrum ani też żaden z obserwowanych prążków nie ulega zwiększeniu. Autorzy proponują zastosowanie do wykrywania sprzężenia rezonansowego przestrzennego opracowanej w ITWL metody FAM-C, która jest metodą synchroniczną, tj. proces próbkowania („elektromechanicznego” [6]) jest ściśle zsynchronizowany z częstotliwością zmian prędkości kątowej badanego podzespołu. Jednocześnie jest to metoda kompleksowa – pozwala na jednoczesne monitorowanie wielu podzespołów. Dzięki temu bez trudu obserwuje się zarówno rezonanse własne, jak i sprzężenia rezonansowe poszczególnych podzespołów.

2. Opis obiektu badań

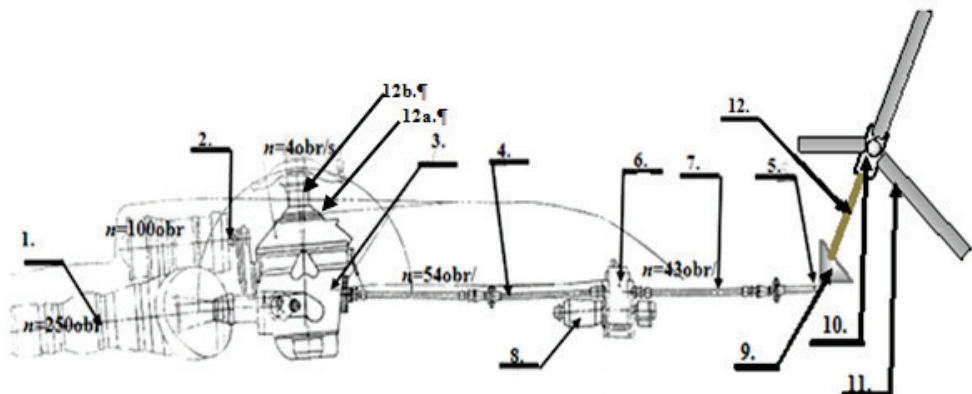
W artykule została podjęta dyskusja rozpoczęta w opracowaniu [1], dotycząca hipotezy destruktywnego zużycia skrzynki napędów śmigłowca Mi-24 na skutek oddziaływania górnego łożyska przekładni WR-24. Wraz ze zwiększaniem poziomu zużycia tribologicznego łożyska górnego zwiększa się częstotliwość modulacji prędkości kątowej prędkości wału głównego emitowana w kierunku śmigła ogonowego, a więc i w kierunku skrzynki napędów. Sama skrzynka napędów jest swoistym generatorem mechanicznych drgań samowzbudnych z dodatnim sprzężeniem zwrotnym [1, 6, 7, 8, 12]. Przy pewnym poziomie zużycia tribologicznego łożyska głównego częstotliwość ta osiąga poziom równy wartości wejściowej prędkości obrotowej skrzynki napędów. Możliwe więc staje się synchroniczne wzbudzenie modulacji wejściowych prędkości obrotowych, a stąd powstawanie w jednym, ściśle określonym położeniu kątowym nadwyżek dynamicznych i związanych z tym dodatkowych naprężeń w ząbieniach, co może powodować podcinanie jednej pary kół zębatych. Aby tą hipotezę udowodnić, należy prześledzić kolejne etapy destrukcji – od zużytego łożyska górnego przekładni WR-24 do wyłamanego zęba koła zębatego w skrzynce napędu agregatów (rys. 1).

Wał wirnika nośnego podlega w górnej swej części niezrównoważonemu momentowi od wirnika nośnego [12]. Tak więc wał główny (rys. 1, element 12b) ma w górnej swej części znaczną masę bezwładności, jaką stanowi wirnik nośny o znacznym niewyważeniu,

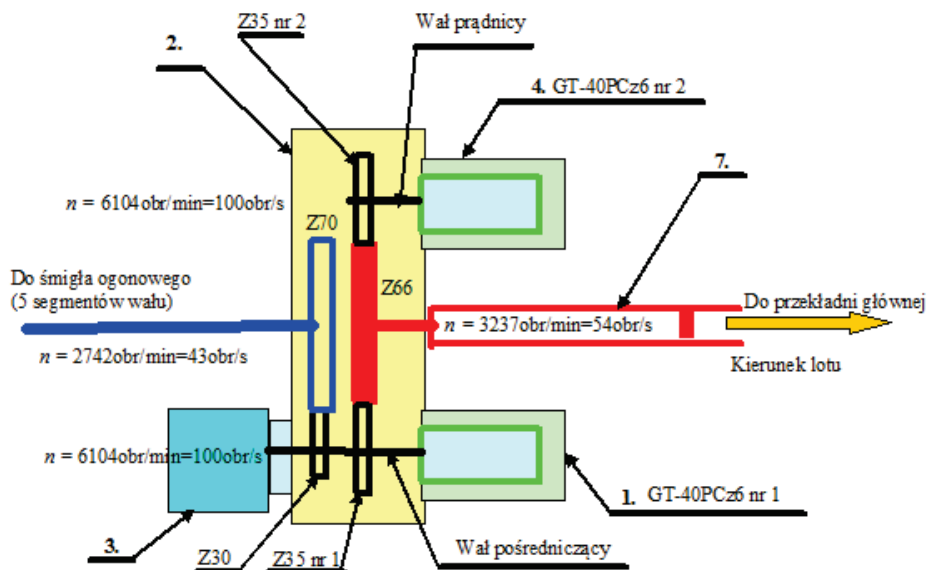
a u dołu nie występuje żaden znaczący moment bezwładności. W związku z tym wszystkie uderzenia dynamiczne od strony łopat nośnych oraz tarczy i głowicy sterującej przenosi górne łożysko (rys. 1, element 12a) wału głównego. Łożysko to ma konstrukcję półotwartą i jest wciśnięte w górną pokrywę obudowy przekładni WR-24, przez co może być narażone na penetrację wilgoci i pyłu, co dodatkowo komplikuje proces eksploatacji. Jego uszkodzenie może spowodować katastrofalne skutki. Monitorowanie tak krytycznego elementu nie jest jednak proste, gdyż zastosowanie tradycyjnych metod, np. wibroakustycznych, wydaje się mało skuteczne, z uwagi na:

- a) konstrukcję korpusu przekładni głównej, która jest grubościennym odlewem i powoduje znaczne tłumienie, dodatkowo efekty powoduje materiał – odlew wykonany z tzw. elektronu); w efekcie korpus może intensywnie tłumić wibracje i sygnały akustyczne z głębi łożyska górnego;
- b) bliskie położenie różnych węzłów mechanicznych o wyjątkowo silnym poziomie wibracji i ciśnienia dźwięku.

Uwzględniając powyższe niedogodności, założono, że monitorowanie metodą FAM-C będzie skuteczną alternatywą nadzoru nad tymi krytycznymi elementami.



Rys. 1. Rozmieszczenie elementów transmisyjnych pomiędzy silnikiem a prądnicą na śmigłowcu Mi-24: 1 – silnik napędowy TW3-117MT, 2 – wentylator mechaniczny, 3 – przekładnia główna WR-24, 4,5,7 – wał transmisyjny mocy, 6 – skrzynka agregatów typ 24-1512-000 (skrzynka napędu prądnicy), 8 – prądnica GT-40PCz6 lewa (za nią do tej samej skrzynki napędu prądnicy przytwierdzona jest prądnica GT-40PCz6 prawa), 9 – przekładnia pośrednicząca, 10 – przekładnia, 11 – śmigło ogonowe, 12a – górne łożysko przekładni głównej, 12b – wał główny



Rys. 2. Schemat poglądowy kompletnej skrzynki napędu prądnic GT-40PCz6 ze śmigłowca Mi-24, gdzie: 1 – prądnica-przetwornik nr 1 (lewa), 2 – skrzynka napędu prądnic, 3 – wentylator prądnic, 4 – prądnica-przetwornik nr 2 (prawa)

3. Wykrycie rezonansu własnego uszkodzonego górnego łożyska wału głównego oraz innych podzespołów przekładni głównej WR-24 metodą FAM-C

Autorzy monitorują poziom zużycia podzespołów, opracowaną w ITWL, metodą FAM-C. Funkcję przetwornika pełni w niej prądnica pokładowa śmigłowca. Każda prądnica pokładowa synchronicznie przekształca wahania prędkości kątowej poszczególnych elementów mechanicznych na zmodulowania częstotliwości napięcia wyjściowego. Dzięki odpowiednim algorytmom każdy element mechanicznego zespołu napędowego śmigłowca jest przekształcany w oddzielny zbiór charakterystyczny [6].

Analizie podlegały zbiory charakterystyczne otrzymane z tego samego źródła pierwotnego, co opisywane w [4, 7]. Analiza parametrów zbiorów charakterystycznych dostarcza znacznie więcej informacji diagnostycznych niż zbiory częstotliwości chwilowych. Zbiory charakterystyczne powstają wtórnie (poprzez odpowiednie przekształcenia) z przebiegów $f_i = f(t)$ [6]. Każdy zbiór charakterystyczny odwzorowuje dynamikę ruchu innego podzespołu mechanicznego. Dzięki zobrazowaniu $\Delta F = f(f_p)$ można więc na jednej płaszczyźnie współrzędnych prostokątnych obserwować stan zużycia wielu podzespołów jednocześnie [13]. Dzięki analizie parametrów zbiorów charakterystycznych można stwierdzić, że dla

wzorca negatywnego (rys. 3) istniał rezonans mechaniczny [1, 4, 5, 6, 7, 8]. Jego wykrycie za pomocą analizy przebiegu częstotliwości chwilowej w funkcji czasu $f_i = f(t)$ byłoby praktycznie niemożliwe. Rezonans ten objawiał się zmniejszeniem wysokości zbioru charakterystycznego łożyska górnego oraz rozdzieleniem na podzbiory: A_{22} oraz A_{23} (rys. 3 i 4) [9]. Dla porównania dla wzorca pozytywnego (rys. 4) analogiczny zbiór przyjmuje znacznie wyższe wartości. Dokonana wówczas weryfikacja udowodniła istnienie długotrwałego rezonansu mechanicznego objawiającego się tzw. fałszywymi odciskami Brinella. Zgodnie z literaturą odciski te jednoznacznie świadczą o promieniowym rezonansie wewnętrznym łożyska tocznego [10]. Jednocześnie dla takich właśnie łożysk obserwowano (podczas eksploatacji silnika turbinowego) zwiększającą się względną wysokość zbiorów charakterystycznych otrzymany metodą FDM-A. Względna wysokość zbioru charakterystycznego – iloraz wysokości zbioru charakterystycznego $A = |\{\Delta F_i\}_{\max}| + |\{\Delta F_i\}_{\min}|$ do jego szerokości, tj. do szerokości pasma częstotliwości zajmowanego przez ten zbiór charakterystyczny

$$\Delta f_{pj} = f_{p\max j} - f_{p\min j} \quad (1)$$

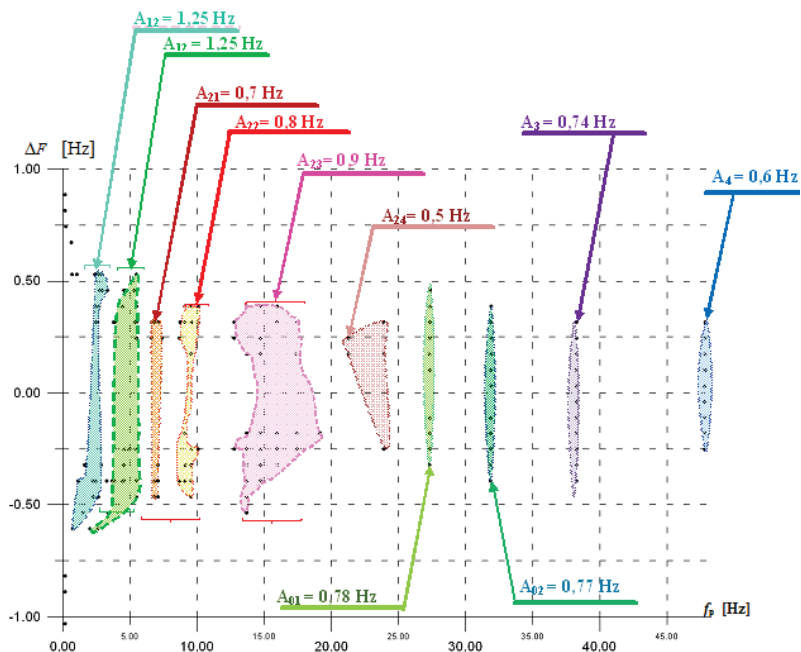
Wzrastała także wartość dobroci zbiorów charakterystycznych

$$Q = f_{oj} / \Delta f_{poj} \quad (2)$$

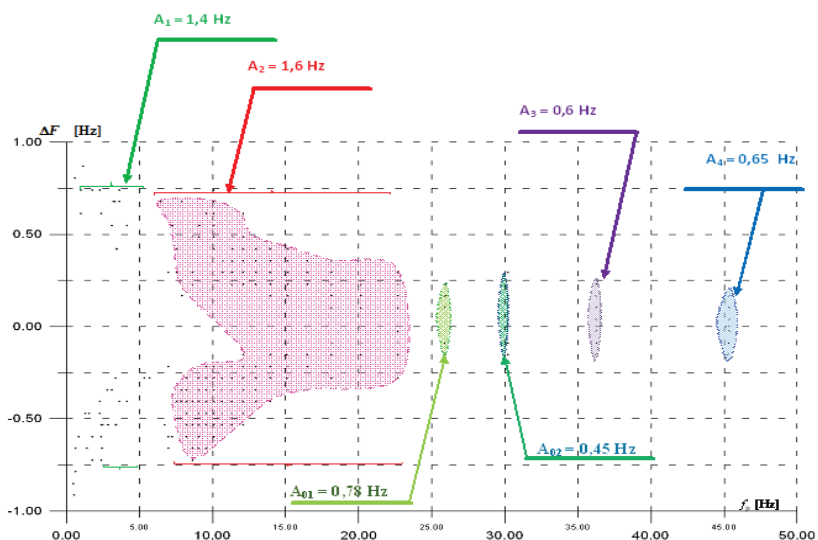
gdzie:

f_{oj} – częstotliwość „nośna” danego zbioru charakterystycznego ($f_o \approx p_s \cdot f_N$) łożyska nr j ,
 Δf_{poj} – szerokość pasma zbioru charakterystycznego danego łożyska nr j .

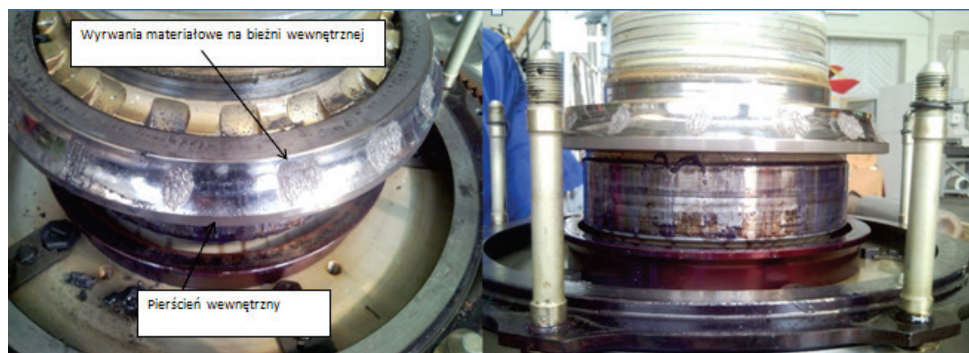
Łożysko górne przekładni WR-24 podpira wał wirnika nośnego. Wał ten jest obciążony potężnym momentem bezwładności związanym z niewyważeniem łopat wirnika nośnego (siły promieniowe) oraz z tworzeniem się siły nośnej na łopatach nośnych (siły poosiowe). W związku z tym zbiór charakterystyczny tego łożyska ma zmniejszoną (wytłumioną) częstotliwość średnią i wartość dobroci kwalifikującą łożysko do wymiany (wycofania przekładni z eksploatacji) na poziomie $Q = 4$. Równocześnie znaczne różnice w wartościach momentów bezwładności powodują, że w przypadku śmigłowca Mi-24 rezonans łożyska górnego nie spowodował wprowadzenia drgań zsynchronizowanych większości innych węzłów (co jest często spotykane dla łożysk wału głównego silnika SO-3 samolotu TS-11). Na rys. 3 można zauważyć, że tylko jeden zbiór charakterystyczny A_2 ulega rozpadowi na dwa podzbiory (A_{21} oraz A_{22}) o znacznej wartości dobroci Q . Efektem przeciążenia łożyska są złuszczenia (rys. 5). Wywołuje je prawdopodobnie rezonans o podobnym mechanizmie jak opisany w [6]. Jednakże z uwagi na niską wartość prędkości obrotowej i bardzo duże naciski punktowe elementu tocznego należy brać pod uwagę także sfalowania powierzchniowe opisane w [2, 11].



Rys. 3. Zbiory charakterystyczne otrzymane dla zespołu napędowego wzorca negatywnego śmigłowca Mi-24 nr „a” z uszkodzonym górnym łożyskiem (zbiory charakterystyczne A_{21} ÷ A_{24}) przekładni WR-24 znajdującym się w stanie rezonansu mechanicznego



Rys. 4. Zbiory charakterystyczne otrzymane dla zespołu napędowego wzorca pozytywnego śmigłowca Mi-24 nr „b” z poprawnie działającym górnym łożyskiem przekładni WR-24



Rys. 5. Uszkodzona bieźnia łożyska głównego przekładni WR-24

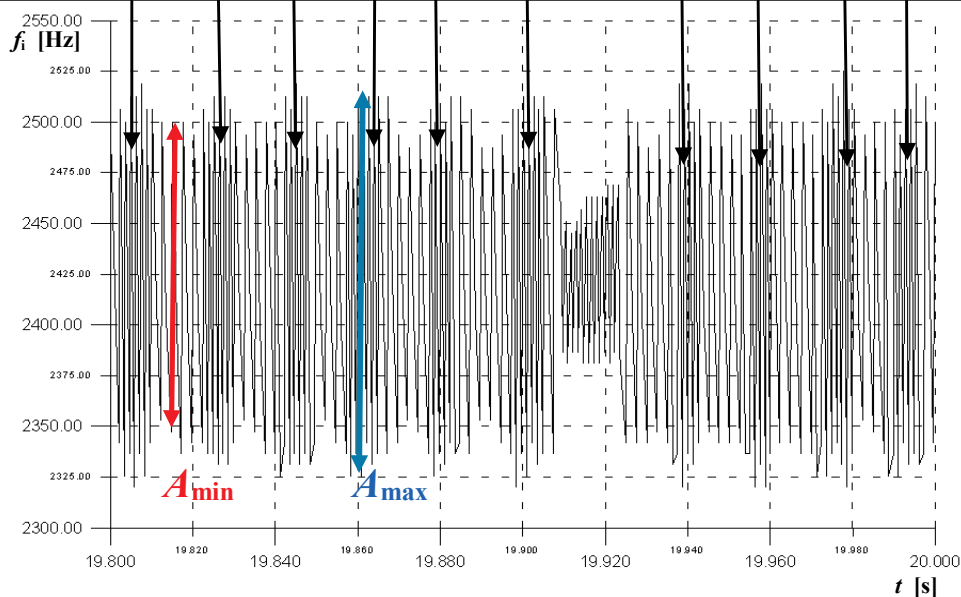
4. Mechanizm zużywania się skrzynki napędów agregatów przy współdziałaniu sprzężenia rezonansowego z uszkodzonym łożyskiem górnym przekładni głównej WR-24

Prawdopodobny sposób stożkowego zużywania się wielowypustów drażnionego wału pośredniczącego na skutek zmodulowania prędkości kątowej wału wejściowego skrzynki napędów agregatów (SNA), w wyniku zużycia WR-24, przedstawiono na rys. 7 i rys. 8. Na skutek sprzężenia rezonansowego wału pośredniczącego z uszkodzonym łożyskiem głównym następują chwilowe przyspieszenia i opóźnienia prędkości kątowej wału pośredniczącego. W wyniku tego sprzężenia powstają zmodulowania wartości chwilowej częstotliwości $f_i = f(t)$ otrzymanej metodą FAM-C z napięcia podwzbudnicy prądnicy-przetwornika GT-40PCz6 (rys. 6). Przy każdym przyspieszeniu prędkości kątowej na wejściu SNA (tj. chwilowym zwiększeniu wartości chwilowej częstotliwości chwilowej – rys. 6, szczególnie A_{max}) wał pośredniczący przemieszcza się kątowo zgodnie z rys. 7. Z kolei przy każdym opóźnieniu prędkości kątowej na wejściu SNA (tj. chwilowym zmniejszeniu wartości chwilowej częstotliwości chwilowej – rys. 6, szczególnie A_{min}) wał pośredniczący przemieszcza się kątowo jak na rys. 8. W ten sposób koła zębate Z30 i Z70 raz odsuwają się (rys. 7) od siebie raz przybliżają (rys. 8). Jednocześnie wraz z oddalaniem się kół zębatach Z30 i Z70 występuje przyspieszenie kątowe wału pośredniczącego. Z uwagi na znaczne obciążenie kół zębatach Z30 i Z70 przez moment aerodynamiczny oraz moment bezwładności śmigła ogonowego podczas przyspieszania kątowego wału pośredniczącego występują jednocześnie największe obciążenia styku zębów ww. kół zębatach. Co gorsza, takie przyspieszanie prędkości kątowej i jednocześnie oddalanie się od siebie kół zębatach następuje synchronicznie z kątem obrotu wału pośredniczącego. Tak więc naciskana jest ta sama para zębów koła zębatego Z30. Z kolei podczas zmniejszania prędkości obrotowej następuje przybliża-

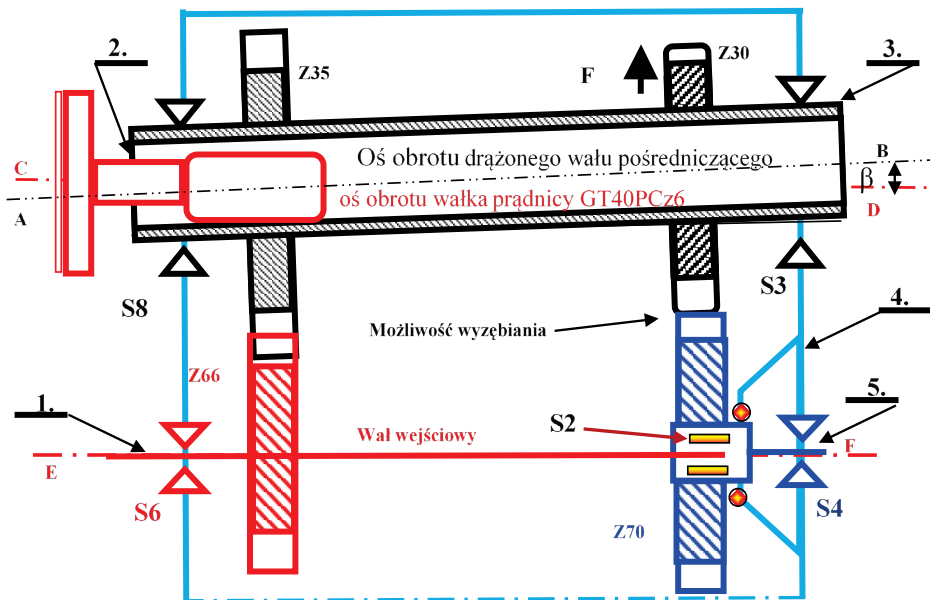
nie się kół zębatach Z30 i Z70 do siebie (rys. 8, szczególnie „możliwość podcinania podstawy”). Na skutek sprężynowania wału transmisji następuje nie tylko dociśnięcie kół zębatach, ale również przyspieszone zużycie podstaw zębów. Takie przyspieszenie i przybliżanie się kół zębatach następuje synchronicznie z kątem obrotu wału pośredniczącego, co osłabia wytrzymałość takiej pary zębów.

Ta sama para zębów koła zębatego Z30 raz jest podcinana u swojej podstawy, raz odsuwana od siebie, i to ze zwiększonym momentem nacisku (przez moment bezwładności i moment aerodynamiczny śmigła ogonowego). Wystarczy teraz przypadkowe zwiększenie kąta natarcia łopat śmigła ogonowego w chwili oddalenia się zębów, aby wystąpiło spiętrzenie momentów sił działających na nie – nastąpi wówczas ich wyłamanie – przypadek taki miał miejsce w Afganistanie na oczach jednego autorów. Wersję takiego mechanizmu zmęczenia podstawy dwóch zębów koła Z30 potwierdziło orzeczenie Komisji Badań Wypadków Lotniczych oraz wiele innych badań [5].

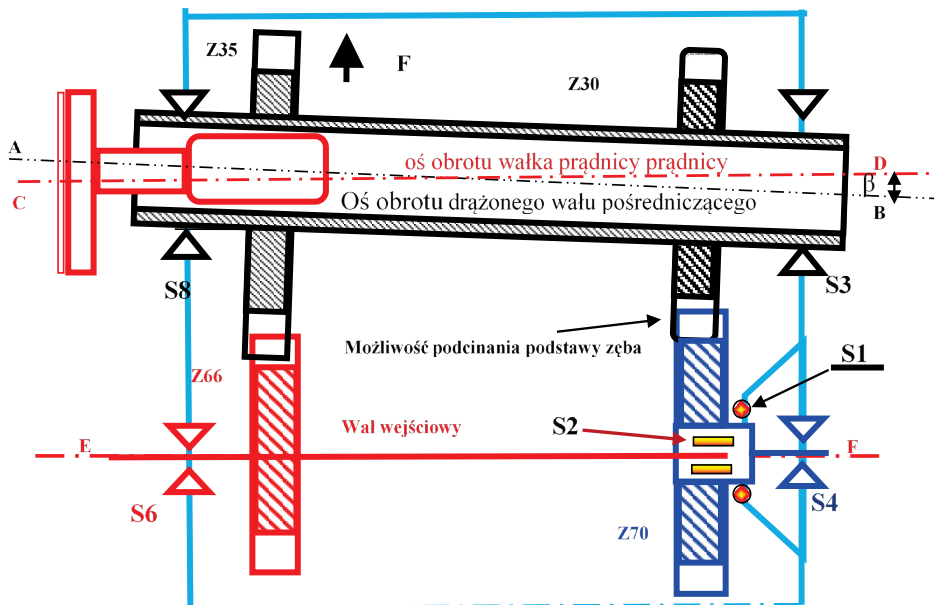
Zmodulowania obwiedni z częstotliwością I harmonicznej znamionowej prędkości obrotowej wałka pośredniczącego w SNA – warunki sprzyjające podcinaniu pary zębów koła Z30



Rys. 6. Przebieg częstotliwości w funkcji czasu otrzymany z podwzбудnicy prądniczej śmigłowca Mi-24 – widoczne chwilowe zwiększenie częstotliwości i amplitudy obwiedni częstotliwości o częstotliwości powtarzania $f_p \approx 100$ Hz – czas obserwacji: 0,2 s



Rys. 7. Ruchy stożkowe wału pośredniczącego w zużytej skrzynce napędów agregatów poddanej synchronicznym przyspieszeniom prędkości kątowej – chwilowe zmniejszenie prędkości kątowej. 1 – wał wejściowy, 2 – wałek napędowy prądnicy GT-40PCz6 nr 1, 3 – wał pośredniczący (drażony), 4 – korpus SNA, 5 – wał wyjściowy, S1 ÷ S8 – podpory łożyskowe (łożyska toczne), Z66, Z35, Z30, Z70 – koła zębate przekazujące moc mechaniczną z wału wejściowego SNA na wał wyjściowy SNA, F – siła wypadkowa oddziałująca na wał pośredniczący



Rys. 8. Ruchy stożkowe wału pośredniczącego w zużytej skrzynce napędów agregatów poddanej synchronicznemu przyspieszeniu prędkości kątowej – chwilowe zmniejszenie prędkości kątowej: S1=S8 – podpory łożyskowe (łożyska toczne), Z66, Z35, Z30, Z70 – koła zębate przekazujące moc mechaniczną z wału wejściowego SNA na wał wyjściowy SNA, F – siła wypadkowa oddziałująca na wał pośredniczący

5. Skutki sprzężeń rezonansowych

Śmigłowce Mi-24 mają zamontowaną skrzynkę napędu agregatów pośrodku wału transmisji. Jeżeli dojdzie do sprzężenia rezonansowego pomiędzy zużytym łożyskiem górnym przekładni głównej a wałem pośredniczącym w SNA, pojawią się symptomy:

- 1) beczułkowane zużycie wewnętrznych wielowypustów w (drążonym) wale pośredniczącym, wywołane współpracą z wałkiem napędowym prądnicy GT-40PCz6;
- 2) zakłócenia stabilności kąta kursowego śmigłowca, wskutek nierównomiernego zużycia wieńców kół zębatych Z30 i Z70;
- 3) podcięcie dwóch zębów koła zębatego Z30, dynamiczne wyłamanie kilku następnym zębów i przerwanie napędu śmigła ogonowego – śmigłowiec staje się niestabilny, jego kadłub zaczyna się obracać w kierunku przeciwnym do kierunku wirowania łopat wirnika nośnego. Śmigłowiec ulega rozbiciu.

Jako przykład może posłużyć przypadek zlekceważenia w czasie remontu wytarcia wielowypustu tulei napędzającej wałek prądnicy w skrzynce napędów agregatów (które

były niejako sygnałem rozpoznawczym głębokiej destrukcji podpór łożyskowych wałów i kół zębatych wewnątrz niej), co spowodowało ciężkie uszkodzenie śmigłowca (rys. 9).



Rys. 9. Śmigłowiec Mi-24 z przerwaniem systemu transmisji w kierunku śmigła ogonowego – na skutek uszkodzenia wewnętrznego w skrzynce napędu prądnic (Afganistan 2011): a) śmigłowiec w czasie lotu – przerwanie napędu na śmigło ogonowe powoduje jego przechylenie na lewą burtę i skręt w lewo; b) śmigłowiec po zetknięciu się z płaszczyzną lotniska; c) SNA po wyrwaniu się z poszycia belki ogonowej; d) – wyłamane zęby w SNA będące przyczyną przerwania transmisji mocy do wirnika śmigła ogonowego

Niektóre z pozornie błahych defektów okazują się niekiedy wierzchołkiem góry lodowej groźnego zjawiska mechanicznego, które może doprowadzić do ciężkiego uszkodzenia statku powietrznego. Tak było w przypadku kilku śmigłowców Mi-24, gdzie obsługa nie

kojarzyła beczułkowatego zużycia wewnętrznych wielowypustów w (drażonym) wale pośredniczącym skrzynki napędów agregatów z pierwszą fazą procesu prowadzącego do rozerwania napędu śmigła ogonowego.

Metoda FAM-C pomaga w szybkim definiowaniu problemu i dojściu do źródła przyczyn zauważonego przez obsługę defektu – komisyjne weryfikacje w czasie demontażu uszkodzonych podzespołów potwierdzają te diagnozy i umożliwiają ich doprecyzowanie.

Autorzy w swej diagnostyce wykorzystali także parametry metryczne znane ogólnie z teorii mechaniki, elektrotechniki i teorii sygnałów, często od podstaw wyprowadzane i praktycznie weryfikowane. Umożliwia to szybszą i skuteczniejszą klasyfikację diagnostyczną wielu elementów mechanicznego zespołu napędowego śmigłowca. Do takich parametrów metrycznych należą:

1. Dobroć drgań własnych łożyska tocznego Q na podstawie szerokości pasma zbioru charakterystycznego i jego częstotliwości nośnej – wzór (2). Autorzy rozróżnili tu kryterium dopuszczalności:
 - a) dla łożysk szybkobieżnych, niedociążonych – $Q_{\max} \leq 10 \div 11$ (w zależności od typu i rodzaju łożyska),
 - b) dla łożysk wolnobieżnych, silnie obciążonych – $Q_{\max} \leq 6$.
2. Bieżąca wartość współczynnika toczenia p_s , tj. stosunku średniej prędkości kątowej głównej osi symetrii elementu tocznego (wałka lub kulki) łożyska do prędkości czopa tego łożyska. Jest on obliczany jako iloraz częstotliwości nośnej danego zbioru charakterystycznego do częstotliwości zahamowanego łożyska tocznego, tj. do iloczynu znamionowej prędkości kątowej wału i liczby elementów tocznych.
3. Wartość znamionowa p_{sN} dla warunków toczenia bez poślizgu:

$$p_{sN} = D_w/2(D_w + 2d_k) \quad (3)$$

gdzie:

D_w – średnica bieżni wewnętrznej łożyska tocznego,

d_k – średnica elementu tocznego.

Autorzy zmierzili lub pozyskali dane katalogowe średnicy elementów tocznych i średnicy bieżni – zestawili dane dla wszystkich diagnozowanych łożysk tocznych w różnych podzespołach mechanicznych zespołu napędowego badanych typów śmigłowców.

Parametry te umożliwiają opracowanie wstępnej oceny łożyska tocznego na podstawie porównania faktycznej wartości znamionowej współczynnika toczenia p_s (otrzymanej z analizy FAM-C) danego łożyska tocznego do jego teoretycznej (idealnej) wartości znamionowej p_{sN} (otrzymanej z danych konstrukcyjnych obliczonych ze wzoru na p_{sN}):

- a) $p_s = p_{sN}$ – toczenie bez poślizgu;
- b) $p_s > p_{sN}$ – toczenie z poślizgiem – im większa wartość p_s , tym większy poślizg, tj. elementy toczne w czasie obracania się łożyskowanego wału przez ściśle określony czas względny ślizgają się po bieżni zamiast się po niej toczyć;
- c) $p_s < p_{sN}$ – łożysko toczne niedociążone o zbyt dużym luzie promieniowym pomiędzy elementem tocznym a bieżnią;

- d) $p_s = 1$ – elementy toczne przestają się obracać, tj. łożysko toczne zamienia się w ślizgowe, następuje destrukcja ścierna bieżni, temperatura czopa i łożyska podnosi się, co może doprowadzić do uplastycznienia i urwania czopa. W historii lotnictwa znane są takie przypadki, np. katastrofy samolotów Il-62 (1980, 1987), TS-11 Iskra (2005).

6. Podsumowanie

W przypadku śmigłowca najważniejszym elementem wpływającym na bezpieczeństwo lotu są zespoły nośno-napędowe. Systematyczne badania przestrzennych sprzężeń rezonansowych pomiędzy dwoma podzespołami mechanicznymi systemu transmisji mocy (pomiędzy silnikiem turbinowym a śmigłem) są konieczne do utrzymania poziomu bezpieczeństwa lotu śmigłowca. Sprzężenie takie powoduje tworzenie się synchronicznych okresowych przyspieszeń w ruchu obrotowym niektórych elementów mechanicznych danego podzespołu będących w fazie z przyspieszeniami prędkości kątowej innego podzespołu mechanicznego. Opisane w niniejszym artykule, zużyte górne łożysko przekładni głównej WR-24, zwiększając swoją częstotliwość do 51 Hz, uległo sprzężeniu z częstotliwością własną wału pośredniczącego zużytej skrzynki napędów agregatów. Wytwarzają się wówczas na wale pośredniczącym oraz na przytwierdzonych do niego kołach zębatych synchroniczne przyspieszenia i opóźnienia prędkości kątowej. Jest to bardzo niebezpieczne zjawisko, gdyż powoduje kumulację efektów zużycia, tj. osłabienie wytrzymałości mechanicznej elementu tylko w jednym jego położeniu kątowym – pojawiają się pęknięcia zmęczeniowe. Teraz wystarczy, że w tym położeniu kątowym wystąpi wzrost wartości przesyłanej mocy mechanicznej i w miejscu osłabionym, np. podstawie koła zębatego, następuje ułamanie lub urwanie elementu. Kończy się to zaprzestaniem pracy śmigła i to zwykle w najmniej korzystnej fazie lotu, tzn. w czasie startu lub wznoszenia, co może zakończyć się katastrofą.

Aby zapobiec takim sytuacjom, autorzy zaproponowali monitorowanie podzespołów mechanicznych systemu transmisji mocy w celu wykrywania sprzężenia rezonansowego przestrzennego, opracowaną w ITWL, synchroniczną metodą FAM-C. Jest ona dobrym narzędziem diagnostycznym, szczególnie na już użytkowanych śmigłowcach, ponieważ nie wymaga zmian w ich konstrukcji – nie wymaga montażu żadnych czujników.

7. Literatura

1. Billah K., Scanlan R.: Resonance, Tacoma Narrows Bridge Failure, and Undergraduate Physics Textbooks, *American Journal of Physics*, 59(2), 1991.
2. Barwell F.T.: Łożyskowanie. WNT, Warszawa 1984.
3. Bendat J.S., Piersol A.G.: Engineering applications of correlation and spectral analysis. New York – Toronto 1980.
4. Dąbrowski Z.: Wały maszynowe. PWN, Warszawa 1999.

5. Gębura A., Kłysz S., Tokarski T.: Monitoring wear of gear wheel of helicopter transmission using the FAM-C and FDM-A methods. *Procedia Structural Integrity* 16:184-19, 2019, DOI: 10.1016/j.prostr.2019.07.039.
6. Gębura A.: Metoda modulacji częstotliwości napięcia prądnic pokładowych w diagnozowaniu zespołów napędowych. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2010.
7. Gębura A., Karczmarek K.: Mi-24 wymaga systemu monitorowania transmisji. *Journal of Konbin* 4(20), 2011, DOI 10.2478/v10040-012-0049-x.
8. Jiang, W.A., Chen, L.Q., Ding H.: Internal resonance in axially loaded beam energy harvesters with an oscillator to enhance the bandwidth. *Nonlinear Dynamic* 85, 2016.
9. Lewitowicz J., Szelmanowski A., Gębura A., Pazur A., Franczuk E.: Badanie rezonansów lokalnych i złożonych w lotniczych zespołach napędowych. *Przegląd Elektrotechniczny*, nr 11, 2019.
10. Łożyska toczne CX – precision bearings. Praca zbiorowa. Wyd. Delta Marketing, Łódź 2005.
11. Leyko J.: *Mechanika ogólna*. Tom 1, PWN, Warszawa 1996.
12. Tooley M.H.: *Electronic Circuits: Fundamentals and Applications*. Oxford: Taylor & Francis 2006.
13. Ułanowicz L., Jastrzębski G., Szczepaniak P., Sabak R., Rykaczewski D.: Malfunctions of aviation hydraulic pumps. *Journal of KONBIN*, Vol. 50, Iss. 3, 2020, DOI 10.2478/jok-2020-0061.