

# **DIAGNOZOWANIE ZESPOŁÓW NAPĘDOWYCH ŚMIGŁOWCÓW METODĄ FAM-C**

pod redakcją Andrzeja Gębury



---

WYDAWNICTWO INSTYTUTU TECHNICZNEGO WOJSK LOTNICZYCH

WARSZAWA 2021

RECENZENCI

*prof. dr hab. inż. Krzysztof Sibilski*  
*ppłk dr inż. Lucjan Setlak*

REDAKCJA TECHNICZNA

*mgr inż. Krzysztof Bubrzyk*

ADIUSTACJA I KOREKTA

*mgr Magdalena Malczewska*  
*mgr Wioletta Gramek*

OPRACOWANIE GRAFICZNE

*Tomasz Grochowski*

ŁAMANIE TEKSTU

*Tomasz Grochowski*

PROJEKT OKŁADKI

*Tomasz Grochowski*

Zdjęcie na okładce: Sławek hesja Krajniewski

Zdjęcia: z archiwum autorów, jeśli nie podpisano inaczej.

© Copyright by Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

ISBN 978-83-61021-94-0

WYDAWNICTWO INSTYTUTU TECHNICZNEGO WOJSK LOTNICZYCH  
01-494 Warszawa 46, ul. Księcia Bolesława 6

---

Drukowano w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych

# **Diagnozowanie zespołów napędowych śmigłowców metodą FAM-C**

pod redakcją  
dr. hab. inż. Andrzeja Gębura, prof. ITWL

Autorzy rozdziałów:

dr hab. inż. Andrzej Gębura, prof. ITWL  
– Przedmowa, Wprowadzenie, rozdz. 1, 6, 7

dr inż. Mariusz Masiewicz  
– rozdz. 1, 7

dr inż. Henryk Kowalczyk  
– rozdz. 3

dr inż. Andrzej Cieślik  
– rozdz. 4

dr inż. Edward Rokicki  
– rozdz. 5

mgr inż. Tomasz Tokarski  
– Wprowadzenie, rozdz. 6

mgr inż. Jarosław Florczak  
– rozdz. 2

mgr inż. Tadeusz Kwiatkowski  
– rozdz. 2

mgr inż. Kacper Handzel  
– rozdz. 4

mgr inż. Andrzej Kołcon  
– rozdz. 5

mgr inż. Michał Poradowski  
– rozdz. 3

mgr inż. Piotr Michałowski  
– rozdz. 4



# SPIS TREŚCI

*Andrzej Gębura*

**Przedmowa** ..... 11

**Podstawowe definicje i oznaczenia** ..... 13

*Andrzej Gębura, Tomasz Tokarski*

**Wprowadzenie**..... 23

*Andrzej Gębura, Mariusz Masiewicz*

**1. OPIS METOD FAM-C I FDM-A** ..... 27

1.1. Geneza metod..... 27

1.2. Podstawa działania metod FAM-C i FDM-A..... 31

1.2.1. Sposób pomiaru i analizy sygnału z wykorzystaniem  
prądnic-przetworników prądu przemiennego..... 31

1.2.2. Pomiary częstotliwości chwilowej ..... 36

1.2.3. Sposób tworzenia punktów na płaszczyźnie ( $f_p$ ,  $\Delta F$ )..... 37

*Jarosław Florczak, Tadeusz Kwiatkowski*

**2. WŁAŚCIWOŚCI METROLOGICZNE METOD FAM-C I FDM-A**..... 45

2.1. Informacje ogólne ..... 45

2.2. Wybrane zagadnienia z teorii i praktyki pomiaru częstotliwości..... 48

2.2.1. Techniki pomiaru częstotliwości ..... 48

2.2.2. Teoretyczne parametry okna widzialności poszczególnych  
kanałów pomiarowych..... 49

2.2.3. Rzeczywiste parametry okna widzialności poszczególnych  
kanałów pomiarowych..... 50

2.2.4. Właściwości elementów mechanicznych wykorzystywane  
przy pozyskiwaniu sygnałów diagnostycznych  
w metodzie FAM-C ..... 51

2.2.5. Próbkowanie wtórne w metodzie FAM-C ..... 53

2.3. Współczynnik krotności..... 54

*Henryk Kowalczyk, Michał Poradowski*

**3. OPIS OBIEKTÓW BADAŃ DIAGNOSTYCZNYCH** ..... 57

3.1. Podstawowe informacje o zespole napędowym śmigłowców ..... 57

3.1.1. Krótka historia śmigłowców.....	57
3.1.2. Silniki turbinowe w historii lotnictwa .....	65
3.1.3. Zespoły napędowe śmigłowców – wybrane problemy zużyciowe i eksploatacyjne – możliwości rozwiązywania problemów metodami FAM-C i FDM-A.....	68
3.2. Opis badanych zespołów napędowych śmigłowców .....	72
3.2.1. Informacje ogólne o zespołach napędowych badanych śmigłowców.....	72
3.2.2. Zespół napędowy śmigłowca Mi-2.....	76
3.2.2.1. Opis ogólny zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 .....	76
3.2.2.2. Współczynnik krotności zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 .....	87
3.2.3. Zespół napędowy śmigłowca Mi-8.....	113
3.2.3.1. Opis ogólny zespołu napędowego śmigłowca Mi-8.....	113
3.2.3.2. Współczynnik krotności zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 .....	131
3.2.4. Zespół napędowy śmigłowca Mi-17.....	157
3.2.4.1. Opis ogólny zespołu napędowego śmigłowca Mi-17 ....	157
3.2.4.2. Współczynnik krotności zespołu napędowego śmigłowca Mi-17A .....	167
3.2.5. Zespół napędowy śmigłowca Mi-24.....	167
3.2.5.1. Opis ogólny zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 ....	167
3.2.5.2. Współczynnik krotności zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 .....	192
3.3. Tarcze sterujące – zasada działania i problemy eksploatacyjne.....	208
3.3.1. Opis funkcji tarczy sterującej w procesie sterowania śmigłowcem.....	208
3.3.2. Wprowadzenie do problemu zużywania się elementów tarczy sterującej śmigłowca.....	213
3.4. Sprzęgła i połączenia wielowypustowe .....	218
3.4.1. Sprzęgła jednokierunkowe .....	218
3.4.2. Połączenia wielowypustowe.....	222

*Piotr Michałowski, Kacper Handzel, Andrzej Cieślak*

<b>4. UKŁADY POMIAROWE DO MONITOROWANIA ZESPOŁÓW NAPEĐOWYCH METODAMI FAM-C I FDM-A.....</b>	<b>225</b>
4.1. Nieautomatyczne układy pomiarowe FAM-C i FDM-A i ich właściwości .....	227
4.1.1. Wprowadzenie do idei techniki pomiarowej FAM-C i FDM-A – porównanie z systemem SNDŁ .....	227
4.1.2. Identyfikacja wad węzłów mechanicznych w metodzie FAM-C...	229

4.1.3. Układ pomiarowy zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 i jego właściwości.....	230
4.1.4. Układ pomiarowy zespołu napędowego śmigłowców Mi-14 oraz Mi-17 i jego właściwości.....	237
4.1.5. Układ pomiarowy zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 i jego właściwości.....	239
4.1.5.1. Możliwości monitorowania podzespołów mechanicznych śmigłowca Mi-24 przez poszczególne kanały pomiarowe .....	239
4.1.5.2. Problemy niezawodności i dokładności pomiarowej w przypadku śmigłowca Mi-24 .....	240
4.2. Półautomatyczne testery diagnostyczne do pomiarów FAM-C i FDM-A.....	247
4.2.1. Tester diagnostyczny DIA-KSA-CM .....	248
4.2.2. Tester diagnostyczny DIA-SO3.....	249
4.2.3. Tester diagnostyczny DIA-Mi24 .....	253
4.2.4. Podsumowanie możliwości wykorzystania testerów diagnostycznych w eksploatacji śmigłowców .....	256

*Edward Rokicki, Andrzej Kołcon*

## **5. TEORIA SYGNAŁÓW A ZOBRAZOWANIA FAM-C ORAZ FDM-A ... 257**

5.1. Wprowadzenie do teorii sygnałów z perspektywy wdrożenia metod FAM-C i FDM-A.....	257
5.2. Zastosowanie przekształcenia Hilberta w diagnostyce .....	263
5.3. Okresowe zmiany amplitudy drgania wypadkowego – dudnienia .....	267
5.4. Symulacje elektroniczne .....	274
5.5. Wpływ zakłóceń na wyniki pomiaru diagnostycznego FAM-C .....	277

*Andrzej Gębura, Tomasz Tokarski*

## **6. WYBRANE ZAGADNIENIA Z PRAKTYKI DIAGNOZOWANIA ZESPOŁÓW NAPĘDOWYCH ŚMIGŁOWCÓW WOJSKOWYCH METODĄ FAM-C ..... 281**

6.1. Wstęp – omówienie podstawowych systemów transmisji mocy mechanicznej śmigłowców i ich problemów diagnostycznych.....	281
6.1.1. Podstawowe systemy układu nośnego śmigłowców .....	281
6.1.2. Wybrane problemy diagnozowania zespołów napędowych śmigłowców.....	286
6.1.2.1. Systemy monitorowania typu HUMS.....	286
6.1.2.2. Metody diagnostyczne oparte na parametrach napięcia prądnic pokładowych – informacje ogólne.....	287

6.2. Podstawowe problemy dotyczące układów transmisji mocy mechanicznej śmigłowców oraz systemów sterowania .....	291
6.2.1. Diagnostowanie podzespołów przekładni głównej śmigłowca....	293
6.2.1.1. Dobór prędkości obrotowej wirnika nośnego do możliwości aerodynamicznych łopat.....	293
6.2.1.2. Wyważenie dynamiczne konstrukcji wirnika nośnego..	294
6.2.1.3. Zabezpieczenie przed wysunięciem się wirnika nośnego w czasie działania siły nośnej .....	294
6.2.1.4. Diagnostowanie łożyska górnego przekładni głównej śmigłowca Mi-24 .....	297
6.2.1.5. Diagnostowanie elementów przekładni głównej z wykorzystaniem analizy parametrów zbiorów charakterystycznych.....	298
6.2.2. Diagnostowanie skrzynki napędów agregatów .....	304
6.2.2.1. Rola skrzynki napędów agregatów w systemie transmisji mocy mechanicznej.....	304
6.2.2.2. Monitorowanie skrzynki napędów agregatów metodą FAM-C .....	308
6.2.2.3. Pomiary mechaniczne skrzynki napędów agregatów – weryfikacja pomiarów FAM-C .....	311
6.2.3. Diagnostowanie przekładni tylnej oraz wałów transmisji.....	328
6.2.3.1. Parametry wału wyjściowego przekładni tylnej otrzymane z pomiarów metodą FAM-C .....	328
6.2.3.2. Parametry wału wejściowego przekładni tylnej otrzymane z pomiarów metodą FAM-C .....	335
6.2.3.3. Parametry łożyska tocznego ŁPK1 podtrzymującego koło zębate napędzane Z44 wału śmigła ogonowego przekładni tylnej otrzymane z pomiarów metodą FAM-C .....	337
6.2.3.4. Parametry łożyska tocznego ŁPK4 podtrzymującego wał wejściowy przekładni tylnej otrzymane z pomiarów metodą FAM-C .....	342
6.2.3.5. Oględziny zewnętrzne systemu transmisji.....	344
6.2.4. Diagnostowanie tarcz sterujących wirnika nośnego.....	345
6.2.4.1. Wprowadzenie do problematyki – konstrukcja tarczy sterującej .....	345
6.2.4.2. Problemy mechaniczne związane z eksploatacją tarcz sterujących .....	352
6.2.4.3. Problemy eksploatacyjne związane z łożyskiem głównym tarczy sterującej .....	354



6.2.4.4. Monitorowanie zużycia głównego łożyska tocznego tarczy sterującej metodą FAM-C .....	358
6.2.4.5. Wykrycie zwiększonego luzu obwodowego wodzika synchronizatora talerza ruchomego tarczy sterującej śmigłowca Mi-17 metodą FAM-C.....	360
6.2.5. Diagnozowanie sprzęgieł jednokierunkowych.....	362

*Andrzej Gębura, Mariusz Masiewicz*

<b>7. PODSUMOWANIE .....</b>	<b>367</b>
7.1. Zawartość monografii.....	367
7.2. Istota metod FAM-C i FDM-A.....	369
7.3. Metody FAM-C i FDM-A jako element nowatorski w teorii naukowej ..	373
7.3.1. Metody FAM-C i FDM-A a teoria sygnałów .....	373
7.3.2. Prądnicą pokładową jako przetwornik diagnostyczny .....	376
7.4. Praktyczne aspekty metod FAM-C i FDM-A – znaczenie dla techniki i diagnostyki maszyn .....	376
<b>LITERATURA .....</b>	<b>379</b>
<b>SPIS RYSUNKÓW .....</b>	<b>403</b>
<b>SPIS TABLIC .....</b>	<b>415</b>



*Wszystko jest trudne, nim stanie się proste*  
*Thomas Fuller*

## **PRZEDMOWA**

Przedmiotem niniejszej monografii jest proces diagnozowania zespołów napędowych śmigłowców za pomocą oryginalnej metody FAM-C, opracowanej w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych, bazującej na pomiarze modulacji częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy pokładowej sprzężonej mechanicznie z badanym zespołem napędowym.

Wiele uwagi autorzy poświęcili opisowi struktury badanych zespołów napędowych, w szczególności ich węzłów łożyskowych. Było to niezbędne do identyfikacji uszkodzeń podzespołów mechanicznych. Na bazie dostępnej literatury, opisów technologii remontowych oraz osobistego doświadczenia (uczestnictwo w procesie montażu i demontażu zespołów napędowych śmigłowców podczas remontu) opracowane zostało niezbędne kompendium wiedzy o budowie poszczególnych węzłów mechanicznych. Należy zaznaczyć, że kompendium to zostało opracowane na użytek przedmiotowej metody diagnostycznej, opartej na analizie modulacji częstotliwości napięcia prądnicy. Obecnie autorzy są w stanie analizować stan techniczny elementów mechanicznych położonych zarówno pomiędzy źródłem mocy mechanicznej (turbina silnika) a daną prądnicą-przetwornikiem, jak i na torach bocznych sprzężonych mechanicznie z prądnicą-przetwornikiem. Pierwszy etap analizy, tj. identyfikację podzespołu mechanicznego, przeprowadza się na podstawie danych pozyskanych z modelu kinematycznego badanego typu zespołu napędowego śmigłowca. Do drugiego etapu, czyli określenia bieżącego stanu technicznego poszczególnych podzespołów, niezbędna jest wiedza o dynamice całego zespołu napędowego.

W niniejszym opracowaniu nie są poruszane żadne zagadnienia termodynamiczne zachodzące w silniku ani też zjawiska związane z aerodynamiką wewnętrzną zespołu napędowego śmigłowca (zawierania w tunelu wlotowym, procesy sprzężania itp.) czy aerodynamiką śmigieł i kadłuba.

Książka przeznaczona jest dla szeroko pojętego środowiska teoretyków i praktyków eksploatacji śmigłowców. Może być także pomocą i inspiracją dla studentów.

Metoda FAM-C jest szczególnie przydatna w diagnozowaniu śmigłowców wojskowych, które często działają w oddaleniu od zaplecza technicznego. Monografia ma na celu również rozpropagowanie tej oryginalnej, chociaż może nie do końca pod kątem teoretycznym udokumentowanej, metody. Jest to także zaproszenie środowisk naukowo-badawczych do dyskusji naukowej i współpracy, gdyż metoda diagnostyczna FAM-C wymaga jeszcze wielu analiz teoretycznych i rozwinięcia aparatu matematycznego.

Szeroko pojęta diagnostyka to nie tylko określenie stanu technicznego w chwili wykonywania pomiaru. Zgodnie z normą PN90/N-04002, diagnostyka obejmuje opracowanie genezy, diagnozy i prognozy. Autorzy monografii stosują opracowaną metodę we wszystkich tych etapach.

Dzięki wykorzystaniu naturalnego synchronizmu sygnałów metoda cechuje się wyjątkowo dużą czułością. Nie wymaga dodatkowych czujników – jego funkcję pełnią: etatowa prądnica pokładowa, prądniczka tachometryczna lub etatowy czujnik prędkości kątowej. W dodatku jedna prądnica monitoruje wiele elementów mechanicznego zespołu napędowego jednocześnie. Zwykle autorzy posługują się kilkoma torami pomiarowymi o różnej rozdzielczości – możliwe jest wówczas kompleksowe monitorowanie praktycznie wszystkich podzespołów jednocześnie. Ponadto możliwe jest obserwowanie relacji pomiędzy tymi podzespołami, np. łatwo wykrywane są sprzężenia rezonansowe pomiędzy nimi.

*Autorzy*

# PODSTAWOWE DEFINICJE I OZNACZENIA

## A. PODSTAWOWE DEFINICJE

**Badanie diagnostyczne** – badanie obiektu (jego cech) mające na celu zebranie informacji potrzebnej do określenia stanu technicznego obiektu lub jego elementów.

**Częstotliwość procesu modulacji częstotliwości** – odwrotność podwojonej wartości czasu trwania odchylenia przebiegu wartości chwilowej częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika od częstotliwości średniej.

**Częstotliwość procesu modulacji częstotliwości** – odwrotność podwojonej wartości czasu trwania odchylenia przebiegu wartości chwilowej częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika od częstotliwości średniej.

**Częstotliwość średnia** – średnia arytmetyczna przebiegu chwilowej wartości częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika w przedziale czasu trwania obserwacji diagnostycznej (bez zmodulowań pochodzących od elementów tego zespołu napędowego).

**Częstotliwość średnia** – średnia arytmetyczna przebiegu chwilowej wartości częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika w przedziale czasu trwania obserwacji diagnostycznej (bez zmodulowań pochodzących od elementów tego zespołu napędowego).

**Częstotliwość znamionowa prądnicy** – częstotliwość napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika przy znamionowej prędkości obrotowej wirnika w stanie ustalonym, przy założeniu idealnego stanu zespołu napędowego.

**Diagnoza** – wynik badania diagnostycznego; wypowiedź w formie wiarygodnej hipotezy o stanie technicznym obiektu.

**Dobroć** – zdolność układu (elektrycznego, mechanicznego) do wzbudzenia drgań rezonansowych – im większa wartość dobroci  $Q$ , tym mniejsze tłumienie drgań rezonansowych. Arytmetycznie jest to stosunek częstotliwości nośnej do szerokości pasma zbioru charakterystycznego.

**Dudnienia** – okresowe zmiany amplitudy drgania wypadkowego powstałego ze złożenia drgań dwóch słabo sprzężonych rezonatorów o zbliżonych częstotliwościach.

**Impuls zanikowy częstotliwości chwilowej** – impuls, którego amplituda jest mniejsza od poziomu znamionowego.

**Modulacja amplitudy** – cykliczna lub losowa zmiana częstotliwości obwiedni (obwiedni przebiegu częstotliwości chwilowej albo obwiedni przebiegu napięcia AC wyjściowego prądnicy) w warunkach stanu ustalonego.

**Modulacja częstotliwości** – cykliczna lub losowa zmiana częstotliwości w warunkach stanu ustalonego.

**Modulacja szerokopasmowa** – modulacja, w której szerokość pasma ( $\Delta f_{pj} = f_{pjmax} - f_{pjmin}$ ) zajmowanego przez sygnał niosący informację diagnostyczną o danej  $j$ -ej parze kinematycznej diagnozowanego mechanicznego zespołu napędowego jest większa niż częstotliwość nośna ( $f_{oj}$ ) tej pary kinematycznej.

**Obwiednia napięcia** – cykliczna lub losowa zmiana wartości szczytowej napięcia prądu przemiennego układu zasilania elektrycznego w stanie ustalonym.

**Obwiednia przebiegu częstotliwości chwilowej** – cykliczna lub losowa zmiana wartości szczytowej częstotliwości chwilowej w stanie ustalonym.

**Odchylenie częstotliwości chwilowej od częstotliwości średniej** – część przebiegu chwilowej częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika od chwili jednostronnego „odejścia” od poziomu częstotliwości średniej do chwili powrotu.

**Para kinematyczna** – dwa elementy (lub podzespoły) mechaniczne zespołu napędowego zdolne do przekazywania energii mechanicznej.

**Prądnica-przetwornik** – prądnica prądu stałego, prądnica tachometryczna, przetwornik prędkości kątowej, pełniące funkcję przetwornika analogowych zmian przebiegu prędkości kątowej par kinematycznych na dyskretny przebieg zmian częstotliwości chwilowej.

**Przebieg wartości chwilowej częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy** – dyskretny przebieg wartości chwilowych częstotliwości w funkcji czasu. Wartość częstotliwości chwilowej – odwrotność przyrostów czasu pomiędzy kolejnymi przejściami wartości chwilowej przez poziom zerowy.

**Punkty charakterystyczne** – punkty na płaszczyźnie współrzędnych prostokątnych, w których rzędnymi są ekstremalne wartości  $i$ -tego odchylenia częstotliwości chwilowej (napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika) od częstotliwości

średniej, zaś odciętymi częstotliwość procesu  $i$ -tego odchylenia częstotliwości chwilowej.

**Rezonans** – zjawisko fizyczne zachodzące w obecności zewnętrznie wymuszonych drgań o częstotliwości wymuszeń  $f_{os}$ , na obwodzie (układzie) mającym właściwość magazynowania energii i jej oddawania z częstotliwością własną  $f_o$  równą częstotliwości wymuszeń. W czasie rezonansu obie oscylacje (zewnętrzna i wewnętrzna) wzajemnie geometrycznie się dodają – amplituda drgań układu w stanie rezonansu jest ekstremalnie duża – w wielu opracowaniach za stan niebezpiecznego rezonansu uważa się wibracje przekraczające dwukrotnie amplitudę wymuszeń.

**Wada pary kinematycznej** – stan wywołany błędami wykonania i montażu lub też zużyciem tribologicznym w czasie eksploatacji zespołu napędowego.

**Współczynnik „nachylenia dynamicznego” charakterystyki toczenia** – iloraz maksymalnej i minimalnej wartości współczynnika toczenia z uwzględnieniem rozrzutów tego współczynnika obserwowanego dla każdej prędkości obrotowej podczas kolejnych ekspozycji pomiarowych.

**Współczynnik toczenia łożyska tocznego** – stosunek średniej prędkości kątowej głównej osi symetrii elementu tocznego (wałka lub kuli) łożyska do prędkości czopa tego łożyska.

**Współczynnik krotności** – iloraz częstotliwości nośnej prądnicy-przetwornika do częstotliwości wahań własnych monitorowanej pary kinematycznej.

**Zakłócenie** – oddziaływania na obiekt i układ pomiarowy czynników zewnętrznych oraz pewne zmiany wewnętrzne zachodzące w obiekcie i torze pomiarowym, wywołujące negatywny wpływ na wynik pomiaru.

**Zbiór charakterystyczny pary kinematycznej** – zbiór punktów charakterystycznych  $j$ -ej pary kinematycznej.

## B. PODSTAWOWE OZNACZENIA

### B1. Kinematyka i dynamika ruchu mechanicznego

$t$  – czas [s]

$s$  – operator Laplace’a

$\vartheta$  – chwilowe położenie kątowe w ruchu obrotowym [rad]

$\dot{\vartheta}, \ddot{\vartheta}$  – pierwsza i druga pochodna kąta obrotu [rad/s, rad/s<sup>2</sup>]

- $\varphi(t)$  – przebieg zmian chwilowego położenia kąтового elementu mechanicznego w funkcji czasu albo kąta przesunięcia pomiędzy przebiegami napięcia lub wektorami sił lub momentów siły [rad, °]
- $x', \ddot{x}$  – pierwsza i druga pochodna dowolnej wartości fizycznej
- $\vec{x}$  – wielkość wektorowa dowolnej wartości fizycznej
- $\Omega(s)$  – prędkość kątowna wałów w postaci operatorowej
- $M_n$  – moment napędowy [N · m]
- $M_o$  – moment obrotowy zadany (źródła) [N · m]
- $M_t$  – moment tarcia [Nm]
- $W_\omega$  – wyznacznik szczególny macierzy (względem  $\omega$ )
- $W_\Delta$  – wyznacznik ogólny macierzy
- $n_N$  – znamionowa prędkość obrotowa wirnika prądnicy-przetwornika [obr/min]
- $\omega$  – wartość chwilowa prędkości kątownej [rad/s]
- $p_s$  – współczynnik toczenia łożyska tocznego
- $p_{smaxmax}$   
 $p_{sminmin}$  – współczynnik „nachylenia dynamicznego” charakterystyki toczenia, tj. iloraz ekstremalnych wartości współczynnika toczenia z serii ekspozycji pomiarowych
- $T_{np}$  – okres wahań znamionowych danej pary kinematycznej
- $f_p$  – częstotliwość procesu mechanicznego
- $f_{pN}$  – częstotliwość znamionowa (obserwowanego) procesu mechanicznego; częstotliwość znamionowa prążka kinematycznego
- $f_{oj}$  – częstotliwość znamionowa (obserwowanego) procesu mechanicznego  $j$ -ej pary kinematycznej; częstotliwość znamionowa prążka kinematycznego



- $j$ -ej pary kinematycznej; częstotliwość nośna (zwana także w literaturze częstotliwością podnośną)  $j$ -ej pary kinematycznej
- $f_{NG}$  – częstotliwość nośna prądnicy-przetwornika, tj. częstotliwość znamionowa danego generatora
- $\upsilon$  – kąt pochylenia śmigłowca
- $\gamma$  – kąt przechylenia śmigłowca
- $\beta$  – kąt przekoszenia – kąt zawarty pomiędzy osią obrotu elementu napędzającego a osią obrotu elementu napędzanego [°]
- $a$  – liniowe przesunięcie pomiędzy osią obrotu elementu napędzającego a osią obrotu elementu napędzanego mierzone w płaszczyźnie obrotu (mimośrodowość) [m]
- $J_1, J_2$  – masowe momenty bezwładności [kg · m<sup>2</sup>]
- $k$  – współczynnik sprężystości [rad/N · m]
- $D_j$  – współczynnik tłumienia lepkiego (wiskotycznego)  $j$ -ego ogniwa kinematycznego [N · m · s/rad]
- $z$  – liczba zębów koła zębatego
- $Z z$  – oznaczenie (na schemacie kinematycznym przekładni mechanicznej) koła zębatego, którego wieniec liczy  $z$  zębów
- $d_{pr}$  – średnica wałka prądnicy-przetwornika [m]
- $D_N$  – średnica wewnętrzna tulei gniazda napędu [m]
- m** – moduł koła zębatego (w przekładni mechanicznej)
- $d_k$  – średnica elementu tocznego łożyska tocznego
- $D_w$  – średnica bieżni wewnętrznej łożyska tocznego
- $N$  – liczba elementów tocznych w łożysku tocznym

$i_p$  – wartość przelżenia mechanicznego

## B2. Wielkości elektryczne i magnetyczne

$i$  – jeśli występuje w indeksie dolnym liczby lub symbolu wartości – numer kolejnego przejścia przez poziom zerowy przebiegu napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika

$j$  – jeśli występuje w indeksie dolnym liczby lub symbolu wartości – numer porządkowy (oznaczany liczbą naturalną) pary kinematycznej mechanicznego zespołu napędowego

$i, j$  – jeśli występuje przed liczbą lub symbolem wartości – oznaczenie wartości urojonej (liczby zespolonej)

$\hat{x}$  – oznaczenie liczby zespolonej

$B$  – indukcja magnetyczna w szczelinie między nabiegunnikiem stojana a wirnikiem prądnicy-przetwornika [T]

$I$  – natężenie prądu elektrycznego [A]

$l$  – długość odcinka (ramki zezwoju) znajdującego się w polu magnetycznym stojana [m]

$f_{pi}$  – częstotliwość procesu mechanicznego (modulacji prędkości kątowej danego ogniwa kinematycznego) dla  $i$ -tej próbki zbioru charakterystycznego [Hz]

$f_i(t)$  – przebieg częstotliwości chwilowej w funkcji czasu

$\Delta F_i$  – wartość amplitudy  $i$ -tego odchylenia częstotliwości chwilowej (napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika) od częstotliwości średniej [Hz]

$n_i$  – liczebność zbioru punktów (liczba przejść przez zero przebiegu napięcia prądnicy-przetwornika) dla całego okna czasowego trwania pomiaru diagnostycznego

$N_{ej}$  – liczebność  $j$ -ego zbioru charakterystycznego

$N_{zj}$  – liczba zajętych podpasów przewidzianych dla podzbiorów (dotyczy tylko zjawiska rozpadu) danego zbioru charakterystycznego

- $f_{\text{sr}}$  – częstotliwość średnia – średnia arytmetyczna chwilowych wartości częstotliwości chwilowych [Hz] wyliczona dla okna czasowego trwania pomiaru diagnostycznego
- $f_z$  – liczba faz wykorzystywanych (jednocześnie) w procesie pomiaru metodą FAM-C
- $\Delta f_{pj}$  – szerokość pasma  $j$ -ego zbioru charakterystycznego
- $f_{\text{pmin}k}$  – dolna częstotliwość pasma  $k$ -tego zbioru charakterystycznego
- $f_{\text{pmax}k}$  – górna częstotliwość pasma  $k$ -tego zbioru charakterystycznego
- $t_{\text{od}i}$  – czas trwania  $i$ -tego odchylenia częstotliwości chwilowej od częstotliwości średniej [s]
- $\mathbf{p}_{\text{st}}$  – liczba par biegunów stojana prądnicy-przetwornika prądu przemiennego
- $K$  – liczba wycinków komutatora wirnika prądnicy komutatorowej prądu stałego
- $\mathring{Z}$  – liczba żłobków wirnika prądnicy prądu stałego
- $Z$  – liczba żłobków wirnika prądnicy prądu przemiennego
- $E$  – wartość skuteczna siły elektromotorycznej (SEM) [V]
- $e$  – wartość chwilowa siły elektromotorycznej (SEM) [V]
- $u(t)$  – przebieg wartości chwilowej napięcia w funkcji czasu [V]
- $u_{\text{zak}}(t)$  – przebieg wartości chwilowej napięcia zakłócającego w funkcji czasu [V]
- $U_{\text{max}}$  – wartość maksymalna wartości skutecznej napięcia prądnicy-przetwornika [V]
- $U_{\text{N}}$  – skuteczna wartość znamionowa napięcia prądnicy-przetwornika [V]
- AC – prąd przemienny (*Alternating Current*)
- DC – prąd stały (*Direct Current*)

$T_{NG}$  – okres przebiegu napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika

### **B3. Oznaczenia techniczno-eksploatacyjne**

DSS – dźwignia sterowania silnikiem

$n_N$  – znamionowa prędkość obrotowa wału [obr/min]

LUZES – Lotniskowe Urządzenie Zasilania Statków Powietrznych; w tym opracowaniu opisywane są elementy związane z wykorzystaniem urządzeń LUZES jako stanowiska napędowego o napędzie elektrycznym do badań nad zależnościami pomiędzy wadami mechanicznymi maszyn wirujących a modulacjami częstotliwości napięcia prądnic

SZRP – Siły Zbrojne Rzeczypospolitej Polskiej

WSP – wojskowy statek powietrzny

WN – wirnik nośny śmigłowca (w systemie Sikorskiego)

WWN – wał wirnika nośnego (wał główny wirnika nośnego; wał główny przekładni głównej śmigłowca)

TTM – (ang. *Tip Timing Method*) metoda monitorowania dynamiki ruchu wirującego podzespołu na bazie pomiaru przyrostu czasu pomiędzy impulsami elektrycznymi związanymi (quasi-synchronicznie) z przemieszczeniem się kolejnych elementów mechanicznych ww. podzespołu pod nieruchomym czujnikiem

TOA – (ang. *Time of Arrival*) czas nadejścia sygnału

PPZ – procedura zliczania przejść przez poziom zerowy przebiegu napięciowego

DWT – dyskretna transformata Walsh'a w dziedzinie czasu

SNA – skrzynka napędów agregatów

PK – przekładnia końcowa

ŁPK $j$  – łożysko nr  $j$  przekładni tylnej

- PP – przekładnia pośrednicząca
- ŁPP $_j$  – łożysko nr  $j$  przekładni pośredniczącej
- A $_j$  – oznaczenie  $j$ -ego zbioru charakterystycznego, np.: A1, A2, A3, ...
- A $_j$  – oznaczenie wysokości  $j$ -ego zbioru charakterystycznego, np.: A $_1$ , A $_2$ , A $_3$ , ...
- A1 – dla  $f_{p1} = 2 \div 6$  Hz ( $f_{p01N} = 3,8$  Hz) – luz promieniowy (mimośród) wału wirnika nośnego
- A2 – dla  $f_{p2} = 6 \div 25$  Hz ( $f_{pN2} = 22$  Hz) – zbiór charakterystyczny łożyska górnego przekładni WR24
- A01 – połączona wada przekoszenia i luzu promieniowego węzła wału wyjściowego transmisji WR-24 wraz ze stożkowym kołem zębatym Z31 oraz z podporami łożyskowymi – przekazywanie mocy z WR-24 w kierunku SNA i śmigła ogonowego
- A02 – wada luzu promieniowego węzła drążonego wału wejściowego pierwszego stopnia przekładni planetarnej (w przekładni głównej) – przekazywanie mocy w przekładni głównej w kierunku wału transmisji (napędzającego śmigło ogonowe) oraz w kierunku przekładni planetarnej i śmigła głównego
- A3 – dla  $f_{p3} = 37 \div 45$  Hz – częstotliwość znamionowa wału wyjściowego SNA oraz przekładni pośredniczącej i tylnej wraz ze śmigłem ogonowym ( $f_{p03N} = 43$  Hz)
- A4 – dla  $f_{p4} = 45 \div 60$  Hz – częstotliwość znamionowa wału wejściowego SNA ( $f_{p03N} = 54$  Hz) oraz podpór dwóch sekcji wału transmisji mocy
- A5 – dla  $f_{p5} = 60 \div 165$  Hz – wada mimośrodowości wału pośredniczącego ( $f_{p05N} = 102$  Hz) oraz połączona wada luzu promieniowego i przekoszenia wału pośredniczącego ( $f_{p05N} = 51$  Hz)
- A6 – pasmo dla  $f_{p6} = 165 \div 250$  Hz – zbiór charakterystyczny obrazujący dynamikę przyhamowań elementów tocznych łożyska (podwójnego) w tarczy sterującej wirnika nośnego
- A71 – pasmo  $f_{p71} = 300 \div 560$  Hz – zbiór charakterystyczny łożyska środkowego w SNA podtrzymującego wał wyjściowy SNA

- A72 – pasmo  $f_{p72} = 580 \div 620$  Hz – zbiór charakterystyczny łożyska oddzielającego oba stopnie przekładni planetarnej (w przekładni głównej WR-24) względem siebie
- A8 – pasmo  $f_{p8} = 700 \div 1340$  Hz – zbiór charakterystyczny łożyska wału wejściowego pierwszego stopnia przekładni planetarnej, tj. górnej podpory drażonego wału wejściowego pierwszego stopnia przekładni planetarnej
- A9 – pasmo  $f_{p8} = 1400 \div 3500$  Hz – zbiór charakterystyczny związany z dynamiką współpracy kół zębatych (Z30 i Z70) w torze przenoszenia mocy pomiędzy przekładnią główną a śmigłem ogonowym w SNA
- A10 – pasmo  $f_p = 2200 \div 6000$  Hz – zbiór charakterystyczny łożyska tocznego IV podpory silnika lub łożyska V podpory silnika (oba łożyska tworzą dwie podpory wału wolnej turbiny głównego silnika napędowego)
- UWAGA: częstotliwości pasm zbiorów charakterystycznych dotyczą tylko śmigłowców o wschodnim systemie prędkości znamionowej wirnika nośnego.

## WPROWADZENIE

Od zarania dziejów człowiek pragnął opanować przestworza. Około trzech tysięcy lat temu w Chinach wynaleziono latawiec. W tym samym kraju przetrwały zapiski o krótkotrwałych lotach z wykorzystaniem wielkich latawców, lecz trudno (także i dzisiaj) mówić o sterowanym, długotrwałym locie tego obiektu. Wydaje się jednak, że już wtedy konstruktorzy zauważyli możliwość sterowania za pomocą kąta skręcenia części powierzchni.

Latawiec stał się inspiracją konstrukcji lotni, a następnie szybowców, które pojawiły się w wieku XIX. Szczególnie zasłużył się Niemiec Otto Lilienthal, który w końcu XIX w. dokonał kilkuset udanych wzlotów, uzyskując znaczne wysokości i odległości [368]. Jednakże sukces odnieśli dopiero Wilbur i Orville Wright na początku XX w. W trakcie dokonywanych doświadczeń opracowali system sterowania umożliwiający panowanie nad maszyną – zmieniali m.in. kąt natarcia końcówek skrzydła poprzez ich skręcenie za pomocą linek, co umożliwiło zmiany kierunku lotu samolotu. Sterowanym w ten sposób samolotem, napędzanym silnikiem spalinowym, bracia Wright 17 grudnia 1903 r. wykonali lot na pustkowiu Kill Devil Hills w stanie Północna Karolina. Był to zarazem pierwszy udokumentowany lot sterowanej maszyny cięższej od powietrza. Tym wydarzeniem rozpoczęła się era podboju przestworzy.

Samoloty wymagały dobrze utrzymanych pasów startowych do bezpiecznego lądowania i startu. Dążono zatem do opracowania statku powietrznego umożliwiającego pionowe wznoszenie się bez konieczności korzystania z lotnisk. Już w 1475 r. Leonardo da Vinci zaprojektował maszynę latającą z obracającymi się skrzydłami, której napęd miała stanowić siła ludzkich mięśni. Pomysł ten zrealizowano dopiero w 1907 r., po zastąpieniu siły mięśni silnikiem spalinowym. Pierwszy śmigłowiec, skonstruowany we Francji przez profesora Richeta, oderwał się na kilka metrów od ziemi 24 sierpnia 1907 r. [368]. Jednakże znaczne drgania struktury nośnej oraz brak sterowności pierwszych śmigłowców czyniły z nich niezbyt użyteczny środek transportu powietrznego.

Dopiero w czasie drugiej wojny światowej uzyskano pierwsze korzystne rezultaty. Wciąż jednak śmigłowce narażały załogę na znaczne wibracje od silników tłokowych oraz od drgań wywołanych przez śmigło nośne i zespół transmisji. Miały one znacznie wyższe poziomy amplitudy oraz częstotliwości niż samoloty. Wprowadzenie silników turbinowych do napędu śmigłowców w znacznej części zmniejszyło te wibracje. Były one jednak nadal wyższe niż w przypadku samolotów – system transmisji oraz sposób pracy śmigła nośnego nie uległ zmianie. Dlatego też zespoły zespołu napędowego śmigłowców narażone są na większe przeciążenia niż samolotów. Dynamika tych przeciążeń w locie ustalonym jest znacznie większa niż w samolocie. Sytuację komplikuje fakt, że śmigłowce lądują na przypadkowych, nieprzygotowanych lądowiskach z dala od zaplecza technicznego. Silne zawrośnięcia strug powietrza w rejonie startu i lądowania na takich lądowiskach powodują uderzanie ciał obcych (w szczególności piasku i pyłu) w elementy śmigłowca, w tym w zespół napędowy. Według statystyk [368, s. 34], resurs turbinowych silników śmigłowcowych eksploatowanych w Azji Południowo-Wschodniej w wyniku erozji pyłowej skraca się od 3 do 6 razy w porównaniu z resursem zadany przez producenta silników, a w przypadku silników eksploatowanych w Afryce Środkowej aż 13 razy. Śmigłowce wymagają z tego powodu stosunkowo częstych prac obsługowych i remontowych.

Aktualnie w procesie eksploatacji statków powietrznych powoli rezygnuje się z okresowych remontów i przeglądów zespołów napędowych na korzyść ich eksploatacji według stanu technicznego. Do realizacji takiego procesu niezbędne są skuteczne metody diagnostyczne, umożliwiające wykrywanie i lokalizowanie zużytych elementów zespołu napędowego. Kiedy wiadomo z odpowiednim wyprzedzeniem (adekwatnym do szybkości rozwoju zużycia), który podzespół i w jakim czasie stanie się przyczyną zagrożenia bezpieczeństwa lotu, jego zamówienie i wymiana może być prawie nieodczuwalna dla użytkownika.

Obsługa techniczna śmigłowców napotyka często na różne trudności dotyczące identyfikacji, lokalizacji i prognozowania uszkodzeń. Trudności te narastają szczególnie w odniesieniu do złożonych (składających się z wielu elementów) obiektów technicznych, jak zespoły napędowe statków powietrznych. Niektóre elementy tych zespołów są krytycznym ogniwem struktury niezawodnościowej takiego zespołu, a ich uszkodzenie grozi powstaniem ciągu niebezpiecznych zdarzeń dla całej struktury śmigłowca. Trudności te rozwiązywane są z wykorzystaniem interdyscyplinarnej wiedzy – diagnostyki technicznej. Jej domeną jest opracowywanie metod diagnostowania, prognozowanie i realizacja pomiaru diagnostycznego oraz weryfikacja wyników badań.

Monografię rozpoczyna rozdział „Opis metod FAM-C i FDM-A”, w którym autorzy opisali ideę metody diagnostycznej i jej najprostsze zastosowania na po-



ziomie badań laboratoryjnych maszyn prostych. Wiele uwagi poświęcono cechom metrologicznym metody, jak synchronizm pomiarowy, dzięki czemu zapewniona jest wysoka czułość i rozdzielczość, oraz kompleksowość monitorowania wielu zjawisk i podzespołów mechanicznych jednocześnie. Aby te cechy w pełni wykorzystać, niezbędne są odpowiednie oryginalne układy pomiarowe. Osobny rozdział poświęcono opisom technicznym poszczególnych typów mechanicznych zespołów napędowych śmigłowców, w szczególności elementom transmisji mocy. Następny rozdział poświęcono oryginalnym układom pomiarowym opracowanym przez autorów dla poszczególnych śmigłowców. Odrębny rozdział dotyczy wybranych zagadnień teorii sygnałów w związku z analogiami przedmiotowej metody diagnostycznej do niektórych cech przesyłu informacji drogą radiową. Prezentowana metoda diagnozowania jest interdyscyplinarna, wymaga wiedzy z różnych dziedzin nauki i techniki: dynamiki ruchu mechanicznego, teorii sygnałów, elektromechaniki, a także elektroniki. Autorzy opracowania zawodowo zajmują się obsługą i diagnostyką lotniczych instalacji elektroenergetycznych i układów elektromechanicznych wojskowych statków powietrznych. Dlatego też często wprowadzają pewne nazwy i definicje ze świata elektryki i elektromechaniki, które rozciągają na obserwowane procesy mechaniki ruchu, jak: głębokość modulacji, pulsacja całkowita, precesja częstotliwości, impulsy zanikowe, impulsy szpilkowe, szerokość pasma itp.

Najważniejszy oryginalny przekaz merytoryczny zawarto w rozdziale szóstym („Wybrane zagadnienia z praktyki diagnozowania zespołów napędowych śmigłowców wojskowych metodą FAM-C”). Jest to rozdział łączący teorię i praktykę diagnostyczną. W wielu przypadkach autorzy byli w stanie przedstawić przyczyny, tj. genezę procesu destrukcji elementów mechanicznego zespołu napędowego śmigłowca.

Aktualnie autorzy nie dysponują wystarczającym materiałem badawczym umożliwiającym zastosowanie przedstawionej metody do diagnozowania układu automatyki silnika. Pewne przesłanki podczas badań na statkach powietrznych wskazują na takie możliwości, jednakże nie ma jeszcze wystarczającego materiału badawczego.

Ze względu na to, że w literaturze naukowej nie było kompleksowego opisu matematycznego lub fizycznego wielu potrzebnych zagadnień dotyczących np. dynamiki ruchu łożysk tocznych oraz przebiegu zjawisk tribologicznych podczas eksploatacji, zespół autorów zmuszony był przedstawić własną koncepcję interpretacji takich zjawisk [154]. Przesłanką dla tworzonych wówczas opisów zjawisk były w niektórych przypadkach tylko i wyłącznie obserwacje parametrów modulacji częstotliwości napięcia wyjściowego prądnic lotniczych. Jednakże jest to nadal metoda prototypowa i powinna przechodzić procedury systematycznych weryfikacji. Dlatego też autorzy starali się podchodzić do swojej interpretacji obserwowanych (w gruncie rzeczy prototypową metodą) zjawisk krytycznie, szukając możliwości

ich weryfikacji za pomocą innych, uznanych metod, np. pomiarów mechanicznych elementów. Znaczną pomocą były tu komisyjne demontaże silników z udziałem autorów.

W niniejszej monografii stosowany jest podział procesów zużycia tribologicznego łożysk tocznych na cztery modele zdefiniowane i opisane wcześniej w [154]. Autorzy pragną tu zaznaczyć, że klasyfikacja ta służy raczej tymczasowemu usystematyzowaniu procesów zużycia łożysk tocznych na użytek opracowanej metody diagnostycznej, a nie do rozwijania teorii zużycia tribologicznego.

Przedmiotem badań był proces diagnostowania zespołów napędowych śmigłowców: Mi-2, Mi-17, Mi-24 metodą FAM-C. Ich celem była weryfikacja tej metody diagnostycznej.

Opisana metoda, opracowana i stosowana przez grupę pracowników Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych od wielu lat, wciąż jest rozwijana. Z jej użyciem diagnozowane są różne, nie tylko lotnicze, zespoły napędowe. Wyniki tych diagnoz są porównywane z danymi (pomiarów parametrów mechanicznych) uzyskiwanymi w trakcie weryfikacji agregatów/podzespołów w zakładach remontowych. Tworzone jest w ten sposób archiwum umożliwiające pogłębianie skojarzeń zobrazowań diagnostycznych ze stanem faktycznego mechanicznego zużycia. Niezależnie od tego, prowadzone są symulacje komputerowe i badania laboratoryjne na modelach fizycznych. Wszystkie te przedsięwzięcia mają na celu uniwersalizację metody. Należy m.in. tak głęboko opanować właściwości metody diagnostycznej opartej na modulacji częstotliwości prądnic oraz umiejętności analizy struktury dynamiki badanego obiektu, aby było możliwe wyznaczenie wstępnych progów diagnostycznych, już z chwilą zapoznania się z dokumentacją konstrukcyjną badanego obiektu. Aby osiągnąć ten cel, zespół autorów musi przeprowadzić jeszcze wiele badań i analiz.

# OPIS METOD FAM-C I FDM-A

## 1.1. Geneza metod

Opracowane w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych bezinwazyjne metody diagnozowania zespołów napędowych FAM-C i FDM-A bazują na analizie parametrów jakości energii elektrycznej wytwarzanej przez prądnicę pokładową sprzężoną mechanicznie z zespołem napędowym. Podstawą metod jest śledzenie modulacji częstotliwości podstawowego źródła zasilania – prądnicy, określanej w opracowaniu jako prądnica-przetwornik. W przypadku metody FDM-A jest to prądnica prądu stałego (DC), a metody FAM-C prądnica prądu przemiennego (AC) lub prądnica tachometryczna, realizująca podstawowe funkcje przetwornika w aspekcie analogowych zmian przebiegu prędkości kątowej par kinematycznych w stosunku do cyfrowego przebiegu zmian częstotliwości chwilowej. Powyższe metody są przedmiotem kilku patentów [30-33, 108, 109].

Przesłanką podjęcia prac nad omawianymi metodami było stwierdzenie w dokumencie normatywnym [258], że przyczyną występowania zmodulowania częstotliwości prądnicy pokładowej prądu przemiennego jest zużycie elementów mechanicznych zespołu napędowego. Zdaniem autorów monografii prawdziwe jest również twierdzenie odwrotne, tzn. że jeżeli zostaną zastosowane odpowiednie metody badania modulacji częstotliwości napięcia wytwarzanego przez prądnicę pokładową, to jest możliwość dokonania oceny stanu technicznego poszczególnych elementów zespołu napędowego, a stąd i stanu zdatności całego układu napędowego.

Metody FAM-C i FDM-A wywodzą się z praktyki eksploatacyjnej oraz analizy literatury z różnych dziedzin nauki i techniki: elektrotechniki, elektromechaniki, mechaniki, teorii sygnałów – są ich swoistą kompilacją, tworzącą nowy sposób pozyskiwania bieżącej informacji o stanie technicznym badanych zespołów napędowych. Wcześniej w procesie eksploatacji statków powietrznych stosowano model kinematyczny zespołu napędowego, a zastosowanie omawianych metod diagno-

stycznych umożliwia przejście do modelu dynamicznego, bazującego na zasadzie zachowania energii, w którym jako przetwornik zastosowano prądnicę pokładową.

Autorzy metod zauważyli, że to, co w literaturze i praktyce eksploatacji zostało zaszeregowane jako szумы i zakłócenia pochodzące od prądnic pokładowych, może być źródłem informacji diagnostycznej. Dotychczas zjawiska związane ze zmodulowaniem częstotliwości napięcia wyjściowego prądnic były traktowane jako „pasożytnicze” zakłócenia płynności prędkości kątowej wirnika prądnicy. Zakłócenia te starano się eliminować lub przynajmniej uwzględnić przy ocenie wyników prowadzonych pomiarów.

W literaturze można znaleźć opracowania opisujące zależności matematyczne pomiędzy wadą montażową prądnic tachometrycznych a zmodulowaniem napięcia wyjściowego. Przedstawione w pracach [361, 362] przybliżone oceny wpływu wad mechanicznych, związanych z mimośrodowością oraz przekoszeniem połączeń wałka napędowego prądnicy z gniazdem napędu, na zmiany poziomu napięcia w zależności od parametru wad nie analizowały wpływu tych wad montażowych na zmiany modulacji częstotliwości prądnicy. Powyższą ocenę uzupełniają jedynie materiały teoretyczne wyników badań eksperymentalnych w postaci widma Fouriera dla modulacji amplitudy napięcia wyjściowego prądniczek tachometrycznych. Szersze spojrzenie na rolę analizy sygnału napięcia wyjściowego prądnicy w diagnostowaniu stanu technicznego poszczególnych jej podzespołów mechanicznych przedstawiają niektóre prace z zakresu elektroenergetyki. W pracy [64] opisano m.in. teorię powiązań dowolnej harmonicznej sygnału wyjściowego prądnicy ze źródłami drgań pochodzącymi od poszczególnych jej elementów konstrukcyjnych, np. uszkodzeniem łożyska tocznego, biciem komutatora, uszkodzeniem łopatki wentylatora, niewyważeniem wirnika, oraz zaproponowano zastosowanie widma Fouriera do modulacji amplitudy napięcia wyjściowego.

W większości opracowań z zakresu elektrotechniki i elektromechaniki przedstawiane są skomplikowane modele matematyczne prądnic, w których na wejściu występuje prędkość kątowa wirnika, uznawana za wartość stałą. Opisywane się również procesy przejściowe prędkości kątowej wirnika prądnicy, jednak nie wiąże się modulacji kątowej prędkości z właściwościami przenoszenia informacji diagnostycznej o stanie technicznym zespołu napędowego. W opisanych pomiarach dynamiki ruchu poszczególnych par kinematycznych, z uwzględnieniem ich znaczenia dla diagnostowania stanu technicznego tych par, nie stosuje się prądnic jako przetwornika prędkości kątowej. Przedstawiany w literaturze opis mechaniki ruchu np. kół zębatach [1, 168, 169] wskazuje na związki pomiędzy wadami kół zębatach (np.: błąd kształtu, błąd podziałki) i kształtem przebiegu prędkości kątowej. W nielicznych opracowaniach udowodniono [1, 85, 229], że na podstawie analizy chwilowych zmian prędkości kątowej elementów wirujących przekładni zębatach

istnieje możliwość określenia błędów wykonawczych badanej pary kół zębatach. Pojawiające się w przekładni zębatej zmodulowania częstotliwościowe i amplitudowe w widmie drgań mogą świadczyć o zużyciu się wieńca koła zębatego w przekładni [173, 185, 229, 300]. W przytoczonych przykładach jako przetwornik zmian prędkości kątowej stosowany jest czujnik fotooptyczny, magnetyczny, piezoelektryczny lub inny, ale nie ma tam nawet wzmianki o możliwości wykorzystania do tego celu prądnicy zamontowanej na stałe jako element zespołu napędowego.

Znaczenie poprawnej pracy łożysk tocznych dla niezawodności zespołów napędowych statków powietrznych jest bezsporne. Zapewniają one ok. 20-krotne zmniejszenie sił tarcia w podporach elementów wirujących w stosunku do łożysk ślizgowych. Współczesne technologie sprawiają, że są tanie w produkcji. Wymagają jednak opieki diagnostycznej – przy odpowiednio dużych luzach promieniowych dochodzi tam do rezonansu, który nie występował w łożyskach ślizgowych.

Wiele informacji dotyczących korzystnych cech modulacji częstotliwości przynoszą w ostatnich latach prace naukowe z dziedziny teorii sygnałów powiązanych z obiektami mechanicznymi. Podkreśla się w nich często konieczność synchronizacji pomiaru wibroakustycznego z badanym obiektem mechanicznym, np. w przekładni zębatej [48, 92, 297]. W rozważaniach dotyczących łożysk tocznych zwraca się uwagę, że jeżeli łożysko toczne będzie poddane udarowi (na skutek zjawisk zewnętrznych albo wewnętrznych spowodowanych znacznym zniekształceniem styku bieżni z elementem tocznym), to elementy toczne zaczną drgać w szerokim paśmie częstotliwości, co można opisać wzorem:

$$x(t) = C(t) \cos[\Theta t + \varphi(t)] \quad (1.1)$$

gdzie:  $C(t)$  – wolnozmienny periodyczny lub losowy proces modulujący amplitudę,  $\varphi(t)$  – szybkozmienny periodyczny lub losowy proces modulujący fazę.

Wibracje te są odzwierciedlane w zmodulowaniu prędkości kątowej wału podpieranego przez dane uszkodzone łożysko. Wprowadzając pojęcie częstotliwości chwilowej jako pochodną po czasie funkcji kąta  $\varphi(x, t)$ , można otrzymać:

$$\omega(t) = d\varphi(t) / dt \quad (1.2)$$

Odzwierciedlenie wady elementu mechanicznego (nie tylko łożyska tocznego) w zmodulowaniu prędkości kątowej jest podstawową ideą przedmiotowej metody diagnostycznej. W metodzie tej zakłada się, że istnieje związek uszkodzenia mechanicznego pary kinematycznej z dewiacją  $\Delta\omega(t)$ . Obserwowana prędkość kątowa

wirowania danego podzespołu mechanicznego składa się z prędkości znamionowej  $\omega_N$  oraz składowej związanej ze wspomnianą dewiacją – co można zapisać:

$$\omega(t) = \omega_N + \Delta\omega(t) \cdot x(t) \quad (1.3)$$

gdzie:  $\Delta\omega(t)$  – dewiacja częstotliwości,  $x(t)$  – funkcja sygnału związanego z uszkodzeniem mechanicznym.

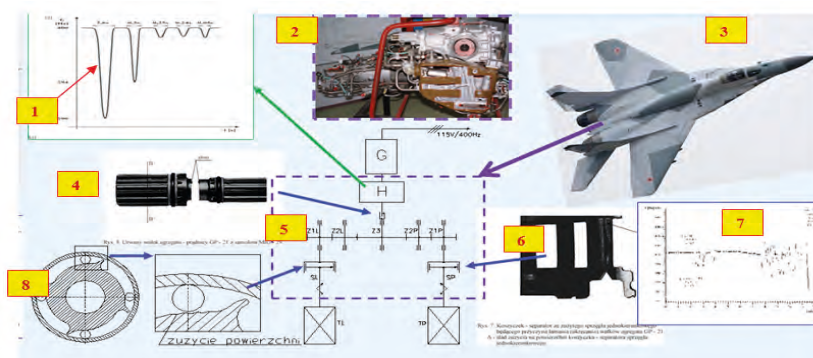
Powyższe zależności można zapisać jako zmodulowania fazowe – zgodnie ze wzorem:

$$\varphi(x, t) = \omega_N t + \Delta\varphi \cdot x(t) \quad (1.4)$$

gdzie:  $\Delta\varphi(t)$  – dewiacja fazy.

Prądnica (pełniąca funkcję przetwornika diagnostycznego) połączona mechanicznie z uszkodzonym podzespołem przekształca zmodulowania prędkości kątowej z jej zmodulowaniami fazowymi w zmodulowania częstotliwości napięcia wyjściowego. Następnie tak zmodulowany przebieg przechodzi przez sieć elektryczną śmigłowca do układu pomiarowego. W układzie pomiarowym odbywa się odzyskiwanie pierwotnego sygnału zmodulowania prędkości kątowej uszkodzonego podzespołu mechanicznego.

Pierwsze badania statku powietrznego metodą diagnostyczną FAM-C przeprowadzono na dwusilnikowym samolocie myśliwskim MiG-29 (rys. 1.1) [154, 158].



**Rys. 1.1.** Wykorzystanie metody FAM-C do diagnozowania sprzęgła jednokierunkowego oraz zapowietrzenia bloku stabilizatora hydraulicznego skrzynki napędów agregatów KSA-2: 1 – przebieg częstotliwości chwilowej dla zapowietrzonego bloku

stabilizatora hydraulicznego; 2 – skrzynka napędu agregatów KSA-2; 3 – sylwetka samolotu MiG-29; 4 – urwany (ukręcony) wałek napędu agregatu GP21 na skutek wahań oscylacyjnych prędkości kątowej; 5 – schemat kinematyczny skrzynki napędu agregatów KSA-2; 6 – uszkodzone okno separatora sprzęgła jednokierunkowego będące przyczyną zerwania więzi kinematycznej tego sprzęgła; 7 – przebieg prędkości obrotowej wału sprzęgła jednokierunkowego po zerwaniu więzi kinematycznej przez uszkodzone sprzęgło jednokierunkowe; 8 – rysunek poglądowy uszkodzenia sprzęgła jednokierunkowego

Na niektórych samolotach MiG-29 [106, s. 75–84] stwierdzono urywanie się (ukręcanie) wałków (rys. 1.1, element 4). Po podłączeniu aparatury pomiarowej stwierdzono, że przed urywaniem powstają liczne oscylacje częstotliwości chwilowej (element 7). Po większej liczbie pomiarów stwierdzono, że istnieją dwie przyczyny:

- a) zrywanie więzi kinematycznej w sprzęgle jednokierunkowym (elementy SL, SP) na skutek uszkodzenia okna separatora (element 6);
- b) zapowietrzenie bloku hydraulicznego (element H).

Na skutek tego powstawały odmienne typy oscylacji obserwowane metodą FAM-C:

- a) zrywanie więzi kinematycznej w sprzęgle jednokierunkowym – powodowało dwukierunkowe (na przemian przyśpieszanie i opóźnianie prędkości kątowej) oscylacje szybkozmiennie (rys. 1.1, element 7), efektem było ukręcenie wałka (element 4), powierzchnia miejsca urwania była płaska z oznakami zmęczeniowego zużycia;
- b) zapowietrzenie bloku hydraulicznego powodowało jednokierunkowe (systematyczne przyhamowywanie, tj. opóźnianie prędkości kątowej) oscylacje szybkozmiennie (element 1), czego efektem było przeciążeniowe ukręcenie wałka (element 4), powierzchnia urwania była pofałdowana.

## 1.2. Podstawa działania metod FAM-C i FDM-A

### 1.2.1. Sposób pomiaru i analizy sygnału z wykorzystaniem prądniczno-przetworników prądu przemiennego

Jak wspomniano wcześniej, podjęcie problematyki było zainspirowane informacją, na którą autorzy natrafili w dokumencie normatywnym [258]. Był to krótki, zdawkowy opis interpretujący przyczynę powstawania modulacji częstotliwości napięcia wyjściowego prądnic pokładowych jako wynik zużycia mechanicznego zespołu napędowego tej prądnicy. Autorzy niniejszej monografii postanowili udo-

wodnić twierdzenie odwrotne – na podstawie zmodulowań częstotliwości otrzymanej z prądnicy pokładowej chcieli identyfikować uszkodzony podzespół mechaniczny i klasyfikować poziom jego zużycia. Wstępna analiza zjawisk sugerowała, że to twierdzenie odwrotne może być prawdziwe, gdyż:

- a) mechaniczne uszkodzenie pary kinematycznej powoduje zakłócenie przebiegu prędkości kątowej (każda para kinematyczna ma swoją składową prędkość znamionową wynikającą ze schematu kinematycznego oraz widmo zakłóceń prędkości kątowej wynikające z jego mechanicznego uszkodzenia),
- b) widma zakłócenia prędkości kątowej od każdej pary kinematycznej są sumowane na wałku prądnicy pokładowej, zsumowane widma są przekazywane na wirnik prądnicy,
- c) wirnik prądnicy współpracujący ze stojanem zachowuje w przebiegu napięcia wyjściowego ww. zsumowane widma zakłóceń przekształcone na zmodulowania częstotliwości i fazy – jednocześnie nadaje „częstotliwość nośną” ( $f_N = 400$  Hz), tak więc prądnica pokładowa przetwarza widma zakłóceń prędkości kątowej na widma modulacji częstotliwości napięcia wyjściowego.

Autorzy wykorzystali naturalną właściwość prądnicy pokładowej: przetwarzanie prędkości kątowej  $\omega_m(t)$  mechanicznego zespołu napędowego na wartość chwilową napięcia wyjściowego  $u_{wy}(t)$ , które można opisać wzorem:

$$u_{wy}(t) = -k_z \frac{d\Phi(t)}{dt} = U_m(t) \sin[\omega_m(t) t p] \quad (1.5)$$

gdzie:  $\Phi(t)$  – strumień magnetyczny od uzwojenia wzbudzenia (zazwyczaj stojana);  $t$  – czas;  $\omega_m(t)$  – prędkość kątowa wirnika prądnicy;  $p$  – liczba biegunów stojana;  $k_z$  – współczynnik konstrukcyjny zależny m.in. od liczby zwojów twornika (zazwyczaj na wirniku);  $U_m$  – amplituda napięcia stabilizowana przez regulator napięcia.

Znając właściwości prądnic uznano, że zakłócenie przebiegu  $\omega_m(t)$  wpłynie na zmiany parametrów napięcia wyjściowego prądnicy: modulacji częstotliwości  $\Delta u_{FM}(t)$ , modulacji fazy  $\Delta u_{PM}(t)$  oraz modulacji amplitudy  $\Delta u_{AM}(t)$ :

$$u_{wy}(t) = u_N(t) + \Delta u_{AM}(t) + \Delta u_{FM}(t) + \Delta u_{PM}(t) + szum \quad (1.6)$$

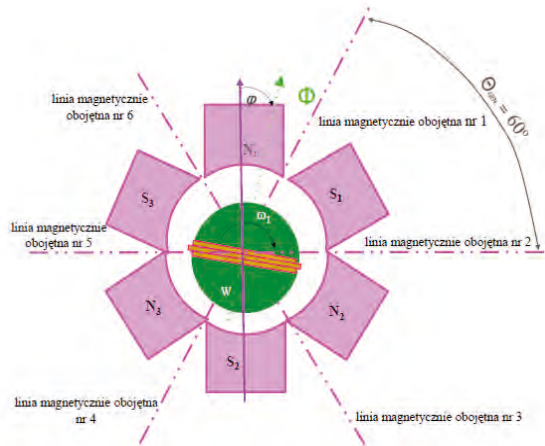
gdzie:  $u_N(t)$  – wartość znamionowa napięcia prądnicy,  $\Delta u_{AM}(t)$  – składowa modulacji amplitudy,  $\Delta u_{FM}(t)$  – składowa modulacji częstotliwości,  $\Delta u_{PM}(t)$  – składowa modulacji fazy,  $szum$  – składowa szumu związana ze zjawiskami: iskrzenia, zakłóceń radiowych, zmianami cieplnymi, zmianami punktu pracy na krzywej magnesowania prądnicy itp.



Tak więc każde zmodulowanie prędkości kątovej  $\omega_m(t)$  na wejściu wałka prądnicy wpłynie na zmiany prędkości kątovej wirnika prądnicy, a to spowoduje zmiany czasu przejścia napięcia indukowanego pomiędzy strefami magnetycznie obojętnymi (rys. 1.2), tj. nastąpi zmodulowanie częstotliwości  $\Delta u_{AM}(t)$  i fazy  $\Delta u_{PM}(t)$  przebiegu napięcia wyjściowego prądnicy  $u_{wy}(t)$  – rys. 1.3, element b. We wcześniejszej praktyce eksploatacyjnej szerokopasmowe oscylacje periodyczne oraz aperiodyczne prędkości kątowych (od poszczególnych par kinematycznych mechanicznego zespołu napędowego) były traktowane jako pasożytnicze – były one filtrowane, a więc de facto przyjmowano:

$$u_{wy}(t) \approx u_N(t) \quad (1.7)$$

Zespół autorów postanowił wykorzystać (dotychczas filtrowane lub ignorowane) składowe szybkozmienne  $[\Delta u_{AM}(t) + \Delta u_{FM}(t) + \Delta u_{PM}(t)]$  jako źródło informacji diagnostycznej o stanie technicznym mechanicznego zespołu napędowego.



**Rys. 1.2.** Schemat poglądowy prądnicy prądu przemiennego

Jako przetwornik wybrano prądnicę pokładową, gdyż:

- prądnice i sieć elektryczna są na każdym statku powietrznym,
- modulacja częstotliwości jest taka sama w każdym punkcie sieci elektrycznej – możliwość przyłączenia aparatury pomiarowej w dowolnym miejscu dowolnie odległym od miejsc zagrożeń,
- niski koszt toru pomiarowego i dozoru,
- modulacje częstotliwości prądnicy pokładowej są w naturalny sposób zsynchronizowane z obiektem badań.

Istotne było utworzenie prostych, szybkich i łatwych w realizacji algorytmów analizy. Najpierw eksperymentowano z obserwacjami zmian widma analizy transformaty Fouriera FFT (*Fast Fourier Transform*) oraz analizy falkowej, w tym analizy synchronicznej [175, 363] z zastosowaniem metody rzędowości przebiegu napięcia wyjściowego prądnicy przy zmianach kontrolowanych uszkodzeń elementów mechanicznych zespołu napędowego. Uzyskane wyniki odznaczały się niską czułością i znacznym poziomem szumów.

Szczególnie wysokie poziomy szumów zaobserwowano dla zużytego zespołu napędowego wywołującego aperiodyczne zmodulowania prędkości kątowej, np. uszkodzenie jednego zęba koła zębatego przekładni mechanicznej. Poza tym badania metodą FFT wymagały znacznego poziomu pamięci komputerowego zespołu pomiarowego (rzędu GB). Aby zmniejszyć poziom zakłóceń postanowiono rejestrować, śledzić i analizować nie cały przebieg napięcia wyjściowego, lecz tylko przyrosty czasu w pobliżu przejścia przez poziom zero [15], gdyż w tym miejscu przebieg quasi-sinusoidalny ma największy gradient zmian napięcia i jest najbardziej odporny na szумы. Dobrano również karty licznikowe (*timer*), przy czym zminimalizowano czas zliczania do jednego okresu, a nawet jednego półokresu przebiegu napięcia, co już było mniej typowe w dotychczasowej technice pomiarowej.

W ten sposób zmierzone przyrosty czasu poddawane były dyskretnej transformacie Fouriera DFT (*Discrete Fourier Transform*). Jednakże pomimo dosyć wyraźnych zmian wysokości prążków, zbiory charakterystyczne wokół podnośnych były rozmyte i łączyły się ze sobą podstawami, a w praktyce często nachodziły na siebie – brak było wyraźnego ich rozdzielenia nawet dla maszyn prostych.

Utrudniało to analizę stanu technicznego i identyfikację zbiorów charakterystycznych z uszkodzonym podzespołem. Niemożliwe było także wykrywanie rezonansów poszczególnych węzłów mechanicznych, gdzie pierwszym efektem jest rozpad zbiorów charakterystycznych na odseparowane podzbiory.

Wszystkie te problemy ulegały zaostrzeniu przy uszkodzeniach mechanicznych odzwierciedlanych nieperiodyczne lub impulsowe zmiany prędkości kątowej.

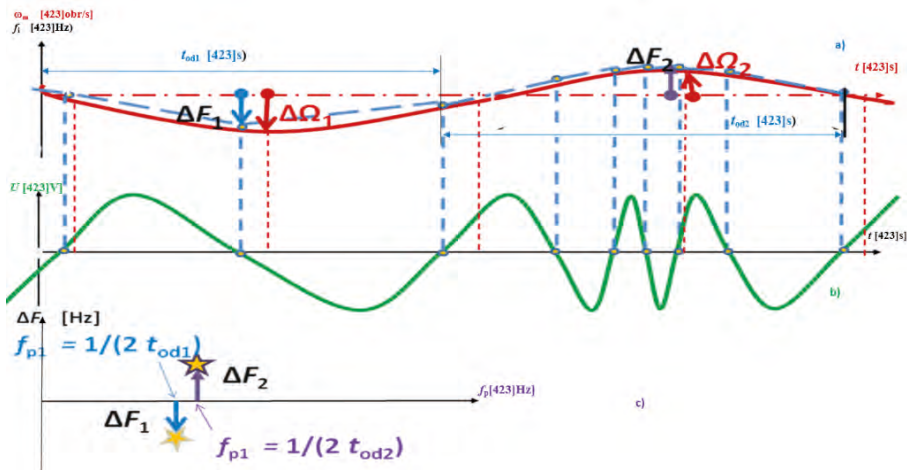
W związku z tym postanowiono stworzyć autorski prosty sposób analizy dynamiki zmian przyrostu przejść przez poziom zerowy poprzez:

- a) utworzenie zbioru podwojonej odwrotności przyrostów czasów przejść przez poziom zerowy – wartości te miały wymiar częstotliwości, które nazwano częstotliwościami chwilowymi i oznaczono jako  $f_i$  – przebieg  $f_i(t)$  odzwierciedla w sposób dyskretny przebieg analogowy zmian prędkości kątowej (rys. 1.3a),
- b) wyznaczenie wartości średniej częstotliwości  $f_{sr}$  dla  $k$  próbek częstotliwości chwilowej (rys. 1.3a):

$$f_{sr} = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^{i=k} f_i \quad (1.8)$$

- c) oznaczenie ekstremów lokalnych przebiegu  $f_i(t)$ , rys. 1.3a, każdemu z tych ekstremów przyporządkowano czas odchylenia od poziomu wartości średniej częstotliwości  $f_{sr}$ . Czas trwania odchylenia oznaczono jako  $t_{od}$ , natomiast wartość amplitudy odchylenia oznaczono jako  $\Delta F$ ,
- d) przeniesienie parametrów każdego ekstremum ( $\frac{1}{2 * t_{od}}$ ,  $\Delta F$ ), rys. 1.3c, na płaszczyznę współrzędnych prostokątnych  $\Delta F = f(f_p)$ , gdzie:

$$f_p = \frac{1}{2 * t_{od}} \quad (1.9)$$



**Rys. 1.3.** Przemiana sygnału wahań prędkości kątowej na zmiany częstotliwości chwilowej napięcia wyjściowego prądnicy – kolejne fazy przekształcania sygnału chwilowej prędkości kątowej (zmodulowanej częstotliwościowo w zależności od stanu technicznego) danego podzespołu mechanicznego w zbiór charakterystyczny odzwierciedlający stan techniczny tego podzespołu: a) przebieg zmian prędkości kątowej wału  $\omega_m = f(t)$  – przedstawiono przykładowo dwa odchylenia tego przebiegu od wartości średniej o wartości  $\Delta\Omega_1$  oraz  $\Delta\Omega_2$  (czerwona linia ciągła); przebieg zmian wartości chwilowej częstotliwości  $f_i = f(t)$  – przedstawiono przykładowo dwa odchylenia tego przebiegu od wartości średniej o wartości  $\Delta F_1$  oraz  $\Delta F_2$  (niebieska linia przerywana);  $t_{od1}$ ;  $t_{od2}$  – czas trwania odchylenia przebiegu częstotliwości chwilowej od częstotliwości średniej; b) przebieg napięcia wyjściowego prądnicy pokładowej  $u = f(t)$  – zmodulowania częstotliwości tego napięcia odzwierciedlają stan techniczny podzespołu mechanicznego (zielona linia ciągła); c) sposób tworzenia punktów charakterystycznych na płaszczyźnie  $\Delta F = f(f_p)$  – każdy punkt odpowiada jednemu odchyleniu przebiegu częstotliwości chwilowej  $f_i = f(t)$  od częstotliwości średniej

Zauważono, że punkty na płaszczyźnie współrzędnych prostokątnych  $\Delta F = f(f_p)$  grupują się w zbiory. Nazwano je zbiorami charakterystycznymi, gdyż każdy z nich charakteryzował – jak dowiodły liczne pomiary – inny podzespół mechaniczny lub inną wadę mechaniczną. Jednocześnie zaobserwowano, że przed awariami podzespołów mechanicznych następowały znaczne zmiany kształtu i położenia tych zbiorów.

Opracowaną metodę rozdzielono na dwie podmetody dla torów pomiarowych opartych na wykorzystaniu:

- prądnicę prądu przemiennego – FAM-C, gdzie FM oznacza zmodulowanie częstotliwości (*Frequency Modulation*), A – prąd przemienny (*AC – Alternating Current*), C – stopień zaawansowania metody,
- prądnicę prądu stałego – FDM-A, gdzie FM oznacza zmodulowanie częstotliwości (*Frequency Modulation*), D prąd stały (*DC – Direct Current*), A – stopień zaawansowania metody.

### 1.2.2. Pomiary częstotliwości chwilowej

W pierwszych konstrukcjach układów pomiarowych FAM-C zaprojektowanych i zrealizowanych przez autorów sposób realizacji pomiaru opracowano samodzielnie, na podstawie intuicji oraz prób i błędów. Po przestudiowaniu odpowiedniej literatury okazało się, że sposób ten można przyporządkować do pomiarów częstotliwości metodą pośrednią. Metoda pomiaru pośredniego jest znana i stosowana w:

1. klasycznej technice pomiarowej od lat 80 w niektórych typach częstotliciomierzy cyfrowych [100, 314, 339] w pomiarach elektrycznych i elektroenergetycznych;
2. w technice diagnostycznej TTM (*Tip Timing Method*) [329, 353, 354].

Sposób pomiaru w tych aplikacjach różni się jednak pewnymi szczegółami od sposobu pomiaru FAM-C:

1. W klasycznej technice pomiarowej przebiegów elektrycznych mierzone są czasy trwania okresów, po czym zliczana jest częstotliwość w pewnym oknie czasowym zwykle obejmującym od kilku do kilkadziesiąt okresów. W metodzie FAM-C okno czasowe jest synchronicznie dostosowane do czasu trwania półokresu – mierzony jest przyrost czasu pomiędzy kolejnymi przejściami przez poziom zero i jednocześnie na bieżąco obliczana jest częstotliwość chwilowa jako odwrotność podwojonego czasu trwania przyrostu. W ten sposób w metodzie FAM-C otrzymuje się ciąg częstotliwości chwilowych:

$$f_i(t) = \left\{ \frac{1}{2\Delta t_{c1}} ; f_2 = \frac{1}{2\Delta t_{c2}} ; f_3 = \frac{1}{2\Delta t_{c3}} ; \dots ; f_n = \frac{1}{2\Delta t_{cn1}} \right\} \quad (1.10)$$

2. W technice diagnostycznej TTM z kolei sposób analizy jest analogiczny do FAM-C (pomimo że obie techniki rozwijały się niezależnie), lecz całkiem odmienny jest sposób powstawania sygnału:
- w metodzie FAM-C na wyjściu prądnicy istnieje sinusoidalny przebieg napięcia generowany przez uzwojenia wirnika zamontowane na sztywnym zębie w momencie jego przemieszczenia się pod krawędzią sztywnego nabiegunnika [154];
  - w TTM, np. w systemie SNDŁ [328, 329, 353, 354], proces zliczania przyrostów czasu (pomiędzy przejściami przez poziom zero) jest obciążony błędami niestabilności.

### 1.2.3. Sposób tworzenia punktów na płaszczyźnie ( $f_p, \Delta F$ )

W wyniku obserwacji częstotliwości chwilowych (rys. 1.4) można zauważyć, że przyjmują one formę oscylacji wokół pewnej częstotliwości, która jest w przybliżeniu równa średniej arytmetycznej tych częstotliwości chwilowych:

$$f_{sr} = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^{i=n} f_i \quad (1.11)$$

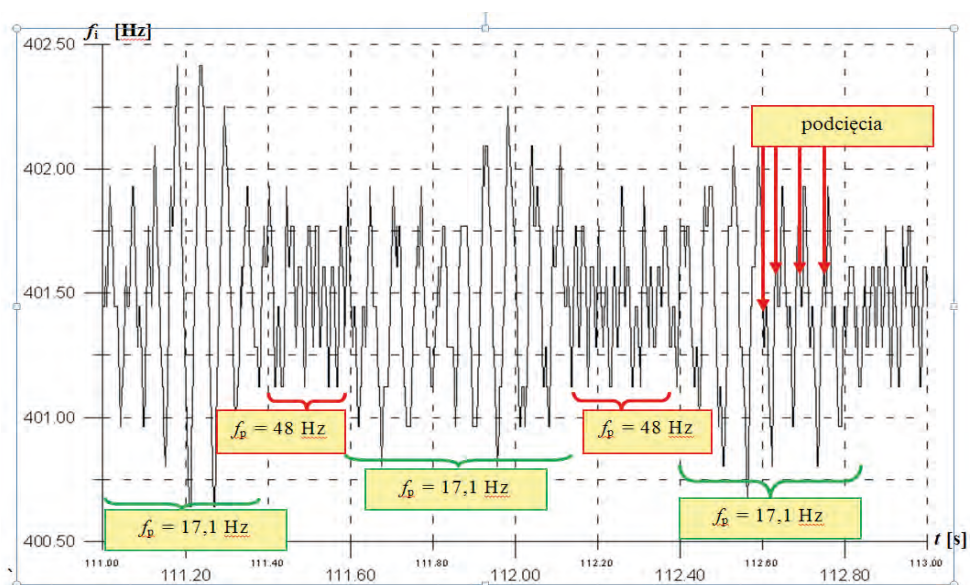
Wieloletnie obserwacje diagnostyczne zespołów napędowych [153, 154, 158, 163] wykazały związki pomiędzy parametrami przebiegu częstotliwości a zużyciem elementów zespołu napędowego, np. zwiększenie wartości luzów podpory łożyskowej powoduje zwiększenie amplitudy wahań przebiegu częstotliwości chwilowej o okresie wahań równym odwrotności wartości znamionowej prędkości kątowej łożyskowanego wału. Taka analiza była jednak bardzo pracochłonna. Występowały trudności w identyfikacji uszkodzonych elementów, jeżeli pojawiało się kilka uszkodzeń jednocześnie. Dlatego też, postanowiono zmiany amplitudy odchylenia częstotliwości chwilowej oraz okres wahań przedstawić na płaszczyźnie współrzędnych prostokątnych ( $f_p, \Delta F$ ). Na osi 0-x odłożono wartość częstotliwości modulującej  $f_p$  generowanej przez poszczególne pary kinematyczne badanego zespołu napędowego, zaś na osi 0-y wartości amplitudy  $\Delta F$ .

Odkładając na płaszczyźnie ( $f_p, \Delta F$ ) punkty o współrzędnych będących parametrami kolejnych odchylenia, czyli (np. wg rys. 1.3b „odchylenia ujemnego”):

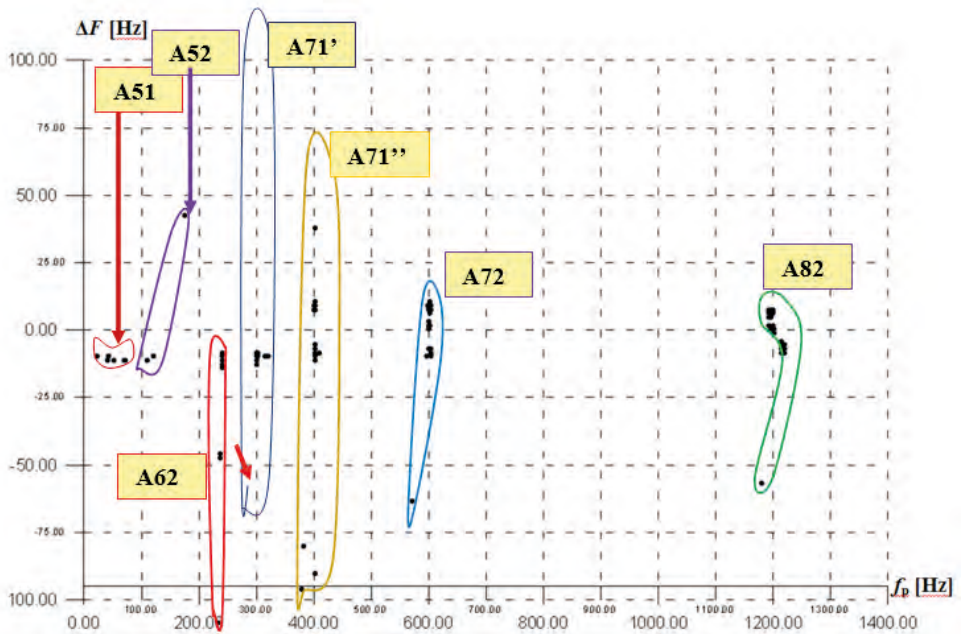
- $\Delta F_1$ , tj. ekstremalną wartość odchylenia częstotliwości chwilowej od częstotliwości średniej,
- $f_{pj}$ , zwaną dalej częstotliwością procesu mechanicznego, obliczaną jako odwrotność podwojonej wartości czasu trwania  $j$ -go odchylenia  $\Delta t_{odj}$  częstotliwości chwilowej od poziomu odniesienia (zazwyczaj poziomu częstotliwości średniej  $f_{st}$ ), czyli:

$$f_{pj} = \frac{1}{2 \cdot \Delta t_{odj}} \quad (1.12)$$

otrzymuje się kolejne punkty charakterystyczne przedstawione na rys. 1.3c oraz 1.4. Kolejne punkty o współrzędnych  $(f_{pj}, \Delta F_j)$  otrzymywane z pomiaru tworzą zbiory charakterystyczne – przykład takich zbiorów przedstawiono na rys. 1.3c oraz 1.5.



**Rys. 1.4.** Przebieg częstotliwości chwilowej otrzymanej metodą FAM-C z kanału pomiarowego 1x115 V, 400 Hz śmigłowca Mi-24 – widoczne znaczne zmiany pulsacji częstotliwości  $f_p$  z 17,1 Hz do 48 Hz oraz podcięcia



**Rys. 1.5.** Zbiory charakterystyczne otrzymane metodą FAM-C z kanału pomiarowego 3x200 V, 400 Hz śmigłowca Mi-24: A51, A52 – wału pośredniczącego, tj. wału wewnętrznego (pośredniczącego w przenoszeniu mocy mechanicznej) w SNA w kierunku śmigła ogonowego, A62 – tarczy sterującej, A71 – łożyska S1 w SNA podtrzymującego wał wyjściowy, A72 – łożyska I2 w WR-24, A82 – łożyska I3 w przekładni głównej WR-24

W miarę wdrażania metody do eksploatacji różnych statków powietrznych autorzy stwierdzili wyraźne zapotrzebowanie na wielowektorowe monitorowanie zespołu napędowego z uwagi na konieczność eksploatacji mechanicznych zespołów napędowych powyżej okresu rewersowego wyznaczonego przez producenta. Eksploatacja statków powietrznych według stanu technicznego, wynikająca z ogólnościowych trendów, postawiła przed metodą nowe wyzwania – nie wystarczało już obserwowanie podzespołu wskazanego przez użytkownika, jak we wcześniejszym okresie.

W celu sprostania zadaniom wielowektorowego monitorowania elementów – opracowano i wdrożono procedury sterowania pasmem obserwowalności systemu pomiarowego. Ukazały się wówczas liczne zbiory charakterystyczne, które nie mogły być zidentyfikowane według dotychczasowych zasad w oparciu o schemat kinematyczny zespołu napędowego – stało się to możliwe dopiero po uwzględnieniu modelu dynamicznego opartego na zasadzie zachowania energii.

W obu modelach wykorzystuje się prądnicę pokładową jako przetwornik. Została ona zaprojektowana przez konstruktora do przetwarzania energii mechanicznej na elektryczną. Wykorzystano produkt „uboczny” tego przetwarzania w postaci modulacji częstotliwości i fazy napięcia wyjściowego. Modulacja ta odzwierciedla dynamikę elementów zespołu napędowego, które wykazują wahania prędkości kątowej proporcjonalnie do zużycia. Wirnik prądnicy jest sumatorem widma składowych wahań elementów mechanicznego zespołu napędowego, stąd wyrażenie na prędkość kątową  $\omega_m$  poszczególnych podzespołów (modów) [58, 196, 229, 275, 306, 354] badanego mechanicznego zespołu napędowego:

$$\omega_m(t) = \bigcup_{j=1}^{j=m} [\omega_{Nj} \pm \Delta\omega_j(t)] \quad (1.13)$$

gdzie:  $\omega_{Nj}$  – znamionowa wartość prędkości kątowej *j-go* podzespołu (modu);  $\Delta\omega_j$  – zakłócenie prędkości kątowej związane z uszkodzeniem mechanicznym *j-go* podzespołu (modu);  $m$  – liczba podzespołów (modów).

Ze względu na to, że wartość napięcia wyjściowego prądnicy pokładowej jest funkcją prędkości kątowej, napięcie wyjściowe obserwowane na wyjściu prądnicy pokładowej, oprócz wartości znamionowej, wykazuje zmodulowania amplitudowe, częstotliwościowe i fazowe oraz szum (1.6). Do monitorowania stanu technicznego modów mechanicznego zespołu napędowego wybrano modulacje częstotliwości i modulacje fazy jako najbardziej odporne na zakłócenia. Z ich parametrów, po odpowiedniej detekcji, otrzymano dane o stanie technicznym poszczególnych elementów mechanicznych (modów) zespołu napędowego.

Dynamika zmian modulacji częstotliwości i fazy jest taka sama we wszystkich punktach sieci, więc pomiar FAM-C lub FDM-A może się odbywać w dowolnym, bezpiecznym i dogodnym ergonomicznie dla diagnosty punkcie pokładowej sieci elektrycznej. Zazwyczaj wybierane są miejsca oddalone od rejonów niebezpiecznych dla zdrowia i życia personelu, jak np. strefa gorąca silnika. Jest to metoda tania, nieingerencyjna i bezpieczna. Wykorzystując naturalną dla prądnic pokładowych synchronizację fazy zmodulowań napięcia wyjściowego ze zmianami prędkości kątowej elementów mechanicznych, metoda FAM-C ma wysoką czułość i rozdzielczość.

Metoda ta wymaga jednocześnie znacznej praktyki i wiedzy zarówno o badanym mechanicznym zespole napędowym (o jego budowie, jak też o tribologii, teorii łożysk tocznych, dynamice ruchu podzespołów, teorii drgań), jak i o torze pomiarowym.

Obecnie, w zastosowaniach praktycznych pomiary wykonywane są tylko dla stanów ustalonych prędkości zespołu napędowego oraz stanów ustalonych obciążenia



prądnicy. Ponadto poziom obciążenia prądnicy powinien zapewniać punkt pracy na quasi-prostoliniowej części charakterystyki magnesowania. Przekroczenie tego warunku, np. na skutek zwiększenia obciążenia prądnicy, i wejście na krzywoliniową część charakterystyki magnesowania spowoduje powstanie nieparzystych harmonicznych napięcia wyjściowego, które mogą być przyczyną „fałszywych” zbiorów charakterystycznych o częstotliwościach nośnych równych nieparzystej krotności częstotliwości nośnej  $j$ -go zbioru charakterystycznego.

Zatem, wyrażenie na prędkość kątową  $\omega_m$  poszczególnych podzespołów (modów) badanego mechanicznego zespołu napędowego przedstawionego wzorem (1.13) zostałyby rozbudowane do postaci:

$$\omega_m(t) = \bigcup_{j=1}^{j=m} \{[\omega_{N_j} \pm \Delta\omega_j(t)] - [\omega_{3N_j} \pm \Delta\omega_j(t)] + [\omega_{5N_j} \pm \Delta\omega_j(t)] + \dots\} \quad (1.14)$$

Z teoretycznego punktu widzenia wszystkie tego rodzaju harmoniczne mogłyby być zidentyfikowane, jednakże analiza zbiorów charakterystycznych o znacznej liczbie modów składowych byłaby bardzo pracochłonna i mogłyby powstawać błędy oceny diagnostycznej.

W metodach FAM-C i FDM-A rolę obserwatora stanu technicznego mechanicznego zespołu napędowego (silnik z podporami łożyskowymi + elementy transmisji mocy mechanicznej + odbiorniki energii mechanicznej) odgrywa prądnica pokładowa prądu przemiennego lub prądu stałego. Pod kątem pomiarowym FAM-C i FDM-A bazują na metodzie pośredniej pomiaru częstotliwości (przedefiniowanej do czasu zliczania równego czasowi trwania półokresu) oraz pomiaru czasu powtarzania impulsów stosowanej w metrologii i w technice TTM. Należy zauważyć, iż żadna ze znanych dotychczas aplikacji metod diagnostycznych oparta na koncepcji TTM nie wykorzystuje jednak prądnicy pokładowej jako przetwornika diagnostycznego – jest to autorski oryginalny pomysł. Co więcej, w TTM stosuje się czujniki (reluktancyjne, optyczne, wiropądowe, pojemnościowe, mikrofalowe), przyporządkowane do poszczególnych (pojedynczych) podzespołów mechanicznych, co powoduje ingerencję w strukturę badanego zespołu i wymaga montażu znacznej liczby czujników i sieci pomiarowej. W metodach FAM-C i FDM-A prądnice nie są przyporządkowane do poszczególnych podzespołów, tylko do całego zespołu napędowego, czyli jedna prądnica pokładowa może dostarczyć w tym samym czasie danych o stanie technicznym wielu par kinematycznych. Świadczy to o uniwersalizmie opracowanej metody.

Każdy typ prądnicy, w zależności od konstrukcji, ma swoje pasmo obserwowalności, zależne od:

- a) konstrukcji prądnicy (liczba zębów wirnika, liczba nabiegowników stojana),
- b) sprężystości i bezwładności wirnika prądnicy,

- c) częstotliwości generatora podstawy czasu (próbkiwanie wtórne),
- d) konfiguracji fazowej pobierania sygnału z prądnicy,
- e) sposobu zliczania przejść napięcia prądnicy przez poziom zero (zliczanie pełnookresowe, zliczanie półokresowe).

Węzły mechaniczne, zwłaszcza lotniczych zespołów napędowych, generują zmodulowania prędkości kątowej o bardzo zróżnicowanych pasmach (zróżnicowane wartości częstotliwości znamionowej, jak również zróżnicowane szerokości pasma zakłóceń). Dlatego też pojedyncza prądnica jest w stanie objąć swoim pasmem obserwowalności tylko część z tych węzłów mechanicznych. Zazwyczaj prądnice prądu przemiennego mają pasmo obserwowalności dla niższych częstotliwości, zaś prądnice prądu stałego dla wyższych. Aby zwiększyć możliwości monitorowania większej liczby węzłów mechanicznych danego zespołu napędowego, zaproponowano wykonywanie pomiarów diagnostycznych za pomocą kilku typów prądnic pokładowych równocześnie.

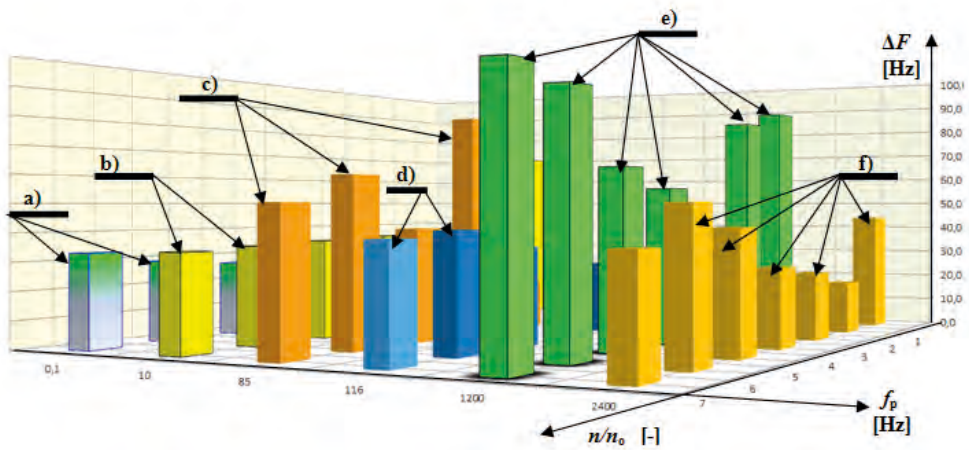
Ponadto jednocześnie wykorzystano kanały pomiarowe pobierające sygnał wyjściowy z tej samej prądnicy prądu przemiennego o różnych konfiguracjach fazowych – w tym celu zastosowano pomiary wielofazowe. Polegały one na rzutowaniu napięć fazowych na jedną oś czasu. W ten sposób przeprowadzono zmianę pasma obserwowalności danej prądnicy, tj. im więcej faz, tym pasmo obserwowalności kanału pomiarowego wielofazowego przesuwają się w kierunku wyższych częstotliwości, w stosunku do kanału pomiarowego jednofazowego. Wykorzystywanie sygnałów z kilku prądnic jednocześnie oraz zmiana konfiguracji fazowej umożliwiły sterowanie pasmem obserwowalności. Dzięki temu zwiększyła się liczba monitorowanych podzespołów mechanicznych (liczba par kinematycznych).

Prądnica pokładowa odzwierciedla przebieg zmian prędkości kątowych poszczególnych par kinematycznych zespołu napędowego synchronicznie, co umożliwia uzyskanie znacznie wyższych czułości i rozdzielczości przetwarzania niż w innych metodach diagnostycznych opartych na TTM. Zauważmy, że synchronizm pomiędzy fazą drgań podzespołu mechanicznego a zmodulowaniami fazowymi napięcia wyjściowego prądnicy daje możliwość synchronicznych obserwacji zjawisk zachodzących pomiędzy podzespołami mechanicznymi zespołu napędowego. Dodatkowo, nabiegunki stojana i żłobki wirnika mają inną podziałkę kątową, co tworzy swoisty noniusz prądnicy i dodatkowo zwiększa rozdzielczość.

Metodami FAM-C i FDM-A można określić stan techniczny i związaną z nim tzw. dobroć mechaniczną poszczególnych węzłów mechanicznych zespołu napędowego. W związku z tym można wykryć zarówno lokalne, jak i strukturalne rezonanse. W opracowaniu [154] zostały przedstawione zarówno wzorce różnych typów uszkodzeń mechanicznych, jak i ich odzwierciedlenia uzyskane metodami FAM-C i FDM-A. Zostały one posegregowane według systematyki teorii sygnałów na:

- periodyczne wąskopasmowe,
- periodyczne szerokopasmowe,
- quasi-impulsowe.

W niniejszej pracy dużo miejsca poświęcono autorskim osiągnięciom w diagnozowaniu łożysk tocznych metodami FAM-C i FDMA na podstawie parametrów otrzymanych z prądnic pokładowych i weryfikacji mechanicznej: w oparciu o cztery modele zużycia tribologicznego [154] przedstawiono systematykę rozpoznania modelu zużycia tribologicznego łożyska tocznego i kryteria oceny jego stanu technicznego, w tym kryteria graniczne dla stanu rezonansowego pojedynczego łożyska określone wartością dobroci mechanicznej.



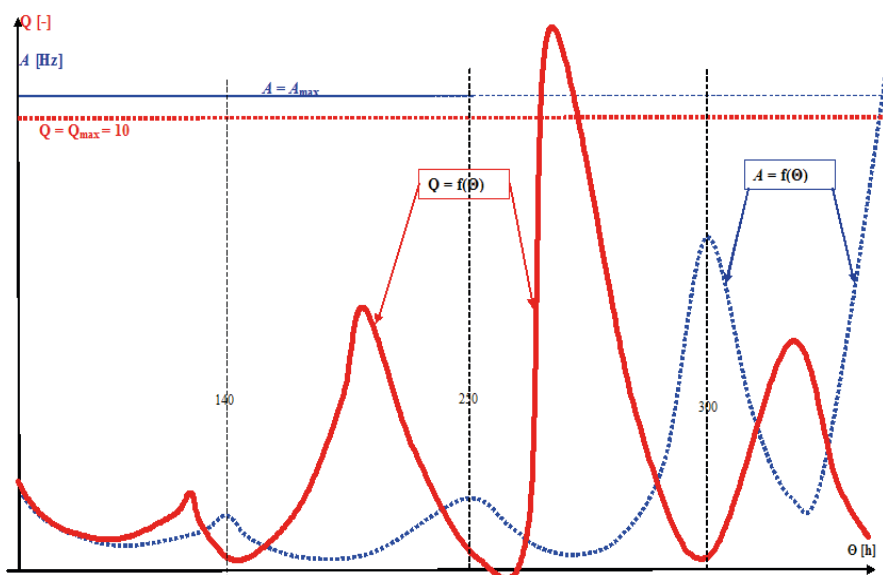
**Rys. 1.6.** Zbiory charakterystyczne w przestrzeni 3-wymiarowej ( $f_p$ ,  $n$ ,  $\Delta F$ ) dla typowych uszkodzeń zespołu napędowego samolotu MiG-29, gdzie: a) zapowietrzenie bloku hydraulicznego; b) nadmierne zużycie sprzęgła jednokierunkowego; c) przekoszenie wału sprężarki względem wału turbiny; d) nadmierny luz łączny wału głównego silnika; e) stan techniczny łożyska przedniej podpory; f) stan techniczny łożyska środkowej podpory; 1fAC – pomiar FAM-C jednofazowy 1 x 115 V, 400 Hz; 3fAC – pomiar FAM-C trójfazowy; DC(FDM-A) – pomiar FDM-A

Dla zagadnień związanych z długookresowymi procesami tribologicznymi łożysk tocznych wprowadzono także czwartą oś – czasu eksploatacji  $\theta$  [h] (rys. 1.7). Dzięki wprowadzeniu tej osi możliwa była analiza na obiektach rzeczywistych:

- a) dynamiki zmian poszczególnych parametrów związanych ze zużyciem łożyska – możliwość racjonalnego prognozowania osiągnięcia poziomu granicznego zużycia w czasie eksploatacji,
- b) zmian rodzaju modelu tribologicznego oraz okresowość tych zmian (rys. 1.7).

Metody FAM-C i FDM-A mogą być cennym uzupełnieniem dotychczas stosowanych metod wibroakustycznych, a w przyszłości mogą stać się wiodące w badaniach diagnostycznych z uwagi na synchronizm sygnałów oraz odporność na zakłócenia wibroakustyczne. Są łatwe do automatyzacji i przetwarzania komputerowego, gdyż z prądnicy pokładowej pobierany jest sygnał dyskretny. Łatwo więc można konstruować pokładowe i naziemne systemy diagnostyczne oraz systemy ostrzegania i alarmowania o zagrożeniu struktury mechanicznej zespołu napędowego w oparciu o ogólnie dostępną elektroniczną technologię cyfrową.

FAM-C i FDM-A mogą być stosowane do wszystkich rodzajów zespołów napędowych, sprzężonych strukturalnie z prądnicą prądu stałego albo przemiennego, prądniczką tachometryczną lub czujnikiem ruchu z wyjściem napięciowym. Urządzenie pomiarowe bazujące na tych metodach może być przyłączone do dowolnego punktu sieci elektroenergetycznej – zmodulowania częstotliwościowe nie zmieniają bowiem swych parametrów w czasie dyssypacji energii elektrycznej pomiędzy źródłem zmodulowań a punktem pomiaru. Jest to istotny aspekt ergonomiczny i ekonomiczny, zwiększający możliwość zastosowania tych metod do diagnozowania miejsc niebezpiecznych lub trudno dostępnych. Ponadto, metody FAM-C i FDM-A nie wymagają żadnych dodatkowych czujników – są dzięki temu szybkie w przygotowaniu badania i nieingerencyjne w działaniu.



**Rys. 1.7.** Zmiany dobroci  $Q$  oraz wysokości zbiorów charakterystycznych  $A$  w funkcji godzin nalotu  $\Theta$  w długim okresie monitorowania środkowej podpory łożyskowej silnika SO-3 metodą FDM-A

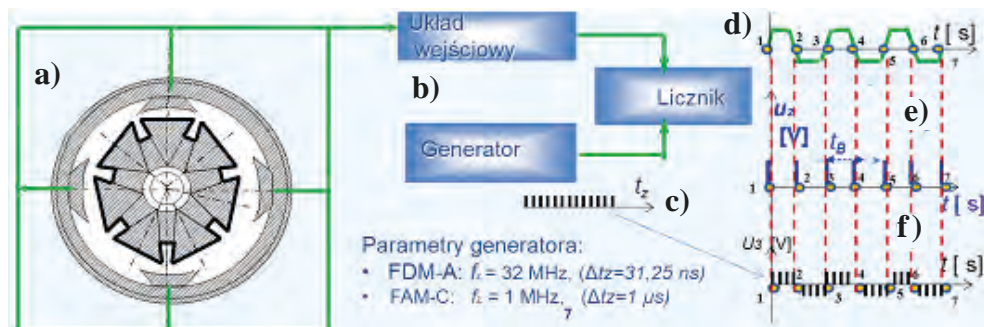
## WŁAŚCIWOŚCI METROLOGICZNE METOD FAM-C I FDM-A

### 2.1. Informacje ogólne

Do pomiaru częstotliwości chwilowej w metodach FAM-C i FDM-A zastosowano metodę pośrednią [6, 8, 13], czyli zliczanie czasu trwania pomiędzy kolejnymi przejściami przez poziom zero przebiegu napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika i obliczanie ciągu częstotliwości chwilowych zgodnie ze wzorem (1.10). Z uwagi na opóźnienie działania układu pomiarowego występują błędy odwzorowania. Opóźnienie to zależy od stromości zbocza przebiegu napięcia wyjściowego prądnicy i często jest nazywane błędem komparatora [100]. W przypadku wzmocnienia sygnału wyjściowego prądnicy-przetwornika błąd komparatora ulega zmniejszeniu. Z uwagi na powyższe aparatura FDM-A (przystawka elektroniczna prądu stałego) ma w swej strukturze wzmacniacz napięciowy. Prądnicą (przetwornik) prądu stałego generuje składową pulsacji prądu stałego o wartości amplitudy  $U_{pp} = 0,2 \div 2,1$  V. Dla porównania, lotnicza prądnicą-przetwornik prądu przemiennego generuje napięcie międzyfazowe prądu przemiennego  $U_{RMS} = 200$  V, czyli  $U_{pp} = 560$  V. Dlatego też, dla „wyrównania szans”, sygnał składowej pulsacji dla prądnicy (przetwornika) prądu stałego powinien być silnie wzmocniony.

Do właściwego pomiaru kąta przesunięcia fazowego niezbędny jest tylko odcinek przebiegu w pobliżu wartości zerowej. Dlatego na wejściu każdego wzmacniacza stosuje się równoległy, diodowy układ obcinania przebiegu napięciowego.

Struktura układu pomiarowego jednokanałowego została przedstawiona na rys. 2.1 [11].



**Rys. 2.1.** Sposób pomiaru FAM-C i FDM-A: a) prądnica-przetwornik, b) uproszczony schemat blokowy układu pomiarowego, c) impulsy szpilkowe zegara podstawy czasu o częstotliwości  $f_z$  wytwarzane w generatorze, d) przebieg napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika po obciążeniu przez układ diodowy (w bloku układu wejściowego), e) impulsy generowane przez komparator przejścia przez zero, f) paczki impulsów (impulsy podawane z generatora o częstotliwości  $f_z$ )

Na wejściu występuje blok standaryzacji sygnału napięcia (rys. 2.1b), w którym tworzy się przebieg napięcia quasi-prostokątny o niskim poziomie napięcia (ok. 0,1 V) – rys. 2.1d. Dzięki temu też zmniejsza się poziom szumów [355÷357]. Komparator reaguje na opadanie lub wzrost czoła impulsu quasi-prostokątnego [15]. Jeżeli na wejściu komparatora pojawia się impuls quasi-prostokątny, to w momencie pojawienia się zbocza opadającego lub narastającego na wyjściu komparatora (będącego odmianą rzeczywistego układu różniczkującego) pojawia się impuls szpilkowy. Zbocze narastające lub opadające jest w miejscu przejścia pierwotnego sygnału napięcia wyjściowego prądnicy przez poziom zero – w ten sposób odbywa się też znakowanie przejścia sinusoidy napięcia wyjściowego prądnicy przez poziom zero (rys. 2.1e).

Następnie odbywa się pomiar częstotliwości chwilowej metodą pośrednią – impulsy szpilkowe (znakujące przejścia sinusoidy napięcia wyjściowego prądnicy przez poziom zero) kolejno uruchamiają i zamykają ciąg impulsów szpilkowych generatora podstawy czasu (częstotliwość generatora podstawy czasu jest stabilizowana kwarcowo i ma wartość ustawianą w zależności od żądanej rozdzielczości, rzędu od 1 MHz do 33 MHz). W ten sposób uzyskane grupy impulsów są miernikiem przyrostów czasu i są podawane do komputera pomiarowego, który przelicza je na częstotliwości chwilowe. Do uzyskania zbiorów charakterystycznych niezbędne jest obliczenie częstotliwości średniej. Następnie odbywa się wirtualne tworzenie zbiorów charakterystycznych – blok poszukiwania ekstremów odchyień oraz blok obliczania czasów trwania odchyień.

Kolejnym etapem jest automatyczne porównanie wysokości zbiorów charakterystycznych uzyskanych z pomiaru z zestawem parametrów wzorcowych – realizuje to blok wypracowania sygnałów diagnostycznych. Końcowym etapem jest archiwizowanie danych i ich wizualizacja dla użytkownika. Archiwizowanie odbywa się poprzez zapisanie danych do pamięci wewnętrznej. Wizualizacja przebiega w formie sygnalizacji klasyfikacji diagnostycznej najbardziej zużytych podzespołów mechanicznych wraz z identyfikacją (przyporządkowaniem do poszczególnych podzespołów mechanicznych). Przerzucenie danych z pamięci wewnętrznej do stacjonarnej bazy danych użytkownika umożliwia śledzenie długotrwałych trendów zużycia poszczególnych węzłów statku powietrznego.

Natomiast sygnalizacja klasyfikacji diagnostycznej poszczególnych podzespołów umożliwia natychmiastową decyzję użytkownika o dopuszczeniu śmigłowca lub samolotu do lotów lub, w uzasadnionych przypadkach, wstrzymanie wylotu i podjęcie bieżących środków zaradczych: wymianę podzespołu lub całego zespołu napędowego [11]. W metodach FAM-C i FDM-A, podobnie jak w TTM, próbkowanie wtórne realizowane jest przez układ komparacji w tzw. przystawce elektronicznej (układ elektroniczny kondycjonowania sygnałów) oraz zegar podstawy czasu karty licznikowej. Jest to klasyczny sposób próbkowania, opisany w licznych opracowaniach na temat TTM.

Z kolei, w radiotechnice w podobny sposób realizuje się pomiar czasu trwania powrotu sygnału radiowysokościomierzy i dalmierzy impulsowych [182]. Natomiast w opracowaniach z dziedziny elektrotechniki pojawiają się opisy próbkowania przebiegu analogowego, np. napięcia prądnicy, i ewentualnie cyfrowego odtwarzania jego amplitudy. Rozważane są wówczas liczne parametry błędów, np. błąd kształtu odtworzonego sygnału, błąd od zakłóceń radiowych itp. [4, 19, 36, 39, 121, 122, 144, 277, 311, 313, 321, 355, 356].

W przypadku aplikacji metod FAM-C i FDM-A przedmiotem zainteresowania nie jest przebieg zmian amplitudy napięcia prądnicy, lecz jej częstotliwość chwilowa określona wzorem (1.10). Odzwierciedlenie historii tych kolejnych położań umożliwia wtórne, cyfrowe odtworzenie przebiegu zmian prędkości kątowej poszczególnych ogniw kinematycznych badanego zespołu napędowego.

Z uwagi na specyfikę pozyskiwania i obróbki sygnału wejściowego (przebiegu napięcia prądnicy) na przebieg częstotliwości chwilowej należy omówić stosowane sposoby elektronicznej obróbki sygnału – umożliwi to wytłumaczenie błędów systematycznych i aparaturowych popełnianych podczas próbkowania wtórnego.

Próbkowanie wtórne jest realizowane w typowy dla TTM sposób, poprzez zliczanie liczby impulsów  $f_s$  zegara podstawy czasu pomiędzy kolejnymi przejściami przez zero przebiegu napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika. Prądnica-przetwornik wcześniej (w próbkowaniu pierwotnym, tj. elektromaszynowym) dokonała

dyskretyzacji spektrum zmian modulacji mechanicznych dozorowanego zespołu napędowego i zakodowała je w postaci zmian przyrostów czasu przejścia przez poziom zero. Próbkowanie elektromaszynowe ma wiele zalet, z których za najważniejszą należy uznać synchronizm zjawisk mechanicznych z elektrycznymi. Z kolei, próbkowanie wtórne ma na celu określenie tych zmian i ich przetransponowanie w sposób zrozumiały dla maszyny cyfrowej. W czasie tego przetwarzania dochodzi do pewnego drżenia fazy stref magnetycznie obojętnych względem fazy sygnału pierwotnego (wahań prędkości kątowej). Przyczyną są luzy i drgania sprężyste wałów i innych elementów mechanicznych pomiędzy obserwowanym podzespołem mechanicznym a prądnicą-przetwornikiem. Drgania fazy wbrew pozorom tylko poprawiają możliwość obserwowania zjawisk mechanicznych (np. wykrywanie wysokoczęstotliwościowych impulsów szpilkowych) powyżej częstotliwości górnej pasma obserwowalności danego podzespołu mechanicznego przez daną prądnicę-przetwornik, co wynika z teorii o próbkowaniu nierównomiernym [318].

Obecnie stosowane jest próbkowanie równomierne, które nie jest zsynchronizowane z przebiegiem napięcia prądnicy-przetwornika. Jednakże w przyszłości korzystne byłoby, gdyby podczas chwilowego zwiększenia częstotliwości (w stosunku do częstotliwości znamionowej) częstotliwość zegara podstawy czasu  $f_s$  ulegała zwiększaniu [215, s. 25] i odwrotnie.

W ten sposób wyrównałby się błąd hiperbolicznej zależności pomiędzy przyrostami czasu a częstotliwością:

$$f_{ik} = \frac{1}{\zeta_s + \Delta t_i} \quad (2.1)$$

gdzie:  $\zeta_s$  – oscylacja fazy impulsów zegara podstawy czasu,  $\Delta t_i$  – przyrost czasu pomiędzy kolejnymi przejściami przez poziom zero napięcia prądnicy-przetwornika określany liczbą impulsów zegara podstawy czasu.

## 2.2. Wybrane zagadnienia z teorii i praktyki pomiaru częstotliwości

### 2.2.1. Techniki pomiaru częstotliwości

Pomiary mogą być wykonywane techniką analogową albo cyfrową [146, 214].

1. Technika analogowa charakteryzuje się:
  - a) ciągłością pomiaru – w każdej chwili jest dostępna informacja o obserwowanych zjawiskach,
  - b) stosunkowo niską dokładnością.



2. Technika cyfrowa charakteryzuje się dyskretnym, tj. nieciągłym pomiarem – w pewnych odstępach czasowych (pomiędzy próbkowaniami nie ma informacji o obserwowanych zjawiskach), ma jednak wiele zalet:

- a) dużą szybkość działania,
- b) wysoką dokładność,
- c) łatwość przestrajania całej struktury układu poprzez wczytanie nowego algorytmu (w strukturze analogowej należałoby wymieniać całe bloki funkcjonalne, a wcześniej należało je zaprojektować i wykonać oraz przeprowadzić długotrwałe badania odpornościowe i wytrzymałościowe).

Wadą pomiaru cyfrowego jest brak informacji metrologicznej pomiędzy próbkowaniami. Jednak z uwagi na jego zalety, obecnie coraz częściej do pomiarów parametrów amplitudy i fazy stosuje się układy cyfrowe. Ich filozofia działania polega na pomiarze cyfrowym (zwykle równomiernym) z okresem powtarzania  $T_{pi}$  danego sygnału. Pojedynczy pomiar odbywa się poprzez przyrównanie do z góry przygotowanego „szablonu” o wielu poziomach wzorcowych, zwanych poziomami kwantowania. W metodach FAM-C i FDM-A mamy do czynienia z pomiarem częstotliwości i fazy. Wbrew powszechnemu przekonaniu pomiar przesunięcia fazowego i częstotliwości może być prowadzony w sposób analogowy, np. wykorzystując krzywe Lissajous. Ta technika jednak jest skuteczna tylko w przypadku sygnałów o powolnej zmianie częstotliwości. Badania zespołu napędowego śmigłowców metodami FAM-C i FDM-A, przedstawione w niniejszej monografii, wymagały pomiaru wartości dewiacji częstotliwości o znacznej wartości względnej. Pomiar taki nie mógłby być realizowany w sposób analogowy. Do monitorowania np. zespołu transmisji mocy mechanicznej śmigłowca Mi-24 zastosowano kanały pomiarowe FAM-C dla prądu przemiennego:

- A. kanał pomiarowy 1x115 V, 400 Hz – znamionowa wartość częstotliwości  $f_{NA} = 400$  Hz,
- B. kanał pomiarowy 3x200 V, 400 Hz – znamionowa wartość częstotliwości  $f_{NB} = 1\ 200$  Hz,
- C. kanał pomiarowy 3x47 V, 800 Hz (sygnał pobierany z podwzbudnicy prądnicy pokładowej) – znamionowa wartość częstotliwości  $f_{NC} = 2\ 400$  Hz.

### 2.2.2. Teoretyczne parametry okna widzialności poszczególnych kanałów pomiarowych

Każdy kanał pomiarowy ma swoje okno widzialności (pasmo obserwowalności), określone przez warunek Kotielnikowa–Shannona, który mówi, że okres próbkowania ( $T_{pi}$ ) musi być ponad dwukrotnie wyższy niż okres obserwowanego sygnału [19, 121, 122, 277, 313, 321]. W FAM-C dla pierwszego próbkowania, zwanego próbkowaniem elektromaszynowym [154], okres próbkowania  $T_{pi}$  jest równy od-

wrotności częstotliwości znamionowej, tak więc górna częstotliwość takiego okna będzie równa połowie wartości częstotliwości znamionowej danego kanału pomiarowego, czyli w przypadku Mi-24:

- A. kanał pomiarowy 1x115 V, 400 Hz – górna (maksymalna) wartość częstotliwości okna widzialności, tj. pasma obserwowalności kanału pomiarowego wynosi  $f_{\max A} = 200$  Hz,
- B. kanał pomiarowy 3x200 V, 400 Hz – górna (maksymalna) wartość częstotliwości okna widzialności, tj. pasma obserwowalności kanału pomiarowego wynosi  $f_{\max B} = 600$  Hz,
- C. kanał pomiarowy 3x47 V, 800 Hz (sygnał pobierany z podwzbudnicy prądnicy pokładowej) – górna (maksymalna) wartość częstotliwości okna widzialności, tj. pasma obserwowalności kanału pomiarowego wynosi  $f_{\max C} = 1200$  Hz.

Dla każdego z ww. kanałów pomiarowych istnieje dolna częstotliwość. Jest ona zależna od:

- pojemności bufora karty licznikowej – dla niskich częstotliwości chwilowych prądnicy-przetwornika liczba impulsów szpilkowych zegara podstawy czasu (rys. 2.1c) ulega zwiększeniu,
- szybkości przesyłu grup impulsów szpilkowych zegara podstawy czasu (rys. 2.1c) z karty licznikowej do pamięci komputera pomiarowego,
- konieczności wyeliminowania tzw. czasu martwego, tj. czasu niezbędnego do wyzerowania układu zliczającego pomiędzy kolejnymi przejściami sygnału wejściowego przez poziom zerowy.

### 2.2.3. Rzeczywiste parametry „okna widzialności” poszczególnych kanałów pomiarowych

W praktyce podczas pomiarów FAM-C na śmigłowcach uzyskano pasma pomiarowe:

- A. kanał pomiarowy 1x115 V, 400 Hz –  $f_{pA} = 1,2 \div 295$  Hz,
- B. kanał pomiarowy 3x200 V, 400 Hz –  $f_{pB} = 165 \div 1100$  Hz,
- C. kanał pomiarowy 3x47 V, 800 Hz (sygnał pobierany z podwzbudnicy prądnicy pokładowej) –  $f_{pC} = 560 \div 7000$  Hz.

Z powyższych zestawień (A÷C) wynika, że praktycznie uzyskane parametry górnej częstotliwości pasma pomiarowego (okna widzialności) dla poszczególnych kanałów pomiarowych są wyższe niż obliczone teoretycznie (patrz p. 2.2.2). Wynika to z dwóch powodów:

1. synchronizacji [154] wirnika prądnicy-przetwornika z pierwotnym sygnałem diagnostycznym, jakim są wahania prędkości kątowej poszczególnych mechanicznych elementów wirujących,

2. istnienia tzw. jittera [353, 354], tj. drżenia fazy spowodowanego luzami obwodowymi w badanym układzie napędowym danego śmigłowca.

Ad 1. Synchronizm próbkowania (elektromaszynowego) powoduje, że przy zwiększaniu prędkości kątowej (niezależnie od gradientu tego zwiększania) częstość tego próbkowania również się zwiększa [153]. Tak więc na półokres oscylacji kątowych monitorowanego elementu mechanicznego mamy zawsze taką samą liczbę próbek sondujących.

Ad 2. Istnienie jittera umożliwia lekkie przemieszczenie momentu uruchamiania układu pomiaru przyrostu czasu przejścia przez poziom zero. Tym razem nie jest to spowodowane błędem komparatora (z zasady szkodliwego dla idei pomiaru FAM-C), lecz wahaniami elementów mechanicznych pośredniczących w przekazywaniu wahań prędkości kątowej analizowanej mechanicznej pary kinematycznej a wirnikiem prądnicy-przetwornika. Szczególnie korzystne jego właściwości można zaobserwować w czasie stanów ustalonych (stałej prędkości kątowej monitorowanego elementu mechanicznego), gdzie jitter umożliwia uniknięcie swoistego błędu zastoju. W stanach ustalonych próbkowanie synchroniczne przebiega w stałej (ustalanej przez przesunięcie kątowe wirnika prądnicy-observatora względem położenia kątowego monitorowanego elementu mechanicznego) sekwencji kątowej, co powoduje, że chwilowe anomalie prędkości kątowej między tymi ustalonymi próbkowaniami mogą być niewidoczne. Jitter naruszając (w sposób stochastyczny) stałą sekwencję kątową, zwiększa prawdopodobieństwo wykrycia ww. anomalii prędkości kątowej.

#### 2.2.4. Właściwości elementów mechanicznych wykorzystywane przy pozyskiwaniu sygnałów diagnostycznych w metodzie FAM-C

Każdy z podzespołów ma swoją częstotliwość nośną, tj. znamionową prędkość kątową, łatwą do wyliczenia ze schematu kinematycznego [158]. Typowe standardy śmigłowców produkcji rosyjskiej można ująć w postaci zestawienia:

- **A1** –  $f_{Po1N} = 3,8$  Hz – luz promieniowy (mimośród) wału łożyska górnego przekładni WR-24;
- **AŚO** –  $f_{PoNŚO} = 18,5$  Hz – zbiór charakterystyczny wału śmigła ogonowego;
- **AWN** –  $f_{PoNWN} = 20$  Hz – zbiór charakterystyczny łopat wirnika nośnego;
- **A2** –  $f_{PoN2} = 22$  Hz – zbiór charakterystyczny łożyska górnego przekładni WR-24;
- **A01** –  $f_{PoN01} = 27$  Hz – połączona wada przekoszenia i luzu promieniowego węzła wału wyjściowego transmisji WR-24 wraz ze stożkowym kołem zębatym Z31 oraz z podporami łożyskowymi – przekazywanie mocy z WR-24 w kierunku SNA i śmigła ogonowego;
- **A02** –  $f_{PoN02} = 35,5$  Hz – wada luzu promieniowego węzła drażonego wału wejściowego pierwszego stopnia przekładni planetarnej (w przekładni głównej)

- przekazywanie mocy w przekładni głównej w kierunku wału transmisji (napędzającego śmigło ogonowe) oraz w kierunku przekładni planetarnej i śmigła głównego;
- **AIIŚO** –  $f_{PoNIIŚO} = 18,5$  Hz – zbiór charakterystyczny drugiej harmonicznej wału śmigła ogonowego (jest generowana tylko w przypadku przekoszenia wału);
- **A3** –  $f_{Po3N} = 43$  Hz – częstotliwość znamionowa wału wyjściowego SNA oraz przekładni tylnej wraz ze śmigłem ogonowym ( $f_{Po3N} = 43$  Hz);
- **A4** –  $f_{Po3N} = 54$  Hz – częstotliwość znamionowa wału wejściowego SNA oraz podpór dwóch sekcji wału transmisji mocy wyjściowej z WR-24 w kierunku SNA;
- **A5** – wada mimośrodowości wału pośredniczącego oraz połączona wada luzu promieniowego i przekoszenia wału pośredniczącego:
  - **A51**  $f_{po5N} = 102$  Hz – wada mimośrodowości wału pośredniczącego,
  - **A52**  $f_{po5N} = 51$  Hz – połączona wada luzu promieniowego i przekoszenia wału pośredniczącego;
- **A6** – pasmo dla  $f_{P6} = 165 \div 250$  Hz – zbiór charakterystyczny obrazujący dynamikę przyhamowań elementów tocnych łożyska (podwójnego) w tarczy sterującej wirnika nośnego;
- **A71** – pasmo  $f_{P71} = 300 \div 560$  Hz – zbiór charakterystyczny łożyska środkowego w SNA podtrzymującego wał wyjściowy SNA;
- **A72** – pasmo  $f_{P72} = 580 \div 620$  Hz – zbiór charakterystyczny łożyska oddzielającego oba stopnie przekładni planetarnej (w przekładni głównej WR-24) względem siebie;
- **A8** – pasmo  $f_{P8} = 700 \div 1340$  Hz – zbiór charakterystyczny łożyska wału wejściowego pierwszego stopnia przekładni planetarnej, tj. górnej podpory drążonego wału wejściowego pierwszego stopnia przekładni planetarnej;
- **A9** – pasmo  $f_{P9} = 1400 \div 3500$  Hz – zbiór charakterystyczny związany z dynamiką współpracy kół zębatach (Z30 i Z70) w torze przenoszenia mocy pomiędzy przekładnią główną a śmigłem ogonowym w SNA;
- **A10** – pasmo  $f_{P10} = 2200 \div 6000$  Hz – zbiór charakterystyczny łożyska toczonego IV podpory silnika lub łożyska V podpory silnika (oba łożyska tworzą dwie podpory wału wolnej turbiny głównego silnika napędowego).

Każda z powyższych częstotliwości znamionowych ma swoje prążki boczne [120÷122, 154] – stanowią one odzwierciedlenie stanu technicznego każdego z ww. elementów [163, 153, 154, 158]. W nich jest zawarta informacja o parametrach monitorowanych elementów zespołu napędowego śmigłowca. Przypomina to system wielokanałowego przekazywania rozmów telefonicznych w telefonii wielokanałowej [89], gdzie każdy kanał ma swoją częstotliwość nośną i prążki boczne

związane z przekazem słownym. Prądnicą-przetwornik przenosi ww. częstotliwości znamionowe wraz z ich prążkami bocznymi w zakres znamionowej częstotliwości elektrycznej sieci pokładowej śmigłowca. Dzięki temu „zakodowane” w tym kompleksowym sygnale informacje uzyskują ochronę przed wszelkimi zakłóceniami, przede wszystkim przed różnymi wibracjami, które mogłyby zniekształcić pierwotne dane diagnostyczne.

### 2.2.5. Próbkiwanie wtórne w metodzie FAM-C

W zagadnieniach opisywanych w p. 2.2.1÷2.2.4 dominuje pierwszy etap próbkowania w systemie pomiarowym FAM-C, zwany próbkowaniem elektromaszynowym [154]. W tym miejscu opisany zostanie drugi etap próbkowania, zwany próbkowaniem elektronicznym. Jest to „klasyczne” niesynchronizowane próbkowanie przedstawione na rys. 2.1. Idea i sposób realizacji są ogólnie znane i nie wymagają szczegółowego komentarza. Generator podstawy czasu wytwarza impulsy szpilkowe (rys. 2.1c) o częstotliwości powtarzania  $f_x$ .

W metrologii, jak wspomniano wcześniej, istnieją dwie podstawowe metody pomiaru częstotliwości [146, 207, 208]:

1. Metoda bezpośrednia – zliczanie liczby okresów  $n$  w przedziale czasu – błąd względny pomiaru jest wyrażony wzorem:

$$\frac{\Delta f_x}{f_x} = \frac{1}{n} + \frac{\Delta T_p}{T_p} = \frac{1}{f_x T_p} + \frac{\Delta f_w}{f_w} \quad (2.2)$$

gdzie:  $f_x$  – badana wartość częstotliwości,  $\Delta f_x$  – wartość błędu bezwzględnego badanej częstotliwości,  $T_p$  – wzorcowy przedział czasowy,  $\Delta T_p$  – wartość błędu bezwzględnego wzorca przedziału czasowego,  $f_w$  – wzorcowa wartość częstotliwości,  $\Delta f_w$  – wartość błędu bezwzględnego wzorca częstotliwości

Metoda bezpośrednia jest korzystna dla dużych częstotliwości, gdyż wtedy ma mały błąd zliczania. Nie należy jej stosować w przypadku zjawisk zmodulowanych. Z tego względu – zdaniem autorów – nie nadaje się ona do zastosowania w procesie monitorowania zjawisk dynamiki zespołów napędowych śmigłowców, gdzie niejednokrotnie trzeba śledzić dynamikę ruchu elementów o znacznym gradiencie przyspieszeń, a więc o znacznej dynamice zmian dewiacji częstotliwości.

2. Metoda pośrednia – pomiar czasu pomiędzy przejściami przez poziom zero – błąd względny pomiaru jest wyrażony wzorem:

$$\frac{\Delta T_x}{T_x} = \frac{1}{n} + \frac{\Delta T_b}{T_b} = \frac{f_x}{f_w k} + \frac{\Delta f_w}{f_w} + \frac{1}{k S_1 T_x} \quad (2.3)$$

gdzie:  $T_x$  – wartość okresu badanego przebiegu,  $\Delta T_x$  – wartość błędu bezwzględnego okresu badanego przebiegu,  $T_b$  – okres otwarcia bramki,  $\Delta T_b$  – wartość błędu bezwzględnego bramkowania związany z opóźnieniem komparatora,  $f_w$  – wzorcowa wartość częstotliwości,  $\Delta f_w$  – wartość błędu bezwzględnego wzorca częstotliwości,  $k$  – liczba impulsów szpilkowych zegara podstawy czasu wygenerowana pomiędzy przejściami badanego sygnału (np. napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika) przez poziom zero.

Metoda pośrednia jest korzystniejsza dla niższych częstotliwości. Według podreczników z dziedziny metrologii ma ona jednak utrudnienia aparaturowe, z uwagi na konieczność zapewnienia niskich błędów komparatora. Zdaniem autorów, kłopoty te są skutecznie pokonywane przez odpowiednie operacje doboru elementów i kalibracji aparatury FAM-C. Metoda ma tę zaletę, że jest czuła na niewielkie nawet zmodulowania częstotliwości, dlatego postanowiono ją zastosować w torach pomiarowych FAM-C i FDM-A

Na koniec warto wspomnieć, że tory pomiarowe stosowane przez autorów podczas monitorowania zespołów napędowych śmigłowców Mi-24 metodą FAM-C wzajemnie się uzupełniają – część zjawisk dynamiki ruchu kąтового poszczególnych podzespołów jest obserwowana przez dwa różne kanały pomiarowe. Każdy z nich ma inną częstotliwość zegara wzorcowego:  $T_{w1}$ ;  $T_{w2}$ . Dzięki temu zmniejsza się błąd zliczania parametrów fazowych takich zjawisk, zgodnie ze wzorem:

$$T_x = n_1 \cdot T_{w1} + n_2 \cdot (T_{w1} - T_{w2}) \quad (2.4)$$

### 2.3. Współczynnik krotności

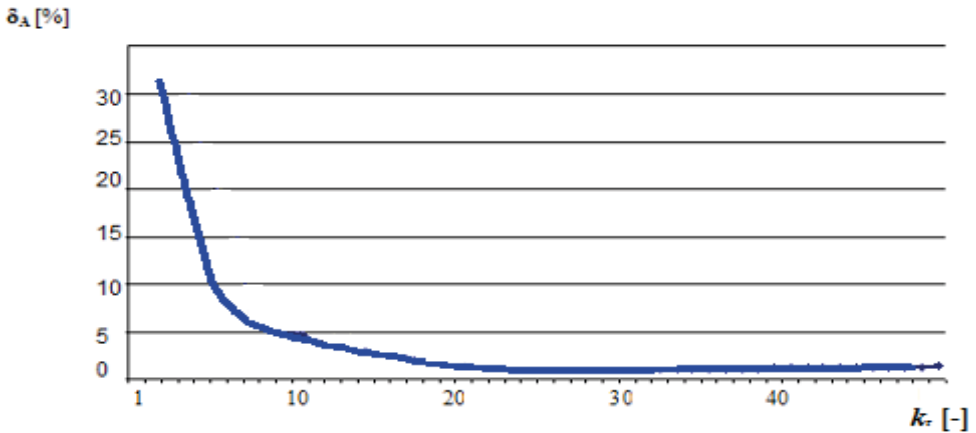
Podczas diagnozowania metodami FAM-C i FDM-A autorzy zwrócili uwagę na zróżnicowanie rozdzielczości obrazowań i dokładności rozpoznawania stopnia zużycia danego podzespołu mechanicznego w zależności od:

1. konstrukcji prądnicy-przetwornika – im większa liczba nabiegowników stojana i zębów wirnika, tym większa rozdzielczość;
2. położenia mechanicznego pomiędzy wirnikiem prądnicy a badanym podzespołem mechanicznym – im wolniej wirował monitorowany podzespół, tym większa rozdzielczość;
3. liczby harmoniczej pulsacji prędkości obrotowej uszkodzonego podzespołu w stosunku do znamionowej prędkości kątovej – im wyższa harmoniczna, tym mniejsza rozdzielczość.

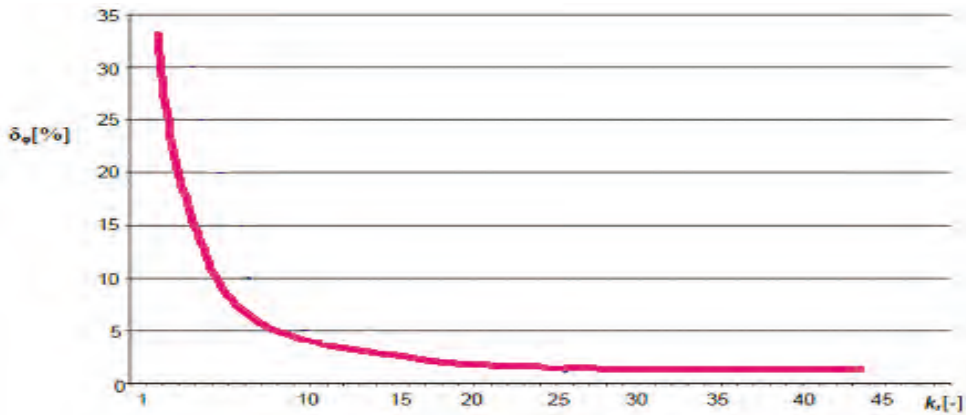
Dzięki wprowadzeniu pomiaru trójfazowego, w którym przejścia przez zero są rzutowane z każdej z faz na jedną oś, rozdzielczość metody wzrosła trzykrotnie.

Aby wyznaczyć metrycznie błąd odwzorowania (błąd amplitudowy, błąd fazowy) i na tej podstawie określić poziom zaufania do procesu odwzorowywania dynamiki ruchu poszczególnych par kinematycznych danego elementu zespołu napędowego przez prądnicę-przetwornik, autorzy wprowadzili pojęcie współczynnika krotności. Jest to gęstość próbkowania elektromaszynowego określana jako iloraz częstotliwości nośnej prądnicy-przetwornika do częstotliwości wahań własnych monitorowanej pary kinematycznej. Zagadnienie to zostało szczegółowo omówione w opracowaniach [154, 158].

Na podstawie badań laboratoryjnych autorzy wykonali wykresy zależności błędu amplitudy (rys. 2.2) oraz błędu fazy (rys. 2.3) od wartości współczynnika krotności.



**Rys. 2.2.** Zmiany względne błędu amplitudy dla przebiegu piłokształtnego w zależności od zmian wartości współczynnika krotności  $k_r$ ,



**Rys. 2.3.** Zmiany względne błędu fazy dla przebiegu piłokształtnego w zależności od zmian wartości współczynnika krotności  $k_r$

Współczynnik krotności  $k_r$  można wyznaczyć ze wzoru:

$$k_r = f_{NG} / f_{pj} \quad (2.5)$$

gdzie:  $f_{NG}$  – wartość częstotliwości znamionowej prądnicy-przetwornika;  $f_{pj}$  – wartość częstotliwości wahań prędkości kątowej wadliwego  $j$ -go podzespołu mechanicznego,

lub:

$$k_r = T_{pj} / T_{NG} \quad (2.6)$$

gdzie:  $T_{NG}$  – okres napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika;  $T_{pj}$  – okres wahań prędkości kątowej wadliwego  $j$ -go podzespołu mechanicznego.



## OPIS OBIEKTÓW BADAŃ DIAGNOSTYCZNYCH

### 3.1. Podstawowe informacje o zespole napędowym śmigłowców

#### 3.1.1. Krótka historia śmigłowców

Pierwszy udokumentowany lot sterowany samolotem napędzonym silnikiem spalinowym bracia Wright odbyli 17 grudnia 1903 r. na pustkowiu Kill Debil Hills w stanie Północna Karolina. Rozpoczęła się era podboju przestworzy.

Samoloty wymagały dobrze utrzymanych pasów startowych do bezpiecznego startu i lądowania. Dążono więc do opracowania statku latającego, mającego możliwość pionowego wznoszenia, który nie potrzebowałby lotnisk. Znana była idea (niezrealizowana) Leonarda da Vinci z 1475 r. maszyny latającej z obracającymi się skrzydłami napędzana siłą mięśni ludzkich.

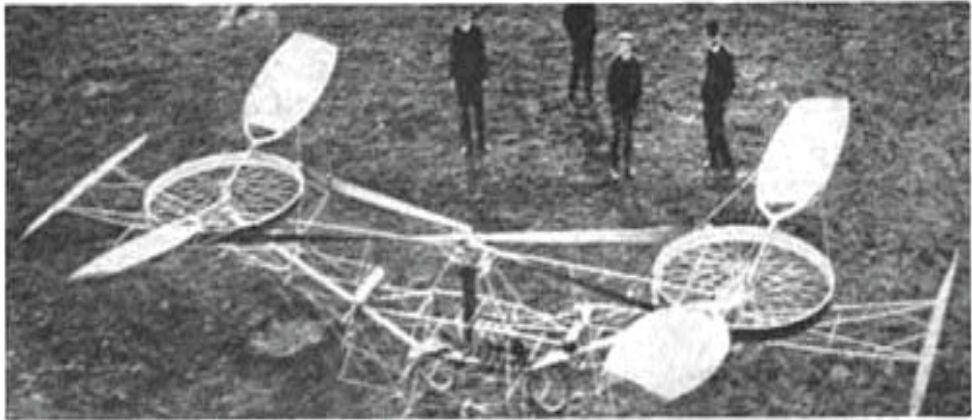
Zrealizowano ją dopiero w 1907 r., gdy zastąpiono siłę mięśni ludzkich silnikiem spalinowym. 24 sierpnia we Francji pierwszy śmigłowiec skonstruowany przez profesora Richeta oderwał się na kilka metrów od ziemi [368]. Wkrótce potem, 17 listopada wzniósł się w górę (na minutę) śmigłowiec projektu innego francuskiego konstruktora – Paula Cornu (rys. 3.1). Jednakże znaczne drgania struktury nośnej oraz brak sterowności pierwszych śmigłowców czynił z nich niezbyt użyteczny środek transportu powietrznego.

Dopiero w czasie drugiej wojny światowej uzyskano korzystne rezultaty – powstały pierwsze krótkie serie śmigłowców:

- a) niemiecka maszyna Focke i Flettnera typ FI-282 (1941 r.) – ok. 20 sztuk; miała dwa jednołopatowe śmigła główne przeciwbieżne o pionowej osi obrotu („układ krzyżowy” zwany niekiedy także układem V albo w sposób mniej

oficjalny – „trzepaczkami”), dzięki czemu niwelowany był moment reakcji (rys. 3.2);

- b) amerykańskie konstrukcje Sikorskiego R-4 (1942 r.) – 131 sztuk; miały one jedno duże śmigło główne o pionowej osi obrotu i jedno mniejsze śmigło pomocnicze o poziomej osi obrotu niwelujące moment reakcji (rys. 3.3);
- c) amerykańskie śmigłowce konstrukcji Piaseckiego: typ H-25 (1945 r., ponad 300 sztuk) oraz H-21 (1949 r., 700 sztuk) – miały dwa przeciwbieżne wirniki nośne na obu końcach kadłuba („latający banan”), dzięki czemu niwelowały moment reakcji (rys. 3.4).



**Rys. 3.1.** Helikopter projektu Francuza Paula Cornu z 1907 r. [fot. Wikipedia]



**Rys. 3.2.** Model niemieckiego śmigłowca F1-282 (1941 r.) [fot. Wikipedia]



**Rys. 3.3.** Amerykański śmigłowiec R-4 (1942 r.) [fot. Wikipedia]



**Rys. 3.4.** Amerykański śmigłowiec transportowy H-21 Shawnee konstrukcji Franka Piaseckiego [fot. Wikipedia]

Wymienione śmigłowce narażały załogę na duże wibracje o znacznie większych amplitudach niż na samolotach. Źródłem tych wibracji były: silnik tłokowy oraz wały transmisji mocy, wirnik nośny i śmigło ogonowe. Wirniki nośne odznaczają się skomplikowaną aerodynamiką – krawędzie natarcia łopaty raz ustawiają się przodem do kierunku lotu, a raz stanowią krawędź splywu. Stąd różnice w strefach siły nośnej i oporach, powodujące „chodzenie” łopaty (przód-tył, góra-dół oraz bicie na wał). Jeżeli „chodzenie” łopaty nie jest prawidłowo wytłumione za pomocą specjalnych tłumików, to drgania przenoszą się na konstrukcję.

Wszystkie te drgania zależą od fazy lotu (zawis, przelot, wznoszenie, opadanie) – zmianie ulegają wówczas pasma drgań, amplituda i przesunięcia fazowe między nimi [96]. Ponadto, jeżeli łopaty nie są ustawione w jednej płaszczyźnie (źle wytorowane), to wzrasta amplituda wibracji. Jeszcze bardziej sprawa się komplikuje w przypadku przemieszczania się śmigłowca.

W celu umożliwienia sterowania lotem zmieniany jest chwilowy kąt natarcia łopaty (poprzez wychylenie tarczy sterującej), co powoduje zmianę wyrównowa-

żenia płaszczyzny wirnika, z kolei każda taka zmiana wpływa na parametry wibracji (wzrost lub zmniejszenie amplitudy drgań; przesunięcia wartości częstotliwości granicznych poszczególnych pasm; zmiana przesunięć fazowych) oraz parametry momentów sił przekazywanych przez elementy nośne na konstrukcje, np. wartości momentów, zmiana wartości składowej pulsacji, zmiana niewyważenia.

Wprowadzenie silników turbinowych do napędu śmigłowców znacznie zmniejszyło moc składowych wibracji. Pomimo to amplituda wibracji była nadal wysoka, gdyż sposób pracy śmigła nośnego nie uległ zmianie. Dlatego też podzespoły zespołu napędowego śmigłowców narażone były szczególnie intensywnie na lokalne przeciążenia.

Z uwagi na opisane powyżej wibracje, na elementach płatowca śmigłowca powstają obciążenia zmienne co do siły i kierunku. Obciążenia te powodują szkodliwe drgania i naprężenia, a w efekcie zmęczenie materiału. Z tego powodu wiele elementów śmigłowca, w szczególności zespołu transmisji mocy, wymaga pracochłonnych prac serwisowo-naprawczych, co sprawia, że jego eksploatacja jest dużo kosztowniejsza niż samolotu [164].

Śmigłowiec do wykonania tej samej pracy użytecznej wymaga dużo więcej energii niż samolot. Przykładowo, na pokonanie danej odległości, z tym samym ładunkiem użytecznym, śmigłowiec zużywa 3÷5 razy więcej paliwa niż samolot, jest zatem droższy w bieżącej eksploatacji. Pomimo bardziej złożonego sterowania, wyższych kosztów zakupu i eksploatacji w porównaniu z samolotami, śmigłowce ze względu na swoje unikalne własności, tj.:

- możliwość pionowego startu i lądowania praktycznie w dowolnym miejscu z dala od utwardzonych lotnisk,
- możliwość zawisu i dokonywania precyzyjnych zrzutów zaopatrzenia lub desantowania na linach oraz podnoszenia ładunku przy pomocy wyciągarki,

znalazły swoje miejsce w grupach ratowniczych, w wojsku i wszędzie tam, gdzie istnieje konieczność lotu na niewielkiej wysokości, w trudnych warunkach terenowych, a także w trudnych warunkach atmosferycznych. Tego typu konstrukcje są wykorzystywane do najtrudniejszych i najbardziej prestiżowych prac powietrznych przez wojskowe jednostki specjalne, grupy poszukiwawczo-ratownicze, a także przez prywatnych przedsiębiorców do nietypowych transportów.

Okres zimnej wojny obfitował w lokalne konflikty zbrojne, w których brały udział stosunkowo ograniczone liczebnie armie. Siły te były przeważnie wspomagane przez główne mocarstwa militarne dysponujące olbrzymim potencjałem technologicznym oraz ekonomicznym. Operowanie na obcym, często mało znanym i trudnym do penetracji przez pojazdy naziemne terenie, przy wielkiej dynamice zmian lokalnej sytuacji militarnej, było okazją do zastosowania śmigłowców.

Na początku (w niewielkiej liczbie już w czasie drugiej wojny światowej w Indochinach) Amerykanie wykorzystywali śmigłowce do poszukiwania pilotów samolotów katapultujących się na obcym terytorium. Później zaczęto je masowo stosować do ratowania rannych w czasie działań militarnych (wojna koreańska 1950–1953). Z czasem zaczęto je uzbrajać i tak powoli zrodziła się koncepcja znanych nam obecnie śmigłowców bojowych. Duże znaczenie dla intensyfikacji tego rozwoju miała wojna wietnamska (1957–1975) z wielozadaniowym śmigłowcem amerykańskim UH-1. Służył on jako helikopter sanitarny, desantowy do poszukiwania pilotów oraz do korygowania ognia artylerii.

Eskalacja wojny wietnamskiej, w tym zaangażowanie się w walkę w tym kraju dużych sił (ok. 500 tys. żołnierzy) piechoty amerykańskiej wymagała podjęcia prac nad podobnym śmigłowcem o większych możliwościach przetrwania na polu walki. 17 października 1974 r. dokonano oblotu śmigłowca UH-60 Black Hawk (rys. 3.5) – produkowanego i modernizowanego do czasów obecnych.

Równolegle rozwijano prace nad śmigłowcami bojowymi – dysponującymi znaczną siłą ognia z precyzyjnym systemem celowania oraz zintegrowanymi systemami obrony. Bezpieczeństwo zwiększano, zmniejszając powierzchnię śmigłowca, poprawiając jego manewrowość i opancerzenie – w ten sposób powstał amerykański śmigłowiec bojowy AH-64 Apache (rys. 3.6). Po wyposażeniu go w dodatkowy system obserwacyjno-celowniczy umieszczony w specjalnej osłonie nad wirnikiem głównym oraz w scentralizowany system rozpoznania taktycznego stał się bardzo groźnym przeciwnikiem na polu walki.



**Rys. 3.5.** Amerykański śmigłowiec wielozadaniowy UH-60 Black Hawk



**Rys. 3.6.** Amerykański śmigłowiec bojowy AH-64 Apache – widok z przodu; w nosie śmigłowca widoczne elementy systemu celowniczo-rozpoznawczego

Z drugiej strony barykady zimnej wojny Rosjanie również pracowali nad śmigłowcami. Co prawda pierwszym Rosjaninem, który interesował się konstrukcją śmigłowców, był Igor Sikorski. Jednak po rewolucji 1917 r. inżynierowie nie mieli szans kontynuowania swych nowatorskich prac. Młody Sikorski wyemigrował do Stanów Zjednoczonych i w 1923 r. założył wraz z przyjaciółmi emigrantami firmę Sikorski Engineering Corporation.



**Rys. 3.7.** Śmigłowiec z silnikiem tłokowym SM-1, produkowany w PZL Świdnik na licencji radzieckiej (Mi-1) [fot. Wikipedia, Radomil]

Jednym z pionierów w dziedzinie konstrukcji śmigłowców był Michaił Mił. W 1948 r. w kierowanym przez niego biurze opracowano śmigłowiec, który w 1950 r. wszedł do produkcji seryjnej pod nazwą Mi-1. Na początku 1957 r. na licencji radzieckiej ruszyła produkcja śmigłowca SM-1/300 w Polsce w PZL Świdnik – był to odpowiednik radzieckiego Mi-1T (rys. 3.7).

W 1951 r. rozpoczęto prace nad konstrukcją śmigłowca transportowego Mi-4 (rys. 3.8). Istotnym impulsem były doświadczenia z wojny koreańskiej, gdzie po raz pierwszy zastosowano śmigłowce transportowo-desantowe. Prototyp oblano w 1957 r. Był to pierwszy śmigłowiec w ZSRR mogący przenieść samochód GAZ-69 w swojej ładowni. Uzyskano taką możliwość poprzez zabudowanie silnika w nosie maszyny i rampy załadunkowej z tyłu. Napęd stanowił silnik gwiazdowy 14cylindrowy Svecov ASz82Vo mocy 1700 KM (1251kW).



**Rys. 3.8.** Śmigłowiec Mi-4 o napędzie tłokowym [fot. Wiki Uzbrojenie]

Korzystając z doświadczeń z Mi-4, postanowiono stworzyć średni śmigłowiec transportowy, który miałby pewne możliwości bojowe. W ten sposób powstała konstrukcja śmigłowca transportowego Mi-8 (rys. 3.9), który jest eksploatowany w wielu krajach, w tym w lotnictwie wojskowym RP po dziś dzień. Śmigłowiec ma masę użyteczną 11 100 kg (własną 6990 kg) oraz rozwija prędkość ekonomiczną 225 km/h. Ma zasięg 450 km i może zabrać na pokład do 24 żołnierzy.



**Rys. 3.9.** Śmigłowiec Mi-8

Począwszy od 1981 r. śmigłowce Mi-8 modyfikowano: zabudowano turboruzurznik, unowocześniono systemy awioniczne, w tym zapewniono elektryczne ogrzewanie wlotów powietrza do silników głównych, zmodyfikowano sposób mocowania śmigła ogonowego. W ten sposób powstała konstrukcja śmigłowca transportowego Mi-17 (rys. 3.10).



**Rys. 3.10.** Śmigłowiec Mi-17 [fot. Wikipedia, Alan Wilson]



W 1969 r. dokonano oblotu ciężkiego śmigłowca bojowego Mi-24 (rys. 3.11). Zmodernizowana wersja została wprowadzona do służby w 1977 r. [45], wciąż jest używana przez ponad 30 państw. Napęd stanowią dwa silniki turbinowe Isotow TW3-117W o mocy 2200 KM (1618 kW) każdy. Śmigłowiec Mi-24 może przenosić na specjalnych belkach pod skrzydłami 1500 kg uzbrojenia. Skrzydła opuszczone o 12° generują ok. 25% siły nośnej w locie poziomym. Ze względu na dużą masę i rozmiary (kabina desantu) zwrotność tego śmigłowca jest dosyć mała. Ponadto wykazuje skłonność do utraty stabilności podczas ostrych zakrętów, zwłaszcza po utracie siły nośnej skrzydeł. Pomimo tych wad dobre opancerzenie zapewniające mu odporność na broń strzelecką kalibru do 12,7 mm spowodowało, że dotychczas zbudowano około 2000 tych śmigłowców, z czego 600 wyeksportowano – m.in. zakupiła je armia Afganistanu. Z informacji zebranych przez autorów niniejszej monografii w czasie uczestnictwa w misjach stabilizacyjnych wynika, że jest to jedyny śmigłowiec, który stanowi duże niebezpieczeństwo dla Talibów.



**Rys. 3.11.** Śmigłowiec Mi-24 [fot. Wikipedia, Alex Beltyukov]

### 3.1.2. Silniki turbinowe w historii lotnictwa

Tłokowe silniki lotnicze w latach II wojny światowej osiągnęły szczyt możliwości technicznych [343] i jako źródło napędu samolotów nie zapewniały już dalszego wzrostu prędkości lotu i pułapu – umożliwiały osiągnięcie prędkości tylko do 700 km/h. Wynikało to zarówno z ograniczeń aerodynamicznych śmigła, jak i z ograniczonej możliwości zwiększania prędkości obrotowej silników tłokowych. Silnik tłokowy charakteryzuje się wysokim gradientem przyspieszeń

w punktach zwrotnych ruchu tłoka. Podczas prób zwiększania prędkości obrotowej w punktach zwrotnych tłoka były wyzwalane tak duże nadwyżki mocy, że nie wytrzymały tego niektóre elementy silnika. Do częstych przypadków należało np. urywanie się tłoków. Sytuację poprawiło ustabilizowanie prędkości obrotowej silnika, a uzmiennienie kątów natarcia śmigła (zastosowano specjalny siłownik hydrauliczny) – zastosowane od starszych wersji Spitfire'ów.

Zwiększyło to resurs silników, lecz nie rozwiązało problemu rozwijania prędkości. Powyżej 500 km/h przy zwiększaniu prędkości współczynnik ciężaru do mocy stawał się coraz większy, musiały mieć zatem masywną konstrukcję. W tej sytuacji niezbędną moc do dalszego zwiększania prędkości lotu mógł zapewnić silnik turboodrzutowy, bo tylko on miał wystarczająco dużą moc przy małej masie własnej. Prostota konstrukcji, niski opór aerodynamiczny, brak ruchów posuwisto-zwrotnych, czynił z niego wręcz idealne narzędzie w wyścigu o dalsze zwiększenie prędkości lotu. Już pierwsze seryjne konstrukcje udowodniły znacznie korzystniejsze osiągi.

Pomimo że produkowane w wielkich seriach silniki tłokowe osiągnęły pod koniec II wojny światowej szczyt perfekcji i niezawodności, to silniki turboodrzutowe, dopiero wchodzące do produkcji seryjnej (pomijając ich krótką żywotność i zawodność), już sygnalizowały znacznie lepsze możliwości w wyścigu o prędkość i wysokość lotu – sprawność silnika turboodrzutowego rosła wraz ze wzrostem prędkości lotu i powyżej 800 km/h przewyższała sprawność śmigła [343]. Szczególnie korzystne charakterystyki, jak wykazały dalsze dzieje rozwoju silników turboodrzutowych po II wojnie światowej, wykazywały silniki ze sprężarką osiową, gdzie sprężanie powietrza odbywało się wzdłuż osi obrotu sprężarki. Aby zapewnić odpowiednio duże ciśnienie sprężania, luzy pomiędzy końcówkami łopatek sprężarki a jej korpusem musiały być odpowiednio małe, zaś prędkość obrotowa odpowiednio duża. Tego typu sprężarki były montowane w silnikach samolotów Me-262 (najliczniej produkowany samolot myśliwski z silnikiem turboodrzutowym w czasie II wojny światowej, z ok. 1400 sztuk w praktyce użyto bojowo tylko 300). Znacznie prostszy w realizacji był silnik turboodrzutowy ze sprężarką odśrodkową, jak np. Welland zastosowanych w samolotach Gloster Meteor (w czasie wojny były wykorzystywane głównie do zwalczania niemieckich bomb latających V-1 atakujących Londyn), gdzie sprężanie odbywało się promieniowo na skutek siły odśrodkowej. Niepotrzebne były tu tak małe luzy pomiędzy łopatkami sprężarki a jej korpusem jak w sprężarkach osiowych. Ponadto silniki ze sprężarką odśrodkową miały znacznie mniejszą prędkość obrotową. Wobec tego, silniki tego typu zdominowały lotnictwo poddźwiękowe w okresie powojennym.

Jednakże problemy z tymi silnikami zaczęły się z chwilą rozpoczęcia prób przekroczenia bariery dźwięku – silniki te traciły gwałtownie moc. Jednocześnie silniki ze sprężarką odśrodkową były bardzo szerokie – utrudniało to montaż na pokładach

śmigłowców i zapewnienie skutecznego chłodzenia przy niskich prędkościach lotu. Powrócono wówczas do idei silnika turboodrzurowego ze sprężarką osiową.

Era napędu odrzurowego samolotów zapoczątkowana podczas ostatniej wojny światowej, wymagającego stosowania szybkoobrotowych sprężarek i turbin, rzuciła wyzwanie inżynierii łożyskowania. Potrzeba wytworzenia znacznego ciśnienia powietrza w komorach spalania tych silników oraz konieczność wytworzenia znacznej masy spalin w jednostce czasu (nienotowanych w silnikach tłokowych) wymagała zastosowania sprężarek osiowych albo odśrodkowych o znacznie (co najmniej dziesięciokrotnie) zwiększonych – w stosunku do silników tłokowych – prędkościach obrotowych. Zwiększona prędkość obrotowa umożliwiała także szybsze zmiany ciągu silnika [312]. Przy tak dużych prędkościach kątowych były one niedociążone z uwagi na oddziaływanie siły odśrodkowej bezwładności. Jednocześnie konstrukcja węzłów łożyskowych musiała być lekka i powinny one zapewniać niskie opory tarcia. W związku z tym łożyska ślizgowe stosowane w silnikach tłokowych nie wchodziły w rachubę – zastosowano łożyska toczne.

Początkowo sądzono, że tak duże prędkości obrotowe (10 000÷30 000 obr/min) wymagają stosowania łożysk o dużej precyzji wykonania i charakteryzujących się małymi luzami. Stosowanie zasady minimalizacji luzów w łożyskach tocznych było przyczyną poważnych awarii [21] ze względu na zbyt mały luz w stosunku do cieplnych odkształceń łożyska. W pierwszych seryjnych konstrukcjach samolotów o napędzie turboodrzurowym (Me-262) czas pracy silnika był liczony w godzinach – później musiał podlegać częściowym remontom – m.in. zazwyczaj wymianie łożysk. Żywotność łożysk ulegała skróceniu szczególnie intensywnie przy szybkich dynamicznych zmianach ciągu (i prędkości obrotowej) silnika [60, 246, 312].

Jak wcześniej wspomniano, problemem była krótka żywotność łożysk tocznych. Duże znaczenie miał stan ich rozwoju technologicznego oraz zrozumienie zjawisk w nim występujących. Na początku nie doceniano także znacznego wzrostu temperatury ich elementów (łożyska silników turboodrzurowych osiągały temperatury 400÷600°C, podczas gdy w silnikach tłokowych temperatura ta zazwyczaj nie przekraczała 100°C), co powodowało zmniejszanie luzów w łożyskach. Obecnie stosuje się znacznie lepsze materiały łożyskowe i zachowuje odpowiednio duże luzy wstępne. Umożliwiło to zwiększenie okresu międzyremontowego do kilkuset, a nawet tysiąca godzin. Nie znaczy to bynajmniej, że problemy eksploatacyjne oraz z diagnozowaniem łożysk tocznych bezpowrotnie minęły – ich awarie zmniejszyły swoje prawdopodobieństwo i stały się bardziej przewidywalne. W związku z tym aktualnie silniki turboodrzurowe mają znacznie większe przebiegi międzyobsługowe i międzyremontowe.

Omówione problemy silników turbinowych nie ominęły oczywiście silników stosowanych na śmigłowcach. Wydawać by się mogło, że śmigłowiec, który za-

zwyczaj ma znacznie mniejszą prędkość postępową niż samolot, stwarza dla silników bardziej „luksusowe” warunki eksploatacji. Tymczasem, jak wynika z literatury, jest całkiem odwrotnie – silniki turbinowe stosowane na samolotach są przede wszystkim chłodzone strugami powietrza od składowej prędkości lotu. Chłodzone są również agregaty istotne do bezpiecznego lotu (prądnice, pompy hydrauliczne, pompy paliwowe itp.). Śmigłowiec ma znacznie mniejsze prędkości lotu i bardzo często musi wykonywać zawisy. Dlatego też już w początkowym okresie zastosowania śmigłowców zaczęto stosować potężne wentylatory napędzane z silników głównych. Stały się one oczywiście dodatkowym źródłem wibracji mechanicznych.

### **3.1.3. Zespoły napędowe śmigłowców – wybrane problemy zużyciowe i eksploatacyjne – możliwości rozwiązywania problemów metodami FAM-C i FDM-A**

Konstrukcje pierwszych zespołów napędowych śmigłowców, jak wspomniano w poprzednich rozdziałach, oparte były na napędzie silników tłokowych. Silniki umieszczano zazwyczaj w dolnej części kadłuba, co poprawiało wyważenie śmigłowca, ale było także źródłem drgań całego kadłuba. Ponadto wał transmisji przechodził często przez kabinę załogi, co utrudniało warunki pracy. Dodatkowo, nad silnikiem unosiły się zwykle opary paliwa. Dopiero wprowadzenie silników turbinowych do napędów śmigłowców i umieszczenie ich w pobliżu przekładni głównej „uleczyło” śmigłowce, a przede wszystkim ich załogi od tych uciążliwych zjawisk.

W silnikach turbinowych, z uwagi na brak pulsacji momentu obrotowego (tak charakterystycznych dla wszystkich silników tłokowych – w momencie zapłonu mieszanki struktura silnika doznawała udaru mechanicznego), praktycznie nie występuje niebezpieczeństwo drgań skrętnych, pochodzących od spalania mieszanki paliwowo-powietrznej. Z tego powodu nie prowadzi się [323, s. 222], dla silników turbinowych, obliczeń i badań drgań skrętnych wirników. Natomiast występuje niebezpieczeństwo drgań skrętnych spowodowane niewyważeniem wirnika (rys. 3.12), niejednakową sztywnością wałów we wszystkich płaszczyznach przekrojów poprzecznych lub niejednakowym rozkładem ciśnień i prędkości masy spalin na całym obwodzie kanału przepływowego. Ten ostatni przypadek może występować w szczególności w silnikach małej mocy, wyposażonych w jedną lub dwie indywidualne komory spalania. Częstość drgań własnych giętych wałów zależy od obciążających wały sił wzdłużnych. Działanie sił rozciągających [37, s. 41]. powoduje wzrost częstości drgań własnych giętych – działanie sił ściskających natomiast powoduje obniżenie tej częstości.

Przypadek mało sztywnego wału (zmiana częstotliwości drgań własnych w zależności od siły rozciągania/ściskania wału), przy jego obciążaniu siłami wzdłużny-

mi w silnikach turbinowych, występuje dość często w wirnikach z oddzielną turbiną napędową (tj. tzw. wolną turbiną), powszechnie stosowaną do napędu współczesnych znanych śmigłowców. Zjawisko rozciągania występuje dla zespołu wirnikowego silnika turboodrutowego podczas zwiększania wydatku paliwa w komorze spalania – wówczas składowa podłużna oddziaływania masy gazów spalinowych powoduje rozciąganie wału.

Zjawiska tego rodzaju są obserwowane metodą FAM-C na płaszczyźnie  $\Delta F = f(f_p)$  w postaci przemieszczenia się wartości zbioru charakterystycznego pierwszej harmonicznej wału silnika w kierunku wyższych częstotliwości. Monitorowanie niewyważenia metodą FAM-C odbywa się przez obserwowanie przemieszczenia się środków zbiorów charakterystycznych względem poziomu zerowego na płaszczyźnie  $\Delta F = f(f_p)$  – im większe oddalenie środków zbiorów od linii zerowej, tym większe niewyważenie.

Interesujące informacje może znaleźć w literaturze dotyczącej turbin parowych. Należy zauważyć, że turbiny tego typu były stosowane w historii techniki znacznie wcześniej niż silniki turboodrutowe. Turbiny parowe stosowano już w okresie międzywojennym do napędu statków i okrętów oraz do napędu prądnic w elektrowniach. W czasie pracy turbozespołu linia ugięcia wirników różni się znacznie od linii ustalonej podczas montażu. Przyczyną [268, s. 37] są przede wszystkim: odkształcenia kadłubów turbin, stojaków łożyskowych oraz odkształcenia węzłów mocowania lub nieprawidłowa kompensacja cieplna przewodów sztywnych (olejowych, paliwowych, powietrznych) połączonych z kadłubami turbiny.

Powstałe przy tym siły powodują deformacje kadłubów, co może powodować z kolei rozosiowanie wirników. Wadliwe rozwiązania konstrukcyjne wałów prowadzących stojaki łożyskowe i węzły mocowania są nieraz przyczyną nierównomiernego i swobodnego ich rozszerzania, prowadzą do rozosiowania wirników. Niekiedy rozosiowanie wirników w taki sposób zmienia statyczną linię ugięcia, że następuje znaczne obciążenie jednego łożyska.

Na podstawie badań ustalono [268, s. 37], że jeżeli suma wydłużeń rzeczywistych od obciążeń mechanicznych oraz wydłużeń umownych, odpowiadających naprężeniom cieplnym, wywołanych ograniczeniem całkowitym lub częściowym wydłużeń cieplnych jest mniejsza niż dwukrotna wartość wydłużenia odpowiadającego granicy plastyczności, to przy zmianach obciążenia występują powtarzające się odkształcenia plastyczne powodujące zmęczeniowe uszkodzenia materiału. Liczba dopuszczonych zmian obciążeń zależy wtedy od wielkości przekroczenia podwójnej granicy plastyczności. Jednorazowe (rzadkie) wystąpienie tej granicy zazwyczaj nie powoduje uszkodzenia.

Największe odkształcenia występują podczas uruchamiania [268, s. 57] turbiny. Po jej zatrzymaniu z kolei dolna jej część jest chłodzona szybciej niż górna [268,

s. 99]. Z tej przyczyny włókna dolnej części wału kurczą się szybciej niż górnej i wał wygina się ku górze. W określonych temperaturach skrzywienie wału osiąga wartość maksymalną, która stopniowo maleje podczas dalszego schładzania turbiny. Krzywienie wału wywołuje podwyższone drgania przy uruchamianiu częściowo ostygłej turbiny i może prowadzić do przycierania o jej nieruchome części.

Zjawisko przedstawione powyżej nie wystąpi, jeżeli wirnik po zatrzymaniu turbiny będzie powoli obracany. Analogiczne zjawiska obserwuje się w lotniczych silnikach turboodrzutowych. W związku z tym piloci mają obowiązek, po wylądowaniu i wykołowaniu na płaszczyznę postoju, wykonania przed wyłączeniem tzw. chłodzenia na niskiej prędkości obrotowej silnika (na obrotach „małego gazu”). Polega ono na kilkuminutowej pracy silnika na określonej (niskiej) prędkości znamionowej.

W metodzie FAM-C podczas diagnozowania silników rozróżnia się na roboczo dwa pojęcia związane z ugięciem wirników oraz z deformacją korpusów:

- a) niewspółosiowość podpór łożyskowych,
- b) kąt przekoszenia osi symetrii wirowania wału sprężarki względem osi symetrii wirowania turbiny.

Autorzy zdają sobie sprawę, że pod kątem opisu dynamiki ruchu te dwa pojęcia są ze sobą skorelowane. Nie czując się kompetentnymi do takich analiz, ograniczyli się do analiz każdego z tych parametrów oddzielnie. Taką procedurę oceny prowadzono podczas kilkudziesięciu testów, zaś weryfikacja mechaniczna kilkakrotnie te parametry potwierdziła.

**Niewspółosiowość podpór łożyskowych** – jest interpretowana jako przemieszczenie względne środków symetrii gniazd łożyskowych. W zastosowaniach praktycznych zazwyczaj określa się ten parametr podczas pomiarów mechanicznych jako przemieszczenie środka symetrii gniazda łożyska środkowego względem linii łączącej środki symetrii gniazd łożyska przedniego i tylnego. Przemieszczenie to jest wywołane w procesie obróbki i montażu. Zazwyczaj korpus silnika jest złożony co najmniej z dwóch części oddzielonych podkładką dystansową. Błędy niewspółosiowości wynikają z:

- przekoszenia osi symetrii części składowych korpusów w czasie montażu,
- niepoprawnego bazowania (osobnego bazowania) każdego z połówek korpusów,
- błędów wytaczania poszczególnych gniazd łożyskowych.

Obserwując błąd niewspółosiowości (nazywany też mimośrodem i oznaczany jako  $a$  [mm]), autorzy stwierdzili, że ulega on zmianom w czasie eksploatacji. Wynika to zarówno ze zużycia eksploatacyjnego łożysk i gniazd łożyskowych

i odkształceń korpusów, jak również zespołu wirnikowego. Wykrywanie i ocena wielkości niewspółosiowości metodą FDM-A będzie omówiona w dalszej części opracowania. Należy zaznaczyć, że w metodzie FDM-A obserwuje się niewspółosiowość podópór łożyskowych w sensie dynamicznym, co bardziej odzwierciedla rzeczywiste zagrożenia dla konstrukcji silnika niż klasyczne pomiary mechaniczne po zatrzymaniu i częściowym demontażu silnika.

**Kąt przekoszenia osi symetrii** obu części wału zmienia się znacznie w funkcji prędkości kątowej wału głównego. Zazwyczaj obserwuje się największe wartości tego kąta przy minimalnej prędkości znamionowej. Wraz ze wzrostem prędkości obrotowej wału głównego następuje wzrost tzw. siły naciągu turbiny lub wirnika silnika turboodrzutowego i kąt ten ulega zmniejszeniu.

Kąt przekoszenia osi symetrii obu części wału głównego zależy od:

- błędów obróbki i montażu korpusu silnika oraz błędów niewspółosiowości gniazd łożyskowych,
- siły naciągu turbiny,
- błędów przekoszeń osi symetrii powierzchni cylindrycznych gniazd łożyskowych względem płaszczyzn ścianek nośnych gniazd łożyskowych w korpusie silnika,
- błędów geometrycznych osadzania łożysk tocznych w gniazdach,
- błędów wykonania sprzęgła wielowypustowego łączącego obie części wału.

W metodzie FAM-C wielkość przekoszenia jest wprost proporcjonalna do wysokości zbioru charakterystycznego w kanale AC (na płaszczyźnie  $\Delta F = f(f_p)$ ), o częstotliwości  $f_p$  równej pierwszej podharmonicznej wału głównego badanego silnika. Podczas pracy silnika turboodrzutowego bardzo ważna jest kontrola jego wyważenia. Stan ten z różnych przyczyn może ulegać zmianom w czasie eksploatacji danego egzemplarza silnika.

Podczas rozpatrywania wyważenia elementów wydłużonych niewyważenie może być jednostronne (rys. 3.12a) albo dwustronne (rys. 3.12b). Jeżeli niewyważenie jest jednostronne [37, s. 33], to przemieszczanie się końcówek wałów odbywa się w jednej fazie. Zaś w przypadku niewyważenia dwustronnego wahania obu końców będą się odbywały w przeciwfazie, czyli jeżeli jeden koniec wału przemieszcza się chwilowo w górę, to drugi w dół. W metodzie FAM-C wielkość niewyważenia jest wprost proporcjonalna do wysokości zbioru charakterystycznego w kanale AC, tj. na płaszczyźnie  $\Delta F = f(f_p)$ , o częstotliwości  $f_p$  równej pierwszej harmonicznej wału głównego badanego silnika oraz do szerokości tego zbioru charakterystycznego.

## 3.2. Opis badanych zespołów napędowych śmigłowców

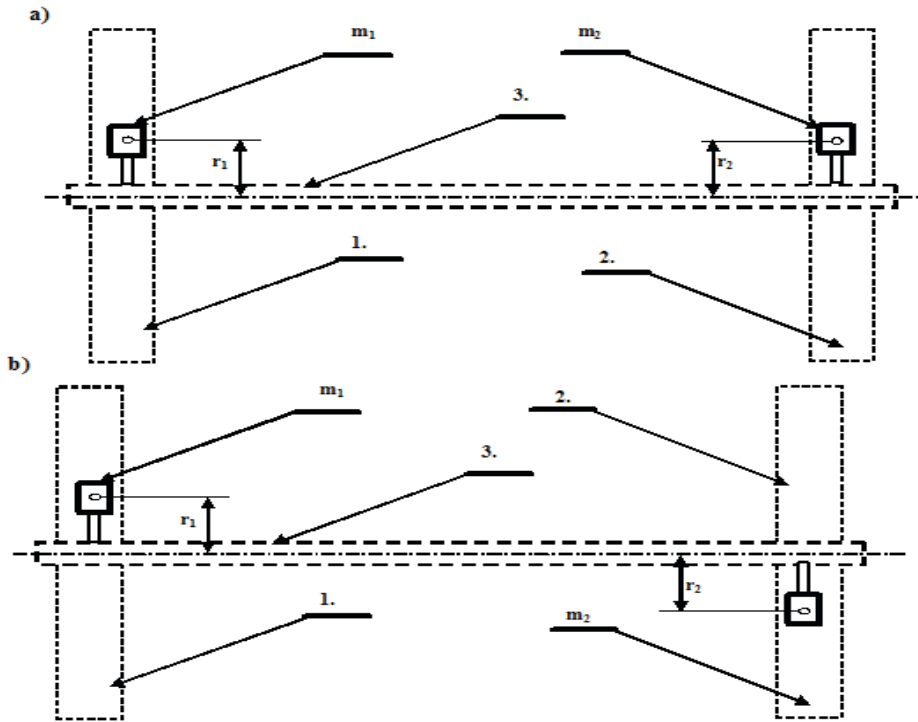
### 3.2.1. Informacje ogólne o zespołach napędowych badanych śmigłowców

Aktualnie w polskim lotnictwie wojskowym stosowane są tylko śmigłowce napędzane silnikami turbośmigłowymi. Każdy zespół napędowy (rys. 3.13) składa się z:

1. dwóch silników turbowałowych (rys. 3.13, element 8) – z integralnym reduktorem silnikowym TUN-75 w postaci skrzynki napędów agregatów silnika – reduktor ten napędza agregaty silnikowe, takie jak:
  - pompę-regulator (rys. 3.14, element I),
  - prądniczkę tachometryczną wolnej turbiny (rys. 3.14, element IV),
  - prądniczkę tachometryczną sprężarki (rys. 3.14, element VI),
  - wał wyjściowy mocy mechanicznej,
  - ewentualnie (na mniejszych śmigłowcach) prądnicę-rozrusznik – rys. 3.14, element X;
2. przekładni głównej z wirnikiem nośnym (rys. 3.13, element 2) – przekładnia ta, zwana reduktorem głównym lub przekładnią główną, redukuje znaczną prędkość obrotową wału wyjściowego silnika turboodrzutowego (250 obr/s) do prędkości znamionowej śmigła głównego (w systemie zachodnim najczęściej  $n = 2$  obr/s, w systemie wschodnim 4 obr/s); prędkość obrotowa silnika turboodrzutowego nie może być niższa z uwagi na konieczność utrzymania jego wysokiej sprawności przy stosunkowo niewielkich gabarytach; prędkość obrotowa wału głównego wirnika nie może być wysoka ze względu na bardzo duży moment bezwładności łopat – zwiększenie prędkości obrotowej przy średnim niewyważeniu mogłoby skutkować połamaniem łopat;
3. wału transmisji (rys. 3.13, element 4) – przenoszącego moment obrotowy z przekładni głównej do pomocniczych skrzyń przekładniowych, np. do przekładni pośredniczącej, tylnej;
4. przekładni pośredniczącej (rys. 3.13, element 5) – określanej przekładnią kątową, niezbędną do ukierunkowania systemu wałów skośnie do góry – z uwagi na znaczną liczbę zranień personelu naziemnego przez śmigło ogonowe, postanowiono przemieścić jego oś obrotu w górę poprzez „podgięcie” belki ogonowej do góry;
5. przekładni końcowej (rys. 3.13, element 6) – napędzającej śmigło ogonowe.

W niektórych konstrukcjach (np. śmigłowiec Mi-24) w środku systemu wałów transmisji znajduje się skrzynka napędów agregatów – dotyczy to głównie systemów napędu prądnic synchronicznych, gdzie konieczność ustawienia żurawia do obracania korpusu prądnicy (proces doregulowywania kąta fazowego pomiędzy prądnicami) wymaga ze względu na bezpieczeństwo obsługi odsunięcia skrzynki napędu agregatów od przekładni głównej.





**Rys. 3.12.** Model wirnika silnika turbinowego jednowałowego z kontrolowanym niewyważeniem: a) niewyważenia jednostronnego; b) niewyważenia dwustronnego, gdzie: 1 – sprężarka; 2 – turbina; 3 – wał główny;  $r_1$  – promień zastępczy środka ciężkości sprężarki;  $r_2$  – promień zastępczy środka ciężkości turbiny;  $m_1$  – masa (zastępcza) sprężarki;  $m_2$  – masa (zastępcza) turbiny [37]

Wszystkie silniki turbowałowe (stosowane na śmigłowcach) mają podobne moduły konstrukcyjne (rys. 3.15):

1. Blok turbosprężarki:
  - a) sprężarka 6 turbosprężarki z wałem 14;
  - b) turbina 8 turbosprężarki z wałem 13,
  - c) połączenie wału sprężarki 14 z wałem turbiny 8 i jednocześnie podparcie podporą z łożyskiem tocznym 2.
2. Komora spalania 11.
3. Blok tzw. wolnej turbiny:
  - a) turbina 9,
  - b) wał wolnej turbiny 15.
4. Kolektor wylotowy spalin 12.

Do diagnozowania zespołów napędowych metodami FAM-C lub FDM-A niezbędne są prądnice pokładowe, sprzężone mechanicznie z badanym zespołem napędowym lub prądniczki tachometryczne. Ich prędkości eksploatacyjne zawarte są w ściśle określonym przedziale prędkości obrotowych (przeważnie prędkość minimalna wzbudzenia  $n_{\min} = 2600 \div 3600$  obr/min, prędkość znamionowa  $n_N \sim 6000$  obr/min, dopuszczalna górna  $n_{\max} < 10\,000$  obr/min). Ograniczenia te wynikają zarówno ze zjawisk elektromagnetycznych, jak i wytrzymałości mechanicznej uzwojeń.

Turboodrzutowe silniki lotnicze mają znacznie większą różnorodność (rozpiętość) wartości znamionowych prędkości obrotowych niż prądnice lotnicze. Wynika to z zupełnie innych uwarunkowań fizycznych działania prądnic lotniczych i z niezależnych od nich założeń konstrukcyjnych silników turboodrzutowych. Ogólnie biorąc, turboodrzutowe silniki lotnicze o większych masach bezwładności zespołu wirnikowego, a więc o większych średnicach sprężarek i turbin, mają niższe prędkości obrotowe, np. silnik TW2-117, niż silniki o mniejszych masach bezwładności, np. turborozrusznik AI-9.

Małe silniki turboodrzutowe, np. AI-9, mają stosunkowo niewielkie średnice sprężarek i turbin. Aby utrzymać odpowiednio duży ciąg lub, w przypadku turborozruszników, odpowiednio duże ciśnienie za sprężarką (niezbędne do pneumatycznego rozruchu silników głównych) musi być zapewniona odpowiednio większa prędkość obrotowa sprężarki i turbiny. Wirnik o niewielkich gabarytach łatwiej jest wyważyć podczas procesu produkcyjnego – znacznie trudniej wyważa się duże zespoły wirnikowe.

Silnik TW2-117 (montowany na śmigłowcu Mi-8), charakteryzujący się największą z rozpatrywanych w niniejszym opracowaniu średnicą sprężarki i turbiny (turbosprężarki), ma prędkość obrotową wału sprężarki  $n_{\max} = 21\,200$  obr/min, zaś wału tzw. wolnej turbiny  $n = 12\,000$  obr/min. Znacznie mniejszy silnik GT-350 ma prędkość obrotową wału sprężarki  $n_{\max} = 45\,000$  obr/min, natomiast wału tzw. wolnej turbiny  $n_{\max} = 25\,000$  obr/min. Tymczasem prądnice lotnicze mają stosunkowo wąskie zakresy prędkości obrotowych, wynikające z zupełnie innych uwarunkowań niż silniki turboodrzutowe. Zdaniem autorów występuje tu swoiste niedopasowanie strukturalne sprzężonych ze sobą obiektów technicznych: silnika turboodrzutowego i prądnicy. Pod względem wielu właściwości silnik turboodrzutowy przypomina silnik (lub prądnicę) ze wzbudzeniem szeregowym. Tymczasem na statkach powietrznych stosowane są prądnice ze wzbudzeniem równoległym, których właściwości można przyrównać do silnika tłokowego.

W związku z powyższym, pomiędzy wałem głównym silników a prądnicami należało zaprojektować przekładnię o dużych przełożeniach. W zastosowaniu praktycznym ta sama prądnica stosowana w małym, szybkoobrotowym silniku turboodrzutowym ma mniejsze przełożenie niż zastosowana w dużym, wolno-

obrotowym silniku. Rozdzielczość obserwacji dynamiki ruchu elementów mechanicznych zespołu napędowego jest tym większa, im większy jest iloraz (generowanej przez prądnicę-przetwornik) znamionowej częstotliwości „fali nośnej” prądnicy do częstotliwości obserwowanych drgań kątowych elementu mechanicznego. Wobec tego, największe rozdzielczości w zespole napędowym można uzyskać dla szybko obracającej się prądnicy i wolno obracającego się elementu zespołu napędowego. Tak więc, potencjalnie największą rozdzielczość obserwacji można uzyskać dla silników wolnoobrotowych, czyli zazwyczaj silników wielkogabarytowych.

W dalszej części podrozdziału zestawiono m.in. parametry dotyczące oceny możliwości obserwacji wybranych podzespołów mechanicznych przez poszczególne etatowe prądnice, zamontowane na tych zespołach napędowych. Dla każdego typu śmigłowca zestawiono:

1. schemat kinematyczny zespołu napędowego ze szczególnym uwzględnieniem łożysk tocznych – wymiarami ich bieżni i średnic elementów tocznych (umożliwia to obliczenie znamionowej wartości współczynnika toczenia, a więc i częstotliwości znamionowej łożyska „nowego”, co umożliwia wstępną jego identyfikację na płaszczyźnie  $\Delta F = f(f_{tp})$ );
2. dane prądnic istotne dla metod FAM-C i FDM-A, gdzie znamionowe wartości częstotliwości „fali nośnej” wytwarzane przez poszczególne maszyny elektryczne są sprzężone mechanicznie z zespołem napędowym;
3. dane ważniejszych łożysk zespołu napędowego – przede wszystkim dane łożysk podpór wału głównego silnika;
4. częstotliwości drgań mechanicznych prędkości obrotowej (częstotliwości procesu mechanicznego) poszczególnych wybranych elementów zespołu napędowego;
5. wartości współczynnika krotności obserwacji danego procesu mechanicznego przez daną prądnicę.

Autorzy w swych rozważaniach oraz działalności praktycznej (m.in. kalibracjach) skupiali się na zapewnieniu progu minimalnej rozdzielczości. Dlatego też górne częstotliwości okna widzialności muszą być jeszcze elementowo analizowane w przyszłości. Aby zapewnić pewną systematykę dla każdej prądnicy-przetwornika, wstawiono jej symbol (w postaci wielkiej litery alfabetu) zgodny z oznaczeniem porządkowym nadanym jej podczas pierwszej prezentacji.

W przypadku omawiania współczynnika krotności dla łożysk oprócz symbolu prądnicy (w postaci wielkiej litery alfabetu) w dolnym indeksie umieszczono dodatkowo cyfrę rzymską oznaczającą numer podpory łożyskowej.

W osobnej kolumnie, w kolejnych tablicach wprowadzono oznaczenie „klasy” rozdzielczości:

- „X” –  $k_r < 1,1$  rozdzielczość niezadowalająca,
- „-O” –  $k_r = 1,1 \div 7$  dobra rozróżnialność wady, ale znaczący błąd odwzorowania,
- „OO” –  $k_r = 7 \div 30$  bardzo dobra rozróżnialność wady oraz minimalny błąd odwzorowania,
- „+O” –  $k_r = 30 \div 50$  dobra rozróżnialność wady oraz minimalny błąd odwzorowania, lecz pojawiają się oznaki niewielkiego nadmiaru informacyjnego,
- „++” –  $k_r = 50 \div 100$  duży nadmiar informacyjny utrudniający rozróżnienie zbiorów,
- „+++” –  $k_r > 100$  bardzo duży nadmiar informacyjny uniemożliwiający rozróżnienie zbiorów.

Przyjęcie tego systemu powinno ułatwić czytelnikowi szybsze rozpoznanie możliwości rozdzielczych poszczególnych prądnic-przetworników. Możliwości rozdzielcze są rozpatrywane w stosunku do poszczególnych ogniów kinematycznych. Każde ogniwo może mieć wiele różnych wad mechanicznych. W niniejszym opracowaniu ujęto tylko niektóre ogniwa kinematyczne prezentowanych silników i tylko niektóre ich wady. Jak wspomniano powyżej, jeżeli  $k_r > 50$  należy uznać, że dana prądnica osiągnęła górną częstotliwość widzialności. Należy przy tym zaznaczyć, że zależności te wynikają z przesłanek praktycznych zdobytych podczas diagnozowania turbodrzutowych silników lotniczych. Nie prowadzono tutaj jednak żadnych analiz teoretycznych, symulacji komputerowych ani też badań laboratoryjnych.

Autorzy wraz z grupą współpracowników skupiali się bowiem na zagadnieniach związanych z zapewnieniem progu minimalnej rozdzielczości. W związku z tym częstotliwości górne okna widzialności muszą być jeszcze elementowo analizowane w przyszłości i mogą ulec jeszcze znacznym korektom.

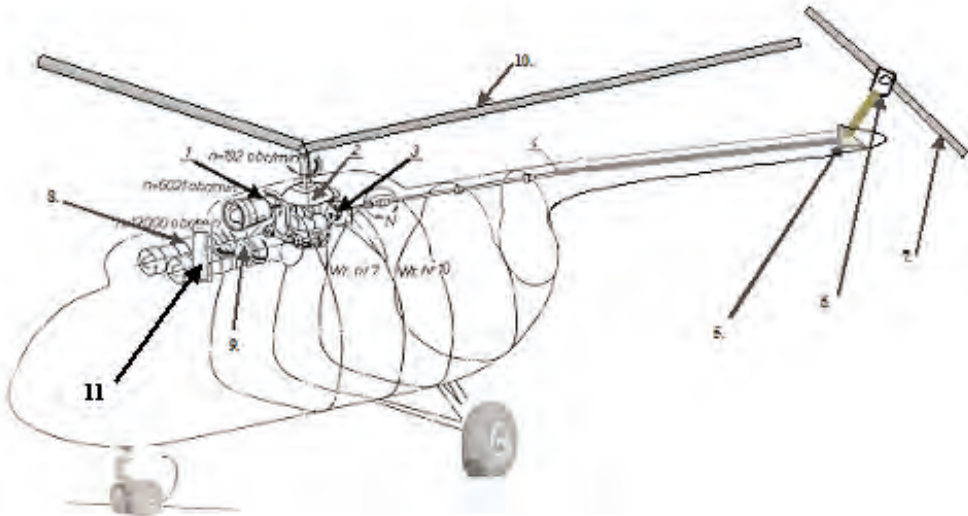
### 3.2.2. Zespół napędowy śmigłowca Mi-2

#### 3.2.2.1. Opis ogólny zespołu napędowego śmigłowca Mi-2

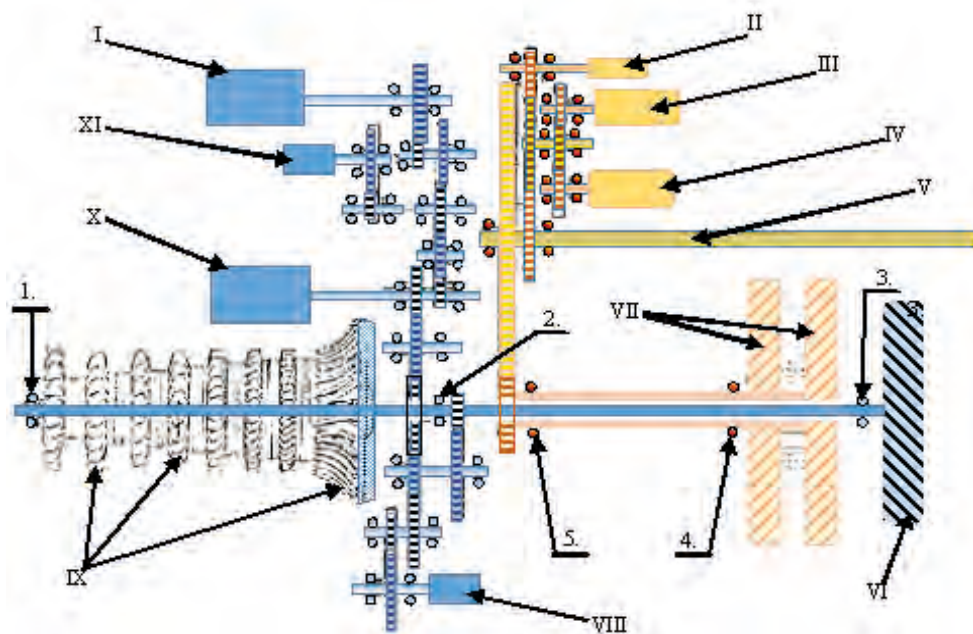
Zespół napędowy śmigłowca Mi-2 (rys. 3.13÷3.20) składa się z:

1. dwóch silników turbowałowych GTD-350 (rys. 3.13, element 8; prędkości obrotowe zestawiono w tab. 3.1) – z integralnym reduktorem silnikowym TUN-75, tj. skrzynką napędów agregatów silnika (rys. 3.13, element 11) – reduktor ten napędza agregaty silnikowe, takie jak:
  - a) pompę-regulator (rys. 3.14, element I),
  - b) prądniczki tachometryczne,
  - c) prądnicę-rozrusznik STG-3 (rys. 3.14, element X) i rys. 3.19;

2. przekładni głównej WR-2 (rys. 3.13, element 2; dane dotyczące liczby zębów kół zębatych zestawiono w tablicy 3.3) oraz (rys. 3.16÷3.18) – z trójłopatowym wirnikiem nośnym (rys. 3.13, element 10);
3. wału transmisji (rys. 3.13, element 4) – przenoszącego moment obrotowy z przekładni głównej WR-2 do śmigła ogonowego (rys. 3.13, element 7);
4. przekładni pośredniczącej (rys. 3.13, element 5) – zwanej przekładnią kątową, niezbędną do ukierunkowania systemu wałów skośnie do góry, aby przemieścić w tym kierunku śmigło ogonowe – zmniejsza się w ten sposób możliwość uszkodzenia śmigła przez przedmioty terenowe oraz zmniejsza się ryzyko zranienia obsługi naziemnej;
5. przekładni tylnej (rys. 3.13, element 6) – napędzającej śmigło ogonowe (rys. 3.13, element 7).



**Rys. 3.13.** Widok zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 na tle sylwetki płatowca: 1 – wentylator mechaniczny; 2 – przekładnia główna WR-2; 3 – hamulec mechaniczny zespołu wirnika nośnego; 4 – wał transmisji; 5 – przekładnia pośrednicząca; 6 – przekładnia tylna; 7 – łopata śmigła ogonowego (wirnik śmigła ogonowego dwułopatowy); 8 – prawy silnik turbowałowy GTD-350; 9 – lewy silnik turbowałowy GTD-350; 10 – łopata śmigła głównego (wirnik śmigła nośnego trójłopatowy – okrąg końca łopaty śmigła ogonowego nachodzi na okrąg śmigła ogonowego); 11 – reduktor silnikowy TUN-75, tj. skrzynka napędów agregatów



**Rys. 3.14.** Schemat kinematyczny silnika turbowałowego GTD-350 śmigłowca Mi-2: I – pompa nurnikowa z regulatorem przepływu, II – odpowietrznik, III – ogranicznik obrotów wolnej turbiny, IV – nadajnik obrotów wolnej turbiny, V – wał wyjściowy reduktora, VI – turbina turbosprężarki, VII – wirnik wolnej turbiny, VIII – pompa olejowa, IX – wirnik sprężarki, X – prądnica-rozrusznik STG-3, XI – nadajnik obrotomierza turbosprężarki (trójfazowa prądniczka tachometryczna D-2M); 1 – łożysko przednie – I podpora silnika, 2 – łożysko środkowe – miejsce połączenia obu części wału turbosprężarki (wał turbiny, wał sprężarki) – II podpora silnika, 3 – łożysko tylne turbosprężarki – III podpora silnika, 4 – IV podpora silnika, 5 – łożysko V podpory silnika

**Tablica 3.1**

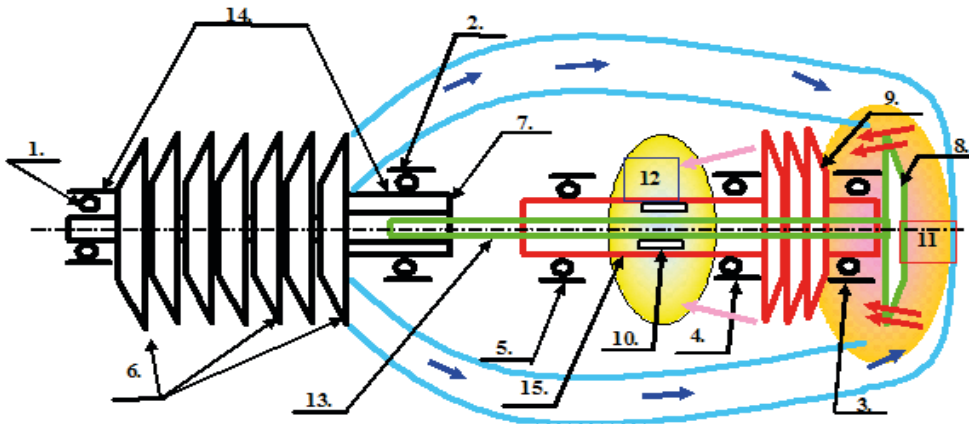
**Typowe prędkości obrotowe zespołu napędowego śmigłowca Mi-2, w procentach w stosunku do prędkości znamionowej**

	Startowy	Nominalny	Przelotowy	Minimalny
Wirnik sprężarki $n_{ws}$	98,5	96	94,5	64+2-1
Wirnik nośny $n_{wt}$	93-1	95±2	95±	45±10

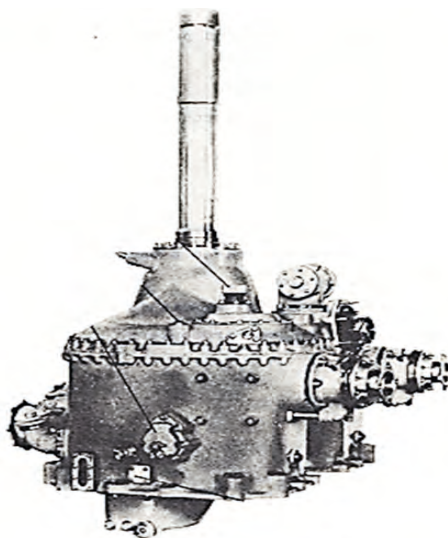
Uwaga:

1. Obrotom wirnika sprężarki  $n_{ws} = 100\%$  odpowiada  $n_{ws} = 21\ 200$  obr/min.
2. Obrotom wolnej turbiny  $n_{wt} = 100\%$  odpowiada  $n_{wt} = 12\ 000$  obr/min.

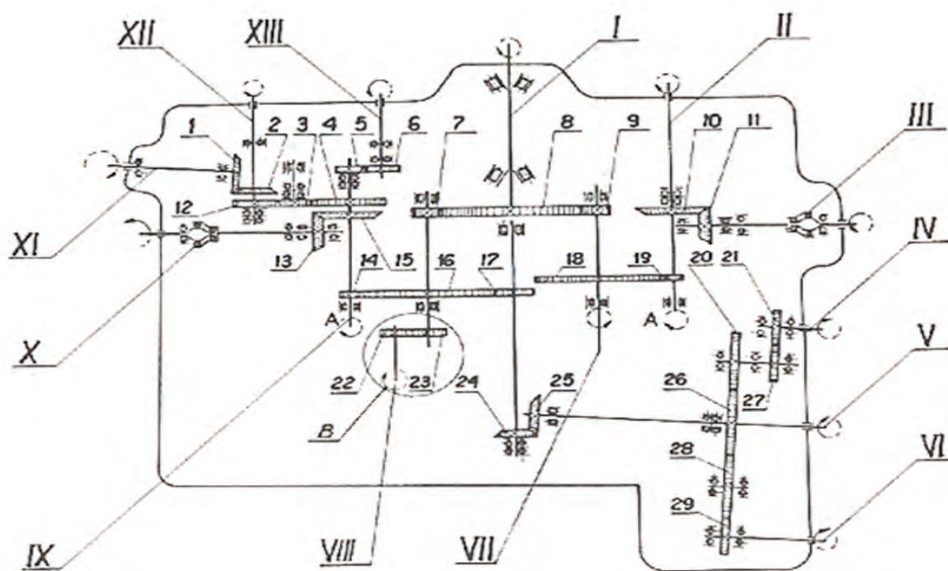
3. Obrotom wolnej turbiny  $n_{WT}=100\% n_{WT} = 12\ 000$  obr/min odpowiadają obroty wirnika nośnego  $n_{WN} = 95,3\%$ .
4. Jeżeli nastąpi wzrost obrotów wirnika nośnego powyżej 105%, to zabrania się dalszej eksploatacji zespołu napędowego (silników i przekładni głównej) – może to świadczyć o uszkodzeniu regulatora obrotów; silnik turbinowy (w przeciwieństwie do tłokowego) nie ma tendencji do zmniejszania momentu obrotowego wraz ze zwiększaniem się prędkości obrotowej – podobnie jak w elektrotechnice silnik ze wzbudzeniem szeregowym, silnik turbinowy może zwiększać swoją prędkość obrotową (po uszkodzeniu lub wyłączeniu regulatora obrotów) teoretycznie do nieskończoności.



**Rys. 3.15.** Schemat poglądowy silnika turbowalowego GTD-350 śmigłowca Mi-2: 1 – łożysko przednie – I podpora silnika, 2 – łożysko środkowe – miejsce połączenia obu części wału turbosprężarki (wał turbiny, wał sprężarki) – II podpora silnika, 3 – łożysko tylne turbosprężarki – III podpora silnika, 4 – IV podpora silnika, 5 – łożysko V podpory silnika, 6 – sprężarka, 7 – czop łożyska środkowego, 8 – turbina turbosprężarki, 9 – wolna turbina, 10 – łożysko VI podpory silnika (łożyskowanie wału wolnej turbiny względem wału turbiny turbosprężarki), 11 – komora spalania, 12 – kolektor wylotowy spalin, 13 – wał turbiny (z zespołu turbosprężarki), 14 – wał sprężarki (z zespołu turbosprężarki), 15 – wał wolnej turbiny



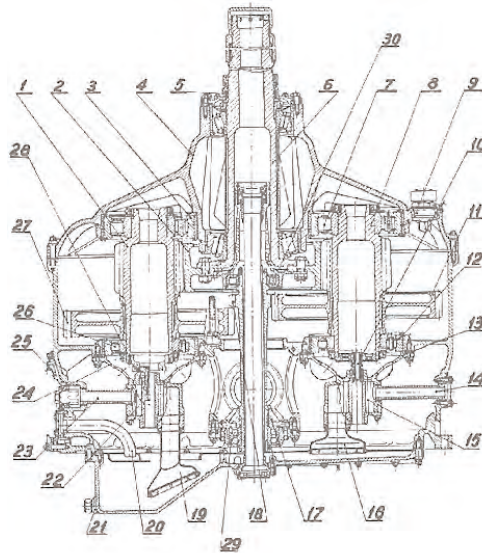
Rys. 3.16. Przekładnia główna WR-2 śmigłowca Mi-2 [fot. WSK Rzeszów]



Rys. 3.17. Schemat kinematyczny przekładni głównej WR-2 śmigłowca Mi-2: I – wał główny śmigła nośnego ( $n = 247$  obr/min); II – napęd hamulca ( $n = 2562$  obr/min); III – sprzęgło jednokierunkowe lewego silnika ( $n = 5904$  obr/min); IV – napęd agregatu hydraulicznego ( $n = 2093$  obr/min); V – napęd śmigła ogonowego ( $n = 2466$  obr/min); VI – napęd prądnicy prądu przemiennego SG-8 ( $n = 7950$  obr/min); VII – napęd pompy olejowej odsysającej ( $n = 651$  obr/min);



III – napęd pompy olejowej tłoczącej ( $n = 1066$  obr/min); IX – napęd pompy olejowej odsysającej sprzęgieł jedno-kierunkowych/dwa napędy A/ dla przekładni głównych WR-2 serii II/ ( $n = 2562$  obr/min); X – sprzęgło jednokierunkowe prawego silnika; XI – napęd wentylatora ( $n = 5094$  obr/min); XII – napęd przekładni pośredni pośredniczącej sprężarki AK-50M1G ( $n = 4501$  obr/min); XIII – napęd nadajnika obrotomierza, tj. prądniczki tachometrycznej ( $n = 2032$  obr/min) [Instrukcja przekładni WR-2]

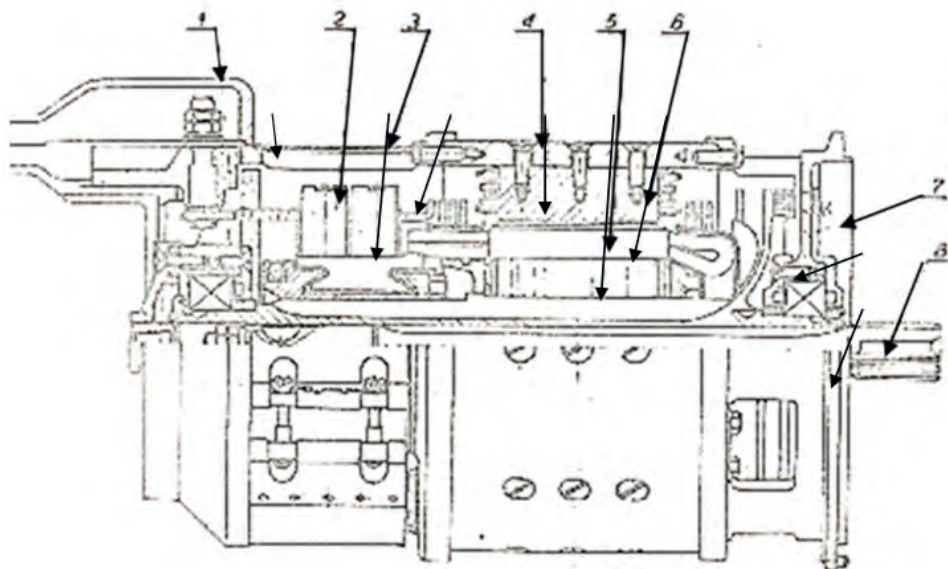


**Rys. 3.18.** Przekrój przekładni głównej WR-2 śmigłowca Mi-2: 1 – wał prawy z kołem zębatym napędzającym 3. stopnia, 2 – koło zębate pędzone 3. stopnia wału śmigła nośnego, 3 – łożysko wałkowe górne prawe, 4 – kadłub wału śmigła nośnego, 5 – uszczelnienie wału śmigła nośnego, 6 – wał główny śmigła nośnego, 7 – łożysko wałkowe górne lewe, 8 – wał lewy z kołem zębatym napędzanym 3. stopnia, 9 – odpowietrznik, 10 – wałek napędu pompy olejowej odsysającej, 11 – koło zębate napędzające lewe 2. stopnia, 12 – łożysko wałkowe dolne wału lewego, 13 – kadłub pompy olejowej odsysającej, 14 – rurka zlewu oleju do chłodnicy, 15 – pompa olejowa odsysająca, 16 – filtr wstępnego oczyszczania pompy olejowej odsysającej, 17 – koło zębate stożkowe napędzające napędu ogonowego oraz napędu prądnicy i układu hydraulicznego, 18 – koło zębate wałkowe napędu ogonowego, 19 – filtr wstępnego oczyszczania pompy olejowej tłocząca, 20 – rurka zlewu oleju z chłodnicy, 21 – króciec dajnika temperatury oleju, 22 – pompa olejowa tłocząca, 23 – rurka pośrednia kanałów olejowych kadłuba przekładni, 24 – kadłub pompy olejowej tłoczącej, 25 – gardziel wlewu oleju, 26 – łożysko wałkowe dolne wału prawego, 27 – koło zębate pędzone prawe 2. stopnia, 28 – koło zębate napędzające pompy olejowej tłoczącej, 29 – łożysko kulkowe dwurzędowe, 30 – łożysko wałkowe [Instrukcja przekładni WR-2]

**Tablica 3.2**

**Liczba zębów kół zębatach przekładni głównej WR-2 śmigłowca Mi-2**

Nr koła zębatego	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	Nr koła zębatego
Liczba zębów	23	41	29	65	23	29	14	37	14	53	23	37	23	15	63	Liczba zębów
Nr koła zębatego	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29		
Liczba zębów	59	15	59	15	71	26	22	36	26	27	58	27	63	19		



**Rys. 3.19.** Półprzekrój-półwidok prądnicy-rozrusznika STG-3 śmigłowca Mi-2: 1 – rura obiegu powietrza chłodzącego, 2 – komutator, 3 – obejma osłona komutatora, 4 – korpus (odlew staliwo), 5 – wirnik, 6 – nabiegunnik stojana, 7 – wentylator, 8 – wał napędowy [Instrukcja przekładni WR-2]

### Dane prądnic-przetworników śmigłowca Mi-2

Każda z prądnic lub czujnik prędkości obrotowej wchodzący w skład zespołu napędowego śmigłowca wytwarza pewną częstotliwość nośną (częstotliwość znamionową)  $f_{NG}$ . Z kolei każde z ogniw kinematycznych (podzespołu mechanicznego)

zespołu napędowego ma pewną częstotliwość własną  $f_{po}$ . Iloraz częstotliwości znamionowej prądnicy-przetwornika  $f_{NG}$  i częstotliwości  $f_{po}$  nazwano współczynnikiem krotności  $k$ , (podrozdział 2.3). Wszystkie te parametry są wykorzystywane w metodzie FAM-C. Zestawiono je w tab. 3.3÷3.39.

Dla ułatwienia dane poszczególnych prądnic oznaczono kolorami.

**A.** Prądniczka tachometryczna D-2M, zamontowana na reduktorze silnika głównego, ma  $p = 2$  pary biegunów magnesów trwałych na wirniku. Jest to maszyna trójfazowa (3 uzwojenia nawinięte na stojanie). W związku z tym ma stosunkowo niewielką rozdzielczość. Jest w stanie wykryć (przy jednoczesnym korzystaniu z sygnałów z trzech faz) tylko przekoszenia i mimośrodowości o dużych wartościach w torze napędowym. Jej możliwości rozdzielcze w diagnozowaniu poszczególnych mechanicznych podzespołów mechanicznych zestawiono w tablicach: 3.3, 3.7÷3.10, 3.23, 3.24, 3.26÷3.30.

**B.** Prądnica-rozrusznik STG-3:

- liczba żłobków  $Z = 38$ ,
- liczba klepek komutatora  $K = 41$ .

Jej możliwości rozdzielcze w diagnozowaniu poszczególnych mechanicznych podzespołów mechanicznych zestawiono w tablicach: 3.5, 3.11÷3.14, 3.25, 3.28, 3.31.

**C.** Prądniczka tachometryczna D-1M, zamontowana na przekładni głównej WR-2, ma  $p = 2$  pary biegunów magnesów trwałych na wirniku. Jest to maszyna trójfazowa (3 uzwojenia nawinięte na stojanie). W związku z tym ma stosunkowo niewielką rozdzielczość. Jest w stanie wykryć (przy jednoczesnym korzystaniu z sygnałów z trzech faz) tylko przekoszenia i mimośrodowości o dużych wartościach w torze napędowym. Jej możliwości rozdzielcze w diagnozowaniu poszczególnych mechanicznych podzespołów mechanicznych zestawiono w tablicach: 3.4, 3.7÷3.10, 3.32, 3.33, 3.36, 3.37.

**D.** Prądnica jednofazowa GO16PCz8 ma  $p = 6$  par biegunów. Etatowo na Mi-2 wykorzystywana jest tylko jako prądnica jednofazowa. W związku z tym, jej rozdzielczość pomiarowa będzie stosunkowo niewielka – można wykryć jedynie przekoszenia i mimośrodowości w torze napędowym. Możliwości rozdzielcze prądnicy w diagnozowaniu poszczególnych mechanicznych podzespołów mechanicznych zestawiono w tablicach: 3.6, 3.15÷3.18.

**E.** Prądnica jednofazowa GO16PCz8 ma  $p = 6$  par biegunów. Pod kątem konstrukcyjnym jest to prądnica trójfazowa. W związku z tym, kiedy wykorzystana jest wszystkie trzy fazy jednocześnie jej rozdzielczość pomiarowa FAM-C będzie trzykrotnie większa. Jej możliwości rozdzielcze w diagnozowaniu poszczególnych mechanicznych podzespołów mechanicznych zestawiono w tablicach: 3.19÷3.22, 3.39.

**Tablica 3.3**

Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b>A</b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,4	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,5	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,6	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,7	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,8	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,9	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	1	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99

**Tablica 3.4**

Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-2) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b>C</b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,4	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,5	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,6	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,7	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,8	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,9	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	1	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83

Tablica 3.5

Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądnicy prądu stałego prawej STG-3 ( $Z=38$ )

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b>B</b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,4	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,5	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,6	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,7	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,8	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,9	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	1	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202

Tablica 3.6

Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej GO16PCz8 zamontowanej na przekładni głównej WR-2 przy zliczaniu dwupółkowym

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b>D</b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,4	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,5	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,6	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,7	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,8	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,9	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	1	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260

Można zauważyć (tab. 3.3÷3.6), że wartość częstotliwości fali nośnej danej prądnicy-przetwornika zależy tylko i wyłącznie od iloczynu prędkości znamionowej jej wirnika (iloczynu prędkości obrotowej wału głównego i przełożenia) i liczby par biegunów (dla prądnicy prądu przemiennego) lub żłobków (dla prądnicy prądu stałego). Częstotliwość fali nośnej prądnicy-przetwornika nie zależy więc od

współczynnika toczenia łożysk, znajdujących się pomiędzy źródłem (generatorem) mocy mechanicznej ani od żadnych innych wad w tym (lub tym bardziej innym) torze przesyłu mocy mechanicznej.

Na uwagę zasługuje w tym przypadku znaczne zróżnicowanie wartości częstotliwości fali nośnej pomiędzy poszczególnymi prądnicami-przetwornikami. Zwiększa to precyzję i niezawodność identyfikacji poszczególnych zbiorów charakterystycznych uzyskiwanych metodami FAM-C lub FDM-A z poszczególnymi podzespołami zespołu napędowego.

### Dane łożysk głównych zespołu napędowego Mi-2

1. Łożysko prądnicy STG-3 od strony komutatora  $N = 10$ .
2. Łożysko prądniczki tachometrycznej D-1M: średnica zewnętrzna łożyska  $\varnothing = 22$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 11$  mm, średnica bieżni zewnętrznej  $D_z = 18$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 7$ , średnica elementów tocznych (kulek)  $d_k = 3,5$  mm.
3. Łożysko wałkowe pierwszej podpory silnika (1. łożysko wału głównego sprężarki):  $\varnothing_w = 45$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 85$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 15$ ,  $d_k = 17,5$  mm.
4. Łożysko kulkowe drugiej podpory silnika (2. łożysko wału głównego sprężarki):  $\varnothing_w = 75$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 55$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 18$ ,  $d_k = 8$  mm.
5. Łożysko wałkowe trzeciej podpory silnika (3. łożysko wału głównego sprężarki): średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 73,5$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 20$ ,  $d_k = 9$  mm.
6. Łożysko kulkowe czwartej podpory silnika (1. łożysko wału wolnej turbiny)  $\varnothing_w = 75$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 55$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 18$ ,  $d_k = 8$  mm.
7. Łożysko kulkowe piątej podpory silnika (2. łożysko wału wolnej turbiny): średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 73,5$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 20$ ,  $d_k = 9$  mm.

Każde z łożysk w chwili zablokowania koszyka będzie generowało drgania mechaniczne o częstotliwości równej iloczynowi prędkości kątowej wałka, na którym jest osadzone i liczby elementów tocznych. Natomiast łożysko „idealne” będzie emitowało niższą częstotliwość nośną równą powyższemu iloczynowi pomnożonemu przez wartość znamionową współczynnika toczenia  $p_{SN}$ . Łożysko rzeczywiste będzie emitowało częstotliwość nośną równą iloczynowi pomnożonemu przez wartość współczynnika toczenia, charakterystycznego dla danej znamionowej prędkości obrotowej wału głównego.

W zastosowaniu praktycznym wartość tego współczynnika toczenia zmienia się w funkcji zmian prędkości obrotowej wału głównego – najczęściej jest monotonicznie opadająca. Łożysko czyste, lecz o znacznych luzach promieniowych dla wyższych (np. maksymalnych) prędkości obrotowych przyjmuje często wartość współczynnika toczenia mniejsze od wartości  $p_{sN}$ .

### 3.2.2.2. Współczynnik krotkości zespołu napędowego śmigłowca Mi-2

Wada mimośrodowości danego wału silnika generuje drgania mechaniczne o częstotliwości równej wartości pierwszej harmonicznej prędkości znamionowej. Jak można zauważyć, współczynnik krotkości przyjmuje różne wartości, od  $k_r = 1,2$  do  $k_r = 7,1$ .

Próbkowanie pierwotne w metodzie FAM-C jest w sposób naturalny zsynchronizowane z obserwowanym przebiegiem. Dzięki temu błąd staje się znacznie mniejszy niż przy „sztywnym” próbkowaniu.

W tablicach 3.7÷3.39 zestawiono wartości współczynnika krotkości dla różnych prądnic-przetworników zamontowanych na zespole napędowym śmigłowca Mi-2.

**Tablica 3.7**

**Współczynnik krotkości dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupółkowym ( $l = 2$ )**

Lp.	Nazwa elementu (wału): A – D-2M zamontowana na reduktorze silnika GTD-350, C – D-1M zamontowana na przekładni głównej WR-2	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej D-3 dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotkości $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki; oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	2,83	24,17	0,7
2	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	2,83	24,17	0,7
3	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,83	24,17	0,7
4	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	4,91	24,17	1,2
5	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	6,90	24,17	1,7

6	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	4,91	24,17	1,2
7	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D-2M;	24,17	24,17	6,0
8	nurnikowa pompa-regulator NR40WR	14,62	24,17	3,6
9	napęd zespołu pomp olejowych	14,15	24,17	3,5
10	napęd agregatu sterującego KA40	14,62	24,17	3,6
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	5,0	39,7	0,8
12	wał koła zębatego z95	14,4	39,7	2,2
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	28,7	39,7	4,3
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	30,6	39,7	4,6
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	23,2	39,7	3,5
16	wał kół zębatych: z49, z29	20,3	39,7	3,1
17	wał napędu pompy PN-40R	24,7	39,7	3,7
18	wał kół zębatych: z24, z32	16,8	39,7	2,5
19	wał wentylatora	16,8	39,7	2,5
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	24,7	39,7	3,7
21	wał kół zębatych: z48, z27	25,2	39,7	3,8
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	39,7	39,7	6,0
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8)	16,2	39,7	2,4
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8	7,5	39,7	1,1



Tablica 3.8

Współczynnik krotności dla złożonej wady: mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupółkowym ( $l = 2$ )

Lp.	Nazwa elementu (wału) A – D-2M zamontowana na reduktorze silnika GTD-350, C – D-1M zamontowana na przekładni głównej WR-2	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczek tachometrycznej D-3 dla $n_r =$ $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	5,66	24,17	1,4
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	5,66	24,17	1,4
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	5,66	24,17	1,4
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	9,81	24,17	2,4
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	13,81	24,17	3,4
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	9,81	24,17	2,4
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	48,33	24,17	12,0
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D-2M;	29,24	24,17	7,3
9	nurnikowa pompa-regulator NR40WR	28,30	24,17	7,0
10	napęd zespołu pomp olejowych	29,24	24,17	7,3
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	10,00	39,70	1,5
12	wał koła zębatego z95	28,79	39,70	4,4
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	57,34	39,70	8,7
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	61,29	39,70	9,3
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	46,34	39,70	7,0

cd. tab. 3.8

16	wał kół zębatach: z49, z29	40,58	39,70	6,1
17	wał napędu pompy PN-40R	49,33	39,70	7,5
18	wał kół zębatach: z24, z32	33,59	39,70	5,1
19	wał wentylatora	33,59	39,70	5,1
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	49,33	39,70	7,5
21	wał kół zębatach: z48, z27	50,38	39,70	7,6
22	wałek prądnicy tachometrycznej D1M	79,40	39,70	12,0
23	wał kół zębatach: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8)	32,30	39,70	4,9
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8	14,97	39,70	2,3

Tablica 3.9

**Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 dla kanału FAM-C trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupółówkowym ( $l = 2$ )**

Lp.	Nazwa elementu (wału) A – D-2M zamontowana na reduktorze silnika TWG-350, C – D-1M zamontowana na przekładni głównej WR-2	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej D3 dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	1,42	24,17	0,4
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	1,42	24,17	0,4
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	1,42	24,17	0,4
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,45	24,17	0,6
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	3,45	24,17	0,9
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	2,45	24,17	0,6
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	12,08	24,17	3,0

cd. tab. 3.9

8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M;	7,31	24,17	1,8
9	nurnikowa pompa-regulator NR40WR	7,08	24,17	1,8
10	napęd zespołu pomp olejowych	7,31	24,17	1,8
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	2,50	39,70	0,4
12	wał koła zębatego z95	7,20	39,70	1,1
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	14,33	39,70	2,2
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	15,32	39,70	2,3
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	11,59	39,70	1,8
16	wał kół zębatych: z49, z29	10,15	39,70	1,5
17	wał napędu pompy PN-40R	12,33	39,70	1,9
18	wał kół zębatych: z24, z32	8,40	39,70	1,3
19	wał wentylatora	8,40	39,70	1,3
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	12,33	39,70	1,9
21	wał kół zębatych: z48, z27	12,60	39,70	1,9
22	wałek prądnicy tachometrycznej D1M	19,85	39,70	3,0
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8)	8,08	39,70	1,2
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8	3,74	39,70	0,6

**Tablica 3.10**

**Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego GTD-350 śmigłowca Mi-2 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupółkowym ( $l = 2$ )**

Lp.	Oznaczenie koła zębatego A – D-2M na reduktorze silnika TWG-350, C – D-1M na przekładni głównej WR-2	Czas trwania przemieszczenia o jedną podziałkę modułową dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania przemieszczenia o $0,1^*m$ ( $1/10$ podziałki modułowej) dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności dla pełnej podziałki modułowej $k_{r1}$ [-]	Współczynnik krotności dla $0,1^*m$ podziałki modułowej $k_{r2}$ [-]
1	12	0,236	0,024	24,17	0,059	0,006
2	32	0,088	0,009	24,17	0,022	0,002
3	30	0,094		24,17		
4	18	0,273	0,027	24,17	0,068	0,007
5	18	0,384	0,038	24,17	0,095	0,010
6	49	0,100	0,010	24,17	0,025	0,002
7	38	0,636	0,064	24,17	0,158	0,016
8	40	0,366	0,037	24,17	0,091	0,009
9	32	0,442	0,044	24,17	0,110	0,011
10	40	0,366	0,037	24,17	0,091	0,009
11	33	0,152	0,015	39,70	0,023	0,002
12	95	0,152	0,015	39,70	0,023	0,002
13	29	0,989	0,099	39,70	0,149	0,015
14	66	0,464	0,046	39,70	0,070	0,007
15	31	0,747	0,075	39,70	0,113	0,011
16	49	0,414	0,041	39,70	0,063	0,006
17	47	0,525	0,052	39,70	0,079	0,008
18	24	0,700	0,070	39,70	0,106	0,011
19	22	0,763	0,076	39,70	0,115	0,012
20	47	0,525	0,052	39,70	0,079	0,008
21	48	0,525	0,052	39,70	0,079	0,008
22	27	1,470	0,147	39,70	0,222	0,022
23	39	0,414	0,041	39,70	0,063	0,006
24	19	0,394	0,039	39,70	0,060	0,006

Tablica 3.11

Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 dla kanału prądnicy prądu stałego STG-3

Lp.	Nazwa elementu (wału) B	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu podziałki żłobkowej ( $Z=38$ ) modulującej dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki; oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	2,83	0,182	16
2	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	2,83	0,182	16
3	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,83	0,182	16
4	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	4,91	0,182	27
5	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	6,90	0,182	38
6	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy numnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	4,91	0,182	27
7	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M;	24,17	0,182	133
8	nurnikowa pompa-regulator NR40WR	14,62	0,182	80
9	napęd zespołu pomp olejowych	14,15	0,182	78
10	napęd agregatu sterującego KA40	14,62	0,182	80
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą		
12	wał koła zębatego z95			
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)			
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74			
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego			
16	wał kół zębatych: z49, z29			
17	wał napędu pompy PN-40R			
18	wał kół zębatych: z24, z32			
19	wał wentylatora			
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M			
21	wał kół zębatych: z48, z27			
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M			
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8			
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8			

Tablica 3.12

**Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 dla kanału prądnicy prądu stałego STG-3**

Lp.	Nazwa elementu (wału) B	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_2 = n_{WT} = 12\ 000$ obr/ min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/ min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu podziałki żłobkowej ( $Z=38$ ) modulującej dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/ min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/ min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	5,66	0,182	31
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	5,66	0,182	31
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	5,66	0,182	31
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	9,81	0,182	54
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	13,81	0,182	76
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	9,81	0,182	54
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	48,33	0,182	266
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M;	29,24	0,182	161
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	28,30	0,182	156
10	napęd zespołu pomp olejowych	29,24	0,182	161
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą		
12	wał koła zębatego z95			
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)			
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74			
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego			
16	wał kół zębatych: z49, z29			
17	wał napędu pompy PN-40R			
18	wał kół zębatych: z24, z32			
19	wał wentylatora			
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M			
21	wał kół zębatych: z48, z27			
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M			
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8			
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8			

Tablica 3.13

Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 dla kanału prądnicy prądu stałego STG3

Lp.	Nazwa elementu (wału) B	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_z =$ $n_{WT} = 12000$ obr/ min $n_{WS} = 21200$ obr/ min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu podziałki żłobkowej ( $Z=38$ ) modulującej dla $n_{WT} = 12000$ obr/ min $n_{WS} = 21200$ obr/ min [ms]	Współczynnik krotności $k_t$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	1,42	0,182	8
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	1,42	0,182	8
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	1,42	0,182	8
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,45	0,182	14
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	3,45	0,182	19
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	2,45	0,182	14
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	12,08	0,182	67
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M;	7,31	0,182	40
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	7,08	0,182	39
10	napęd zespołu pomp olejowych	7,31	0,182	40
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wy-szczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą		
12	wał koła zębatego z95			
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)			
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74			
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego			
16	wał kół zębatych: z49, z29			
17	wał napędu pompy PN-40R			
18	wał kół zębatych: z24, z32			
19	wał wentylatora			
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M			
21	wał kół zębatych: z48, z27			
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M			
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8			
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8			

**Tablica 3.14**

**Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 dla kanału prądnicę prądu stałego STG-3**

Lp.	Oznaczenie koła zębatego B	Czas trwania przemieszczenia o jedną podziałkę modułową dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania przemieszczenia o $0,1^*m$ (1/10 podziałki modułowej) dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu podziałki żłobkowej ( $Z=38$ ) modulującej dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności dla pełnej podziałki modułowej $k_{r1}$ [-]	Współczynnik krotności dla $0,1^*m$ podziałki modułowej $k_{r2}$ [-]
1	12	0,236	0,024	0,182	1,3	0,13
2	32	0,088	0,009	0,182	0,5	0,05
3	30	0,094	0,009	0,182	0,5	0,05
4	18	0,273	0,027	0,182	1,5	0,15
5	18	0,384	0,038	0,182	2,1	0,21
6	49	0,100	0,010	0,182	0,6	0,06
7	38	0,636	0,064	0,182	3,5	0,35
8	40	0,366	0,037	0,182	2,0	0,20
9	32	0,442	0,044	0,182	2,4	0,24
10	40	0,366	0,037	0,182	2,0	0,20
11	33	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą				
12	95					
13	29					
14	66					
15	31					
16	49					
17	47					
18	24					
19	22					
20	47					
21	48					
22	27					
23	39					
24	19					



Tablica 3.15

Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupółkowym

Lp.	Nazwa elementu (wału) D	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu wirnika prądnicy dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki; oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	2,83	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	2,83		
3	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,83		
4	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	4,91		
5	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	6,90		
6	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	4,91		
7	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M;	24,17		
8	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	14,62		
9	napęd zespołu pomp olejowych	14,15		
10	napęd agregatu sterującego KA-40	14,62		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	5,00	7,48	1,34
12	wał koła zębatego z95	14,39	7,48	3,85
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	28,67	7,48	7,66
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	30,65	7,48	8,19
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	23,17	7,48	6,19
16	wał kół zębatych: z49, z29	20,29	7,48	5,42
17	wał napędu pompy PN-40R	24,67	7,48	6,59
18	wał kół zębatych: z24, z32	16,79	7,48	4,49
19	wał wentylatora	16,79	7,48	4,49
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	24,67	7,48	6,59
21	wał kół zębatych: z48, z27	25,19	7,48	6,73
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	39,70	7,48	10,61
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8)	16,15	7,48	4,32
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8	7,48	7,48	2,00

Tablica 3.16

**Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądu prądu jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupółkowym**

Lp.	Nazwa elementu (wału) D	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej D-3 dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_T$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	5,66	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	5,66		
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	5,66		
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	9,81		
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	13,81		
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	9,81		
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	48,33		
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M;	29,24		
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	28,30		
10	napęd zespołu pomp olejowych	29,24		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	10,00	7,48	2,67
12	wał koła zębatego z95	28,79	7,48	7,69
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	57,34	7,48	15,32
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	61,29	7,48	16,38
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	46,34	7,48	12,38
16	wał kół zębatych: z49, z29	40,58	7,48	10,84
17	wał napędu pompy PN-40R	49,33	7,48	13,18
18	wał kół zębatych: z24, z32	33,59	7,48	8,98
19	wał wentylatora	33,59	7,48	8,98
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	49,33	7,48	13,18

cd. tab. 3.16

21	wał kół zębatach: z48, z27	50,38	7,48	13,46
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	79,40	7,48	21,22
23	wał kół zębatach: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8	32,30	7,48	8,63
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8	14,97	7,48	4,00

Tablica 3.17

**Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupółkowym**

Lp.	Nazwa elementu (wału) D	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej D-3 dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_f$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	1,42	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	1,42		
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	1,42		
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,45		
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	3,45		
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	2,45		
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurmikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	12,08		
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D-2M;	7,31		
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	7,08		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	2,50		
12	wał koła zębatego z95	7,20	7,485	1,92
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	14,33	7,485	3,83
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	15,32	7,485	4,09
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	11,59	7,485	3,10
16	wał kół zębatach: z49, z29	10,15	7,485	2,71
17	wał napędu pompy PN-40R	12,33	7,485	3,30
18	wał kół zębatach: z24, z32	8,40	7,485	2,24

cd. tab. 3.17

19	wał wentylatora	8,40	7,485	2,24
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	12,33	7,485	3,30
21	wał kół zębatych: z48, z27	12,60	7,485	3,37
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	19,85	7,485	5,30
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8)	8,08	7,485	2,16
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8	3,74	7,485	1,00

**Tablica 3.18**

**Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupółkowym**

Lp.	Oznaczenie koła zębatego D	Czas trwania przemieszczenia o jedną podziałkę modułową dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania przemieszczenia o $0,1 \cdot m$ (1/10 podziałki modułowej) dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu wirnika prądnicy dla $n = n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności dla pełnej podziałki modułowej $k_{r1}$ [-]	Współczynnik krotności dla $0,1 \cdot m$ podziałki modułowej $k_{r2}$ [-]
1	12	0,236	0,024	7,485	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	32	0,088	0,009	7,485		
3	30	0,094		7,485		
4	18	0,273	0,027	7,485		
5	18	0,384	0,038	7,485		
6	49	0,100	0,010	7,485		
7	38	0,636	0,064	7,485		
8	40	0,366	0,037	7,485		
9	32	0,442	0,044	7,485		
10	40	0,366	0,037	7,485		
11	33	0,152	0,015	7,485	0,020	0,002
12	95	0,152	0,015	7,485	0,020	0,002
13	29	0,989	0,099	7,485	0,132	0,013
14	66	0,464	0,046	7,485	0,062	0,006
15	31	0,747	0,075	7,485	0,100	0,010
16	49	0,414	0,041	7,485	0,055	0,006
17	47	0,525	0,052	7,485	0,070	0,007
18	24	0,700	0,070	7,485	0,093	0,009
19	22	0,763	0,076	7,485	0,102	0,010
20	47	0,525	0,052	7,485	0,070	0,007
21	48	0,525	0,052	7,485	0,070	0,007
22	27	1,470	0,147	7,485	0,196	0,020
23	39	0,414	0,041	7,485	0,055	0,006
24	19	0,394	0,039	7,485	0,053	0,005

Tablica 3.19

Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy GO16PCz8 ( $f_z=3$ ) przy zliczaniu dwupółwkowym ( $f_z=2$ )

Lp.	Nazwa elementu (wału) E	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu wirnika prądnicy dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki; oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	2,83	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	2,83		
3	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,83		
4	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	4,91		
5	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	6,90		
6	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	4,91		
7	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M;	24,17		
8	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	14,62		
9	napęd zespołu pomp olejowych	14,15		
10	napęd agregatu sterującego KA-40	14,62		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	5,00	7,485	2,0
12	wał koła zębatego z95	14,39	7,485	5,8
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	28,67	7,485	11,5
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	30,65	7,485	12,3
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	23,17	7,485	9,3
16	wał kół zębatych: z49, z29	20,29	7,485	8,1
17	wał napędu pompy PN-40R	24,67	7,485	9,9
18	wał kół zębatych: z24, z32	16,79	7,485	6,7
19	wał wentylatora	16,79	7,485	6,7
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	24,67	7,485	9,9
21	wał kół zębatych: z48, z27	25,19	7,485	10,1
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	39,70	7,485	15,9
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8)	16,15	7,485	6,5
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8	7,48	7,485	3,0

Tablica 3.20

Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy GO16PCz8 ( $f_{\varepsilon}=3$ ) przy zliczaniu dwupółkowym ( $f_{\varepsilon}=2$ )

Lp.	Nazwa elementu (wału) E	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/ min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/ min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej D3 dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/ min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/ min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	5,66	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	5,66		
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	5,66		
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	9,81		
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	13,81		
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	9,81		
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurmikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	48,33		
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D-2M;	29,24		
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	28,30		
10	napęd zespołu pomp olejowych	29,24		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	10,00	7,485	4,0
12	wał koła zębatego z95	28,79	7,485	11,5
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	57,34	7,485	23,0
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	61,29	7,485	24,6
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	46,34	7,485	18,6
16	wał kół zębatych: z49, z29	40,58	7,485	16,3
17	wał napędu pompy PN-40R	49,33	7,485	19,8
18	wał kół zębatych: z24, z32	33,59	7,485	13,5
19	wał wentylatora	33,59	7,485	13,5
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	49,33	7,485	19,8
21	wał kół zębatych: z48, z27	50,38	7,485	20,2
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	79,40	7,485	31,8
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8)	32,30	7,485	12,9
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8	14,97	7,485	6,0

Tablica 3.21

Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy jednofazowej GO16PCz8 ( $f_z=3$ ) przy zliczaniu dwupółkowym ( $f_z=2$ )

Lp.	Nazwa elementu (wału) E	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej D-3 dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_f$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	1,42	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	1,42		
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	1,42		
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,45		
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	3,45		
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy STG-3	2,45		
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy numnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	12,08		
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D-2M;	7,31		
9	numnikowa pompa-regulator NR-40WR	7,08		
10	napęd zespołu pomp olejowych	29,24		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	2,50	7,485	1,0
12	wał koła zębatego z95	7,20	7,485	2,9
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	14,33	7,485	5,7
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	15,32	7,485	6,1
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	11,59	7,485	4,6
16	wał kół zębatych: z49, z29	10,15	7,485	4,1
17	wał napędu pompy PN-40R	12,33	7,485	4,9
18	wał kół zębatych: z24, z32	8,40	7,485	3,4
19	wał wentylatora	8,40	7,485	3,4
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	12,33	7,485	4,9
21	wał kół zębatych: z48, z27	12,60	7,485	5,0
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	19,85	7,485	8,0
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy GO16PCz8)	8,08	7,485	3,2
24	wałek napędu prądnicy GO16PCz8	3,74	7,485	1,5

**Tablica 3.22**

**Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy GO16PCz8 ( $f_z=3$ ) przy zliczaniu dwupółkowym ( $f_z=2$ )**

Lp.	Oznaczenie koła zębatego E	Czas trwania przemieszczenia o jedną podziałkę modułową dla $n_{WT} = 12000$ obr/min $n_{WS} = 21200$ obr/min [ms]	Czas trwania przemieszczenia o $0,1^*m$ ( $1/10$ podziałki modułowej) dla $n_{WT} = 12000$ obr/min $n_{WS} = 21200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu wirnika prądnicy dla $n = n_{WT} = 12000$ obr/min $n_{WS} = 21200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności dla pełnej podziałki modułowej $k_{r1}$ [-]	Współczynnik krotności dla $0,1^*m$ podziałki modułowej $k_{r2}$ [-]
1	12	0,236	0,024	7,485	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	32	0,088	0,009	7,485		
3	30	0,094		7,485		
4	18	0,273	0,027	7,485		
5	18	0,384	0,038	7,485		
6	49	0,100	0,010	7,485		
7	38	0,636	0,064	7,485		
8	40	0,366	0,037	7,485		
9	32	0,442	0,044	7,485		
10	40	0,366	0,037	7,485		
11	33	0,152	0,015	7,485	0,06	0,01
12	95	0,152	0,015	7,485	0,06	0,01
13	29	0,989		7,485	0,40	0,00
14	66	0,464	0,046	7,485	0,19	0,02
15	31	0,747	0,075	7,485	0,30	0,03
16	49	0,414	0,041	7,485	0,17	0,02
17	47	0,525	0,052	7,485	0,21	0,02
18	24	0,700	0,070	7,485	0,28	0,03
19	22	0,763	0,076	7,485	0,31	0,03
20	47	0,525	0,052	7,485	0,21	0,02
21	48	0,525	0,052	7,485	0,21	0,02
22	27	1,470	0,147	7,485	0,59	0,06
23	39	0,414	0,041	7,485	0,17	0,02
24	19	0,394	0,039	7,485	0,16	0,02



Tablica 3.23

Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko pierwszej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
<b><math>A_I</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_t$	0,3	1908	1879	1832	1803	1717	5406	1526	1431	1336	1259	1202	1049	954	763
	0,4	2544	2506	2442	2404	2290	4865	2035	1908	1781	1679	1603	1399	1272	1018
	0,5	3180	3132	3053	3005	2862	4325	2544	2385	2226	2099	2003	1749	1590	1272
	0,6	3816	3759	3663	3606	3434	3784	3053	2862	2671	2519	2404	2099	1908	1526
	0,7	4452	4385	4274	4207	4007	3244	3562	3339	3116	2938	2805	2449	2226	1781
	0,8	5088	5012	4884	4808	4579	2703	4070	3816	3562	3358	3205	2798	2544	2035
	0,9	5724	5638	5495	5409	5152	2162	4579	4293	4007	3778	3606	3148	2862	2290
	1	6360	6265	6106	6010	5724	1622	5088	4770	4452	4198	4007	3498	3180	2544

Tablica 3.24

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska pierwszej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
<b><math>A_I</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_t$	0,3	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130
	0,4	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098
	0,5	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078
	0,6	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065
	0,7	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056
	0,8	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049
	0,9	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043
	1	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039

**Tablica 3.25**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska pierwszej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniccy prądu stałego prawej dolnej STG-3 ( $\dot{Z}=38$ )

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
<b><math>B_I</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88
	0,4	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16
	0,5	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73
	0,6	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44
	0,7	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24
	0,8	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08
	0,9	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96
	1	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87

**Tablica 3.26**

Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko drugiej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
<b><math>A_{II}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	1590	1566	1526	1503	1431	1352	1272	1193	1113	1049	1002	875	795	636
	0,4	2120	2088	2035	2003	1908	1802	1696	1590	1484	1399	1336	1166	1060	848
	0,5	2650	2610	2544	2504	2385	2253	2120	1988	1855	1749	1670	1458	1325	1060
	0,6	3180	3132	3053	3005	2862	2703	2544	2385	2226	2099	2003	1749	1590	1272
	0,7	3710	3654	3562	3506	3339	3154	2968	2783	2597	2449	2337	2041	1855	1484
	0,8	4240	4176	4070	4007	3816	3604	3392	3180	2968	2798	2671	2332	2120	1696
	0,9	4770	4698	4579	4508	4293	4055	3816	3578	3339	3148	3005	2624	2385	1908
	1	5300	5221	5088	5009	4770	4505	4240	3975	3710	3498	3339	2915	2650	2120

Tablica 3.27

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska drugiej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
<b><math>A_{II}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156
	0,4	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117
	0,5	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094
	0,6	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078
	0,7	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067
	0,8	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059
	0,9	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052
	1	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047

Tablica 3.28

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska drugiej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki prądu stałego STG-3 ( $Z=38$ )

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
<b><math>B_{II}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46
	0,4	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60
	0,5	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08
	0,6	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73
	0,7	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48
	0,8	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30
	0,9	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15
	1	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04

**Tablica 3.29**

**Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko trzeciej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2**

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
<b><math>A_{III}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_t$	0,3	2120	2088	2035	2003	1908	1802	1696	1590	1484	1399	1336	1166	1060	848
	0,4	2827	2784	2714	2671	2544	2403	2261	2120	1979	1866	1781	1555	1413	1131
	0,5	3533	3480	3392	3339	3180	3003	2827	2650	2473	2332	2226	1943	1767	1413
	0,6	4240	4176	4070	4007	3816	3604	3392	3180	2968	2798	2671	2332	2120	1696
	0,7	4947	4872	4749	4675	4452	4205	3957	3710	3463	3265	3116	2721	2473	1979
	0,8	5653	5569	5427	5342	5088	4805	4523	4240	3957	3731	3562	3109	2827	2261
	0,9	6360	6265	6106	6010	5724	5406	5088	4770	4452	4198	4007	3498	3180	2544
	1	7067	6961	6784	6678	6360	6007	5653	5300	4947	4664	4452	3887	3533	2827

**Tablica 3.30**

**Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska trzeciej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC**

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
<b><math>A_{III}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_t$	0,3	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	
	0,4	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	
	0,5	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	
	0,6	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	
	0,7	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	
	0,8	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044
	0,9	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039
	1	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035

Tablica 3.31

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska trzeciej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczy prądu stałego prawej dolnej STG-3 ( $\dot{Z}=38$ )

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
<b>B<sub>III</sub></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60
	0,4	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95
	0,5	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56
	0,6	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30
	0,7	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11
	0,8	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97
	0,9	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87
	1	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78

Tablica 3.32

Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko czwartej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800
<b>C<sub>IV</sub></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	900	837	855	810	761	710	660	610	562	495	492	424	380
	0,4	1200	1116	1140	1080	1015	947	879	814	749	660	656	565	506
	0,5	1500	1395	1425	1349	1269	1183	1099	1017	937	825	820	706	633
	0,6	1800	1674	1710	1619	1523	1420	1319	1220	1124	990	984	847	760
	0,7	2100	1953	1995	1889	1777	1656	1539	1424	1311	1155	1148	989	886
	0,8	2400	2232	2280	2159	2030	1893	1759	1627	1499	1320	1312	1130	1013
	0,9	2700	2511	2565	2429	2284	2130	1979	1831	1686	1485	1476	1271	1139
	1	3000	2790	2850	2699	2538	2366	2198	2034	1873	1650	1641	1412	1266

**Tablica 3.33**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-2) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b><math>C_V</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	
	0,4	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	
	0,5	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	
	0,6	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	
	0,7	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	
	0,8	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
	0,9	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09
	1	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08

**Tablica 3.34**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądniczy jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupółkowym

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b><math>D_V</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	
	0,4	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	
	0,5	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	
	0,6	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	
	0,7	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	
	0,8	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310
	0,9	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275
	1	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248

Tablica 3.35

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej GO16PCz8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych ( $f_z=3$ ) przy zliczaniu dwupółkowym ( $f_z=2$ )

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800
<b><math>E_V</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_z$	0,3	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477
	0,4	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857
	0,5	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486
	0,6	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238
	0,7	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061
	0,8	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929
	0,9	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826
	1	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743

Tablica 3.36

Wartości częstotliwości zmodulowanej przez łożysko piątej podpory silnika GTD-350

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b><math>C_V</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_z$	0,3	1200	1116	1140	1080	1015	947	879	814	749	660	656	565	506	1400
	0,4	1600	1488	1520	1439	1354	1262	1172	1085	999	880	875	753	675	1260
	0,5	2000	1860	1900	1799	1692	1578	1466	1356	1249	1100	1094	942	844	1120
	0,6	2400	2232	2280	2159	2030	1893	1759	1627	1499	1320	1312	1130	1013	980
	0,7	2800	2604	2660	2519	2369	2209	2052	1898	1748	1540	1531	1318	1182	840
	0,8	3200	2976	3040	2879	2707	2524	2345	2170	1998	1760	1750	1507	1350	700
	0,9	3600	3348	3420	3239	3046	2840	2638	2441	2248	1980	1969	1695	1519	560
	1	4000	3720	3800	3599	3384	3155	2931	2712	2498	2200	2187	1883	1688	420

**Tablica 3.37**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-2) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{ws}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{ws}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800
<b><math>C_v</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
	0,4	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15
	0,5	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12
	0,6	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
	0,7	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09
	0,8	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07
	0,9	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07
	1	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06

**Tablica 3.38**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupółkowym

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{ws}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{ws}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800
<b><math>D_v</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619
	0,4	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464
	0,5	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371
	0,6	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310
	0,7	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265
	0,8	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232
	0,9	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206
	1	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186



Tablica 3.39

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy GO-16PCZ8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych ( $f_z=3$ ) przy zliczaniu dwupółkowym ( $f_z=2$ )

Prędkość obrotowa wału głównego sprzężarki $n_{ws}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego $n_{ws}$ [obr./min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr./min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800
<b><math>E_v</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857
	0,4	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393
	0,5	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114
	0,6	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929
	0,7	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796
	0,8	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697
	0,9	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619
	1	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557

### 3.2.3. Zespół napędowy śmigłowca Mi-8

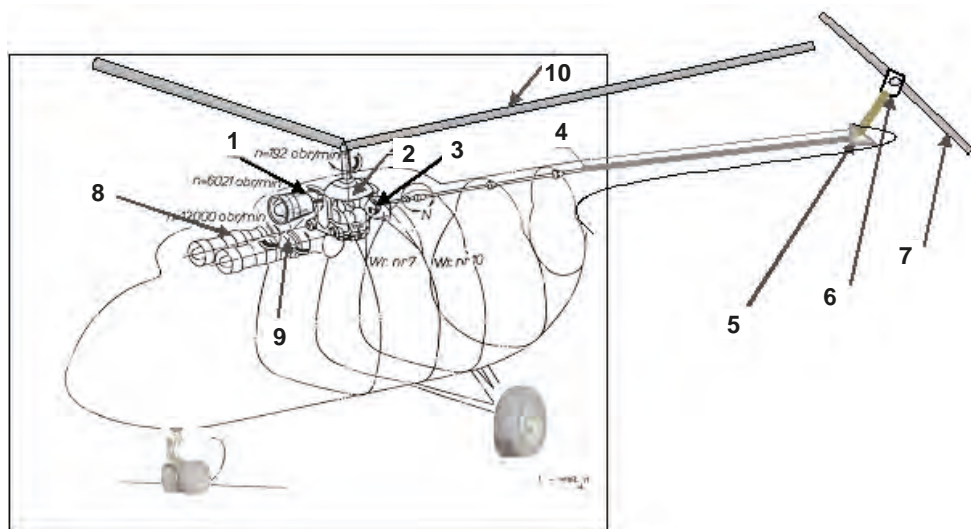
#### 3.2.3.1. Opis ogólny zespołu napędowego śmigłowca Mi-8

**Zespół napędowy śmigłowca Mi-8** (rys. 3.20÷3.31) składa się z:

- dwóch silników turbowałowych TW2-117A (rys. 3.20, elementy: 8 i 9; rys. 3.21, elementy: 2 i 3) – z integralnym reduktorem silnikowym, tj. skrzynką napędów agregatów silnika (rys. 3.22, elementy: 3 i 17) – reduktor ten napędza agregaty silnikowe, takie jak: pompę-regulator, prądniczki tachometryczne (rys. 3.22, elementy: 2 i 16) oraz z wałem wyjściowym mocy mechanicznej (rys. 3.22, elementy: 6 i 20), prądnicę-rozrusznik GS-18MO (rys. 3.22, elementy: 1 i 15; rys. 3.30 i 3.31);
- przekładni głównej WR-8 (rys. 3.20, element 9; rys. 3.21, element 1) – z 5-łopatowym wirnikiem nośnym (rys. 3.20, element 10). Przekładnia WR-8 ma już dwa stopnie planetarne w swej strukturze (rys. 3.28, element zespołu kół zębatach: Z-29, Z-48, Z-31, Z-89, Z-106), dzięki czemu możliwe było zmniejszenie objętości i ciężaru przekładni głównej – ciężar WR-8 w stosunku do przenoszonej mocy jest znacznie mniejszy niż przekładni bez stopni planetarnych, np. WR-2;
- wału transmisji (rys. 3.20, element 4) – przenoszącego moment obrotowy z przekładni głównej do śmigła ogonowego (rys. 3.20, element 7);
- przekładni pośredniczącej (rys. 3.20, element 5) – zwaną przekładnią kątową, niezbędną do ukierunkowania systemu wałów skośnie do góry, aby przemieścić w tym kierunku śmigło ogonowe – zmniejsza się w ten sposób możliwość uszko-

dzenia śmigła przez przedmioty terenowe oraz zmniejsza się ryzyko zranienia obsługi naziemnej. Jest to chronologicznie pierwszy śmigłowiec rosyjski z tylną rampą ładunkową – bez przesunięcia osi wirowania śmigła ogonowego do góry groziłaby kolizja z przetaczanym ładunkiem;

5. przekładni tylnej (rys. 3.20, element 6), napędzającej 5-łopatowe śmigło ogonowe (rys. 3.20, element 7).



**Rys. 3.20.** Widok zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 na tle sylwetki płatowca: 1 – wentylator mechaniczny (napędzany z przekładni głównej, zapewniający chłodzenie agregatom zespołu napędowego); 2 – przekładnia główna WR-2; 3 – hamulec mechaniczny zespołu wirnika nośnego; 4 – wał transmisji; 5 – przekładnia pośrednicząca; 6 – przekładnia tylna; 7 – łopata śmigła ogonowego (wirnik śmigła ogonowego trójłopatowy odpychający strugi powietrza); 8 – prawy silnik turbopropalowy TW-2; 9 – lewy silnik turbopropalowy TW-2; 10 – łopata śmigła głównego (wirnik śmigła nośnego pięciolopatowy – okrąg końca łopaty śmigła ogonowego nie nachodzi na okrąg śmigła ogonowego) [Śmigłowiec Mi-8. Opis techniczny płatowca]

Agregaty silnika i ich przełożenia względem wału głównego silnika wirnika sprężarki:

1. górny agregat olejowy – przełożenie – 0,189,
2. dolny agregat olejowy – przełożenie – 0,199,
3. pompa-regulator nurnikowa typ NR-40WR – przełożenie – 0,1886,

4. regulator obrotów wolnej turbiny typ RO-WR – przełożenie – 0,3376,
5. pompa nurnikowa typ PN-4CR – przełożenie – 0,1886,
6. agregat sterujący typ KA-40 – przełożenie – 0,1886,
7. prądnica-rozrusznik prądu stałego GS-18TO lub GS-18MO – przełożenie – 0,41.
8. obrotomierz (prądniczka tachometryczna) wirnika sprężarki D-2M – przełożenie 0,1171.

Typowe prędkości obrotowe zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 zestawiono w tab. 3.40.

**Tablica 3.40**

**Typowe prędkości obrotowe zespołu napędowego śmigłowca Mi-8**

Nazwa zespołu wirnikowego	Jedn.	Startowy	Nominalny	Przelotowy	Minimalny
Wirnik sprężarki $n_{WS}$	[%]	98,5	96	94,5	64+2-1
Wirnik nośny $n_{WT}$	[%]	93-1	95±2	95±	45±10

Uwaga:

1. Obrotom wirnika sprężarki  $n_{WS} = 100\%$  odpowiada  $n_{WS} = 21\ 200$  obr/min.
2. Obrotom wolnej turbiny  $n_{WT} = 100\%$  odpowiada  $n_{WT} = 12\ 000$  obr/min.
3. Obrotom wolnej turbiny  $n_{WT} = 100\%$  i  $n_{WT} = 12\ 000$  obr/min odpowiadają obroty wirnika nośnego  $n_{WN} = 95,3\%$ .
4. Jeżeli nastąpi wzrost obrotów wirnika nośnego powyżej 105%, to zabrania się dalszej eksploatacji zespołu napędowego (silników i przekładni głównej).

**Przekładnia główna WR-8**, zamontowana na śmigłowcu jako oddzielny agregat, współpracuje z dwoma silnikami TW2-117A.

Przekładnia główna sumuje moc obu silników i przekazuje ją za pomocą wałów na wirnik nośny i śmigło ogonowe z odpowiednimi prędkościami obrotowymi oraz zapewnia napęd agregatów wspomagających. W celu zapewnienia lotu śmigłowca z jednym pracującym silnikiem, a także w zakresie autorotacji wirnika nośnego, przekładnia główna wyposażona jest w dwa sprzęgła jednokierunkowe, które automatycznie odłączają od transmisji śmigłowca jeden lub oba silniki.

Podstawowe dane techniczne przekładni WR-8:

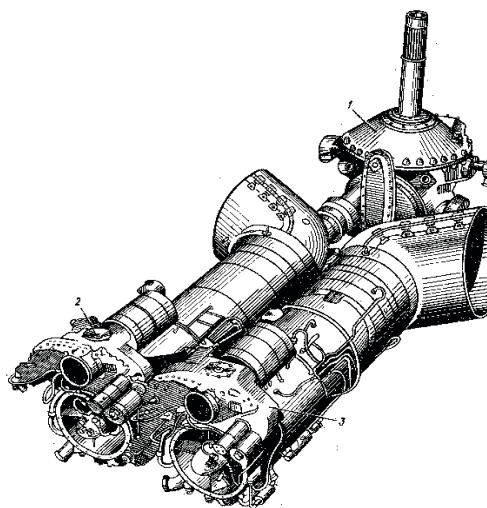
1. Typ przekładni – zębata, trzystopniowa:
  - a) pierwszy stopień redukcji – koła cylindryczne o zębach skośnych – rys. 3.28, elementy Z33, Z95,
  - b) drugi stopień redukcji – koła stożkowe o zębach spiralnych – rys. 3.28, elementy Z31, Z66,

- c) trzeci stopień redukcji – mechanizm planetarno-różnicowy (dwustopniowa przekładnia planetarna) – rys. 3.28, elementy Z33, Z95.
2. Liczba obrotów wałów przekładni (podczas pracy silników na mocy startowej):
- a) pierwszy stopień – koła cylindryczne o zębach skośnych,
  - b) wejściowych 12 000 obr/min, tj. 200 obr/s,
  - c) wirnika nośnego 192 obr/min, tj. 3,2 obr/s,
  - d) wału tylnego (napędu śmigła ogonowego) 2589 obr/min.
- Uwaga: Wartość 95% na wskaźniku obrotomierza odpowiada prędkości obrotowej wirnika nośnego (WN) 192 obr/min.
3. Dopuszczalny na wszystkich zakresach pracy, krótkotrwały (do 30 s) wzrost obrotów wału WN 207 obr/min.
4. Przełożenie przekładni w stosunku do obrotów wałów wejściowych:
- a) na wale wirnika nośnego 0,016,
  - b) na wale tylnym (napędzie ŚO) 0,2158.
5. Kierunek obrotów wałów przekładni:
- a) wałów wejściowych (patrzac na przekładnię od strony silników) prawy,
  - b) wału WN (patrzac na przekładnię z góry) prawy,
  - c) napędu ŚO (patrzac na kołnierz napędu) prawy.
6. Kierunek obrotów wałów przekładni:
- a) napęd wentylatora:
    - przełożenie 0,5018,
    - kierunek obrotów (patrzac na kołnierz napędu) prawy;
  - b) napęd pomp NSz-39M:
    - liczba napędów 3,
    - przełożenie 0,2026,
    - kier. obrotów (patrzac na kołnierz napędu) prawy;
  - c) napęd prądnicy SGO-30U:
    - przełożenie 0,6679,
    - kierunek obrotów (patrzac na kołnierz napędu) prawy;
  - d) napęd sprężarki AK-50T1:
    - przełożenie 0,1671,
    - kierunek obrotów (patrzac na kołnierz napędu) prawy;
  - e) napęd nadajników obrotomierzy:
    - liczba napędów 2,
    - przełożenie 0,1984,
    - kierunek obrotów (patrzac na kołnierz napędu) prawy;

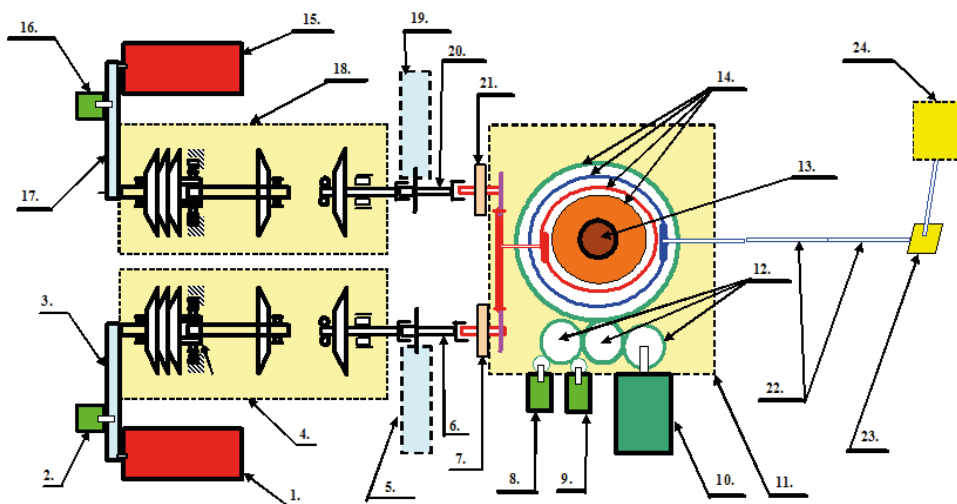
- |   |         |
|---|---------|
| f) napęd zapasowy:                              |         |
| – przełożenie                                   | 0,3811, |
| – kierunek obrotów (patrzac na kołnierz napędu) | prawy;  |
| g) napęd pompy oleju:                           |         |
| – przełożenie                                   | 0,2463, |
| – kierunek obrotów (patrzac na kołnierz napędu) | prawy.  |

**Konstrukcja przekładni WR-8** zasadniczo różni się od wcześniej omawianej przekładni WR-2. W przekładni tej zastosowano bowiem już dwustopniową przekładnię planetarną (rys. 3.29, elementy: 10, 11a, 11). Dzięki temu możliwe jest uzyskanie w stosunkowo małej objętości znacznego przełożenia. Jak wspomniano wcześniej, tworzą się w ten sposób trzy stopnie redukcji prędkości kątowej:

- a) pierwszy stopień – koła cylindryczne o zębach skośnych (rys. 3.28, elementy: Z33, Z95 oraz rys. 3.29, elementy: Z33, Z95);
- b) drugi stopień – koła stożkowe o zębach spiralnych (rys. 3.28, elementy: Z31, Z66; rys. 3.29, elementy: Z31w, Z66); koło zębate Z31 napędza koło zębate Z66. To ostatnie jest zespolone z drążonym wałem wejściowym przekładni planetarnej – zespół ten na rys. 3.29 obrysowano ciemniejszym konturem;
- c) trzeci stopień – dwustopniowa przekładnia planetarna:
  - I stopień przekładni planetarnej – drążony wał wejściowy przekładni planetarnej napędza koło zębate słoneczne (rys. 3.28, element: Z29; rys. 3.29, element: Z29); koło zębate Z31 napędza koła zębate satelitarne (rys. 3.28, element Z29). Koła satelitarne napędzają jarzmo II stopnia przekładni planetarnej (rys. 3.28, element Z106; rys. 3.29, element Z106);
  - II stopień przekładni planetarnej – jarzmo II stopnia przekładni planetarnej (rys. 3.28, element Z106; rys. 3.29, element Z106) napędza koło słoneczne II stopnia przekładni planetarnej (rys. 3.28, element Z48; rys. 3.29, element Z48). To ostatnie napędza z kolei satelity (rys. 3.28, element Z29d; rys. 3.29, element Z29d). Satelity te napędzają koło zębate Z106 zespolone z korpusem zewnętrznym jarzma. Korpus zewnętrzny jarzma jest połączony połączeniem wielowpustowym (rys. 3.29, element 11a) z korpusem wewnętrznym jarzma (rys. 3.29, element 11 – niebieski skośnie kreskowany przekrój). Jarzmo wewnętrzne jest strukturalnie zespolone z wałem wirnika nośnego (rys. 3.29, elementy: 6, 6a, 6b).

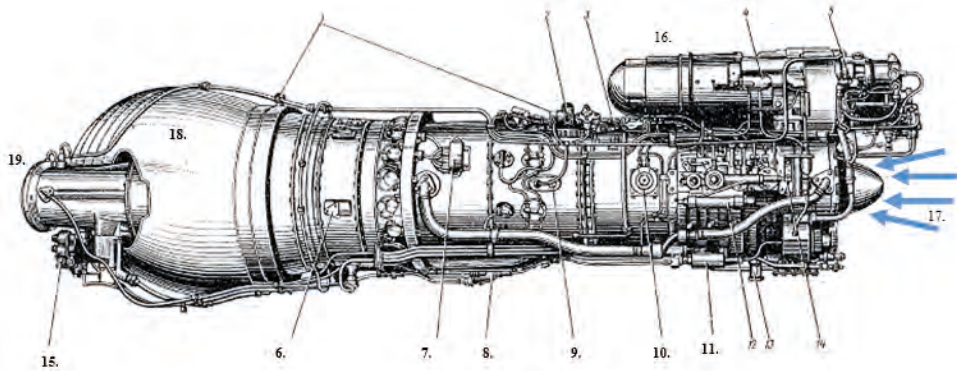


**Rys. 3.21.** Zespół napędowy śmigłowca Mi-8: 1 – przekładnia główna WR-8, 2 – prawy silnik, 3 – lewy silnik [Instrukcja silnika TW2-117A]

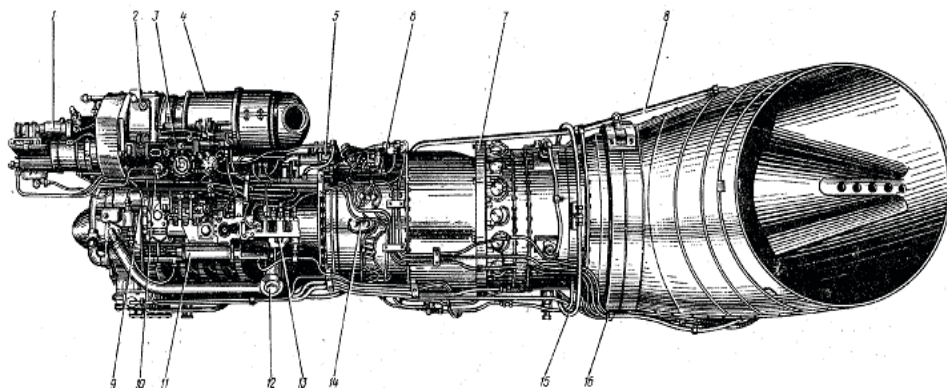


**Rys. 3.22.** Schemat blokowy zespołu napędowego śmigłowca Mi-8: 1 – prądnica-rozrusznik GS-18MO (albo GS-18TO) lewego silnika, 2 – trójfazowa prądniczka tachometryczna (nadajnik obrotomierza) D-2M lewego silnika, 3 – skrzynka napędów agregatów lewego silnika, 4 – lewy silnik TW2-117, 5 – skrzynka napędów regulatora obrotów RO-40WR, 6 – wał transmisji napędu (z lewego silnika do reduktora głównego WR-8) z przegubami kardana, 7 – sprzęgło jednokierunkowe lewego silnika, 8 – prądnica tachometryczna (nadajnik obrotomierza) D-1M nr 1 reduktora głównego, 9 – prądniczka tachometryczna (nadajnik obrotomie-

rza) D-1M nr 2 reduktora głównego, 10 – jednofazowa prądnica prądu przemiennego SGO-30U, 11 – reduktor główny WR-8, 12 – koła zębate napędzające prądnice prądu przemiennego: SGO-30U, 13 – wał śmigła nośnego, 14 – koła zębate w osi wału śmigła nośnego, 15 – prądnica-rozrusznik GS-18MO (albo GS-18TO) prawego silnika, 16 – trójfazowa prądnica tachometryczna (nadajnik obrotomierza) D-2M prawego silnika, 17 – skrzynka napędów agregatów prawego silnika, 18 – prawy silnik TW2-117, 19 – skrzynka napędów regulatora obrotów RO-40WR prawego silnika, 20 – wał transmisji napędu (z prawego silnika do reduktora głównego WR-8) z przegubami kardana, 21 – sprzęgło jednokierunkowe prawego silnika, 22 – wały transmisji napędu (z reduktora głównego WR-8 do śmigła ogonowego) z przegubami kardana, 23 – przekładnia kątowa, 24 – przekładnia końcowa

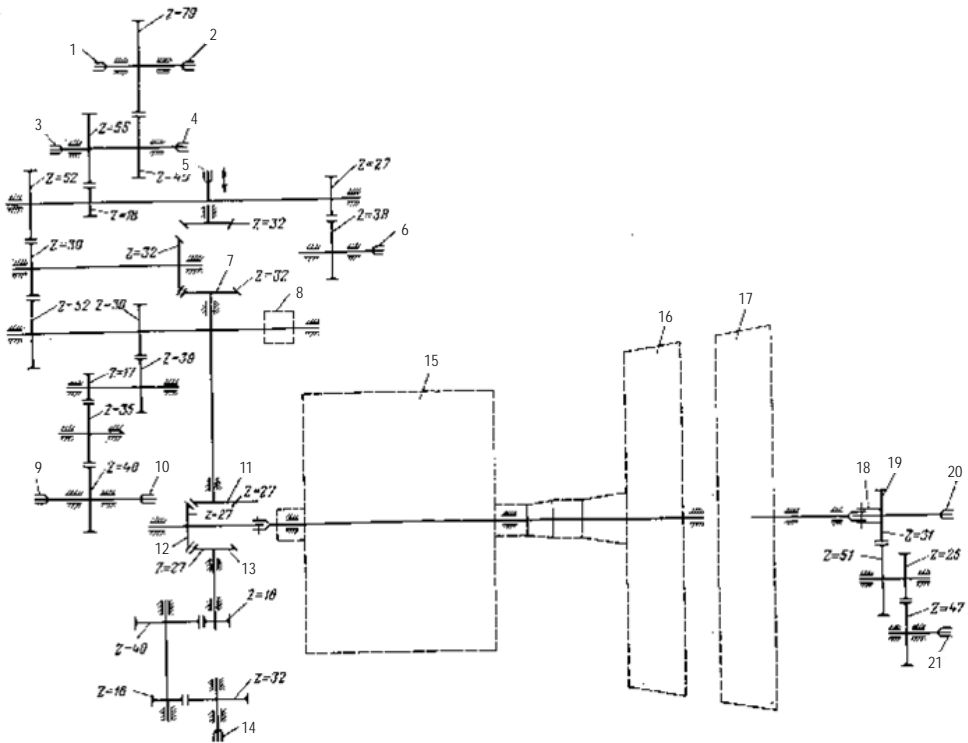


**Rys. 3.23.** Widok silnika TW2-117A (śmigłowca Mi-8) z prawej strony: 1 – uchwyt do podnoszenia silnika, 2 – synchronizator mocy SO-40, 3 – króciec odbioru powietrza do instalacji śmigłowca, 4 – filtr oleju, 5 – króciec doprowadzenia oleju do silnika ze zbiornika, 6 – króciec odpowietrzenia trzeciej podpory, 7 – gniazdo termopar, 8 – blok zaworów zalewowych, 9 – króciec odpowietrzenia drugiej podpory, 10 – zawór upustu powietrza, 11 – mechanizm wykonawczy wychylania łopatek aparatów kierujących sprężarki, 13 – króciec wylotowy oleju z silnika, 14 – wspornik nadajnika manometru oleju, 15 – regulator obrotów, 16 – prądnica-rozrusznik GS-18MO, 17 – wlot powietrza, 18 – kolektor wylotowy spalin, 19 – wał wyjściowy mocy mechanicznej [Instrukcja silnika TW2-117A]

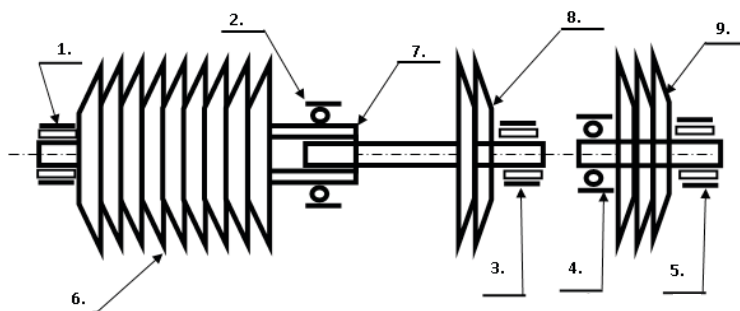


**Rys. 3.24.** Widok silnika TW2-117A (śmigłowca Mi-8) z lewej strony: 1 – agregat sterujący KA40, 2 – króciec odpowietrzenia, 3 – pompa-regulator NR-40WR, 4 – mechanizm wykonawczy IM-40 ogranicznika temperatury gazów, 5 – króciec doprowadzenia oleju do silnika ze zbiornika, 6 – zapłonnik rozruchowy, 7 – kolektor termopar, 8 – zawór odpowietrzenia, 9 – wspornik nadajnika manometru paliwa, 10 – króciec wlotowy paliwa do pompy regulatora NR-40, 11 – mechanizm wykonawczy wychylania łopatek aparatów kierujących sprężarki, 13 – blok zaworów elektromagnetycznych z zaworem stałego ciśnienia, 14 – króciec odpowietrzenia drugiej podpory wirnika sprężarki, 15 – kolektor instalacji przeciwpożarowej, 16 – króciec zlewowy [Instrukcja silnika TW2-117A]

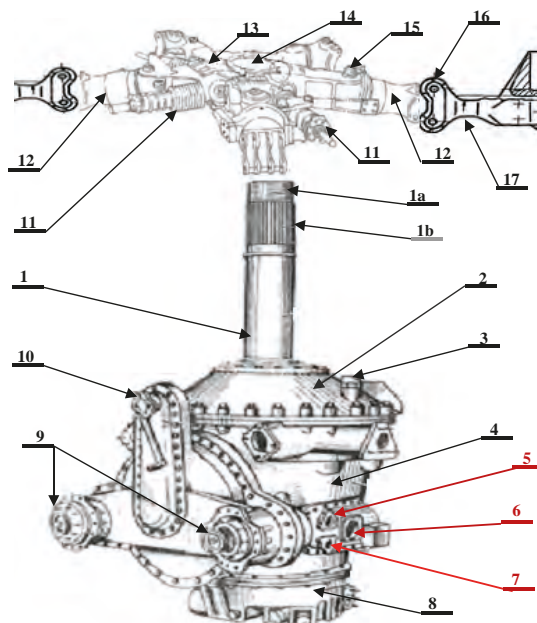




**Rys. 3.25.** Schemat układu kinematycznego silnika TW2-117 śmigłowca Mi-8: 1 – napęd obrotomierza, 2 – napęd niewykorzystany, 3 – napęd pompy RN-40R, 4 – napęd górnego agregatu olejowego, 5 – napęd ręcznego obracania wirnika sprężarki, 6 – napęd prądnicy-rozrusznika GS-18MO lub GS-18TO, 7 – stożkowe koło zębate napędów, 8 – odśrodkowy oddzielnik powietrza, 9 – napęd agregatu sterującego KA-40, 10 – napęd pompy-regulatora NR-4OWG lub NR-4OWR, 11 – stożkowe koło zębate przekazujące moment obrotowy skrzynki napędów, 12 – stożkowe koło zębate napędu centralnego, 13 – stożkowe koło zębate przekazujące moment obrotowy do zespołu pomp olejowych, 14 – napęd zespołu pomp olejowych, 15 – sprężarka silnika, 16 – turbina napędu sprężarki, 17 – turbina wolna, 18 – tulejka z wielowypustami, 19 – koło zębate przekazujące moment obrotowy do skrzynki napędu regulatora obrotów RO-4OWR, 20 – koło zębate regulatora obrotów RO-4OWR, 21 – napęd główny silnika, 21 – napęd regulatora obrotów RO-4OWR [Instrukcja silnika TW2-117A]

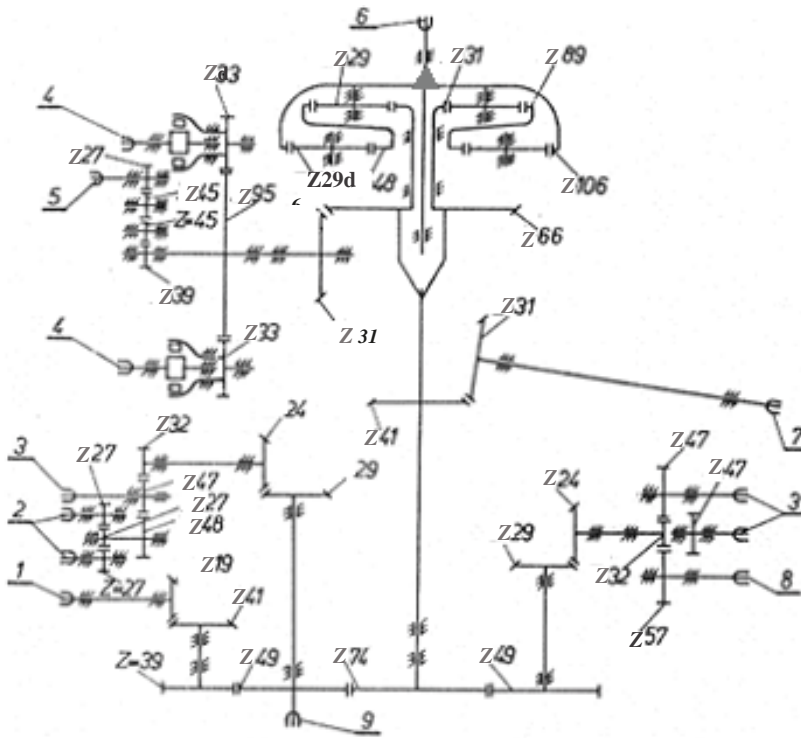


**Rys. 3.26.** Schemat poglądowy silnika turbowałowego TW2-117 śmigłowca Mi-8: 1 – łożysko przednie wałkowe – łożysko I podpory silnika, 2 – łożysko środkowe kulkowe – miejsce połączenia obu części wału turbosprężarki (wał turbiny, wał sprężarki) – łożysko II podpory silnika, 3 – łożysko tylne turbosprężarki – łożysko III podpory silnika, 4 – przednie łożysko wolnej turbiny – łożysko IV podpory silnika, 5 – tylne łożysko wolnej turbiny – łożysko V podpory silnika, 6 – sprężarka, 7 – czop łożyska środkowego, 8 – turbina turbosprężarki, 9 – wolna turbina

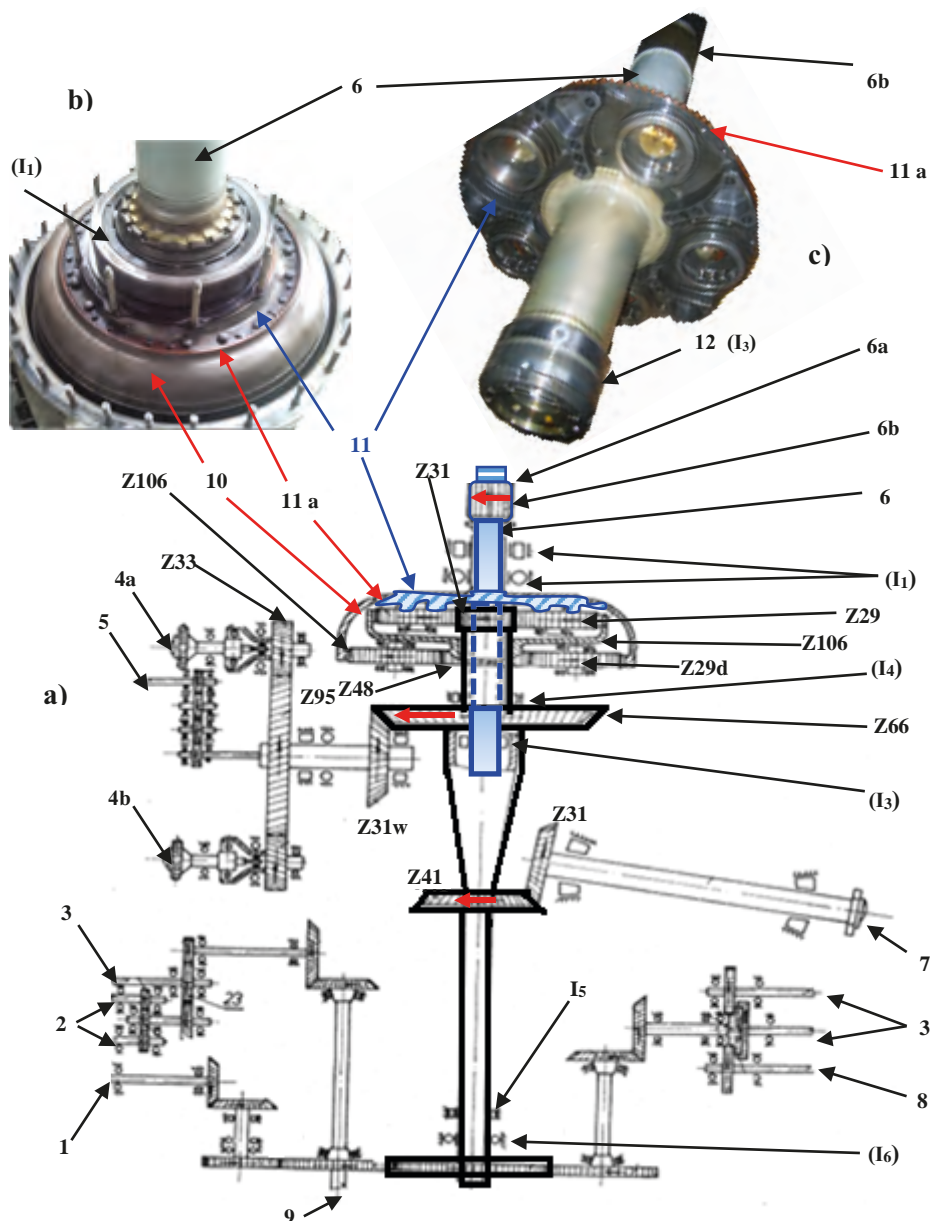


**Rys. 3.27.** Przekładnia główna WR-8 śmigłowca Mi-8: 1 – wał główny wirnika nośnego; 1a – wielowypust zewnętrzny wału wirnika nośnego (do połączenia z piastą wir-

nika nośnego); 1b – gwint drobnozwojny, na który nakręcana jest nakrętka dociskająca piastę do wału głównego wirnika nośnego; 2 – pokrywa górna obudowy, 3 – odpowietznik, 4 – korpus obudowy, 5 – kołnierz mocujący górnej prądniczki tachometrycznej typ D-2M nr 1; 6 – kołnierz mocujący prądnicy prądu przemiennego SGO-30U; 7 – kołnierz mocujący dolnej prądniczki tachometrycznej typ D-2M nr 2; 8 – miska olejowa; 9 – gniazda wejściowe wału napędowego silnika TW-2; 10 – napęd wentylatora mechanicznego; 11 – tłumik hydrauliczny; 12 – przegub osiowy wirnika nośnego (umożliwia zmianę kąta natarcia  $\alpha$  łopaty); 13 – piasta wirnika nośnego; 14 – otwór z wielowypustami wewnętrznymi w piście wirnika nośnego; 15 – sworzень pionowy; 16 – sworznie mocujące łopatę do piasty; 17 – łopata wirnika nośnego

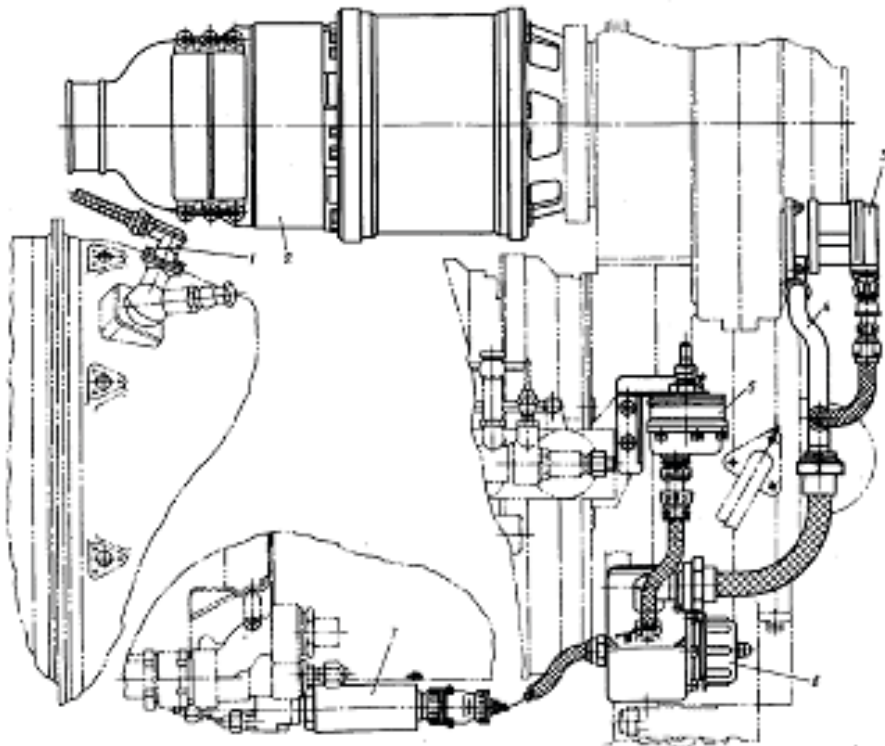


**Rys. 3.28.** Schemat kinematyczny przekładni głównej WR-8 śmigłowca Mi-8: 1 – napęd prądnicy jednofazowej prądu przemiennego SGO-30U, 2 – napędy nadajników obrotomierzy, 3 – napęd pompy hydraulicznej NSz-39M, 4 – gniazda wejściowe wału napędowego silnika TW-2; 5 – napęd wentylatora mechanicznego, 6 – wał wirnika nośnego, 7 – napęd wału transmisji (wału tylnego), 8 – napęd sprężarki AK-50T1 (AK-50T), 9 – napęd agregatu olejowego; Z33, Z95 – koła zębate pierwszego stopnia redukcji; Z31, Z66

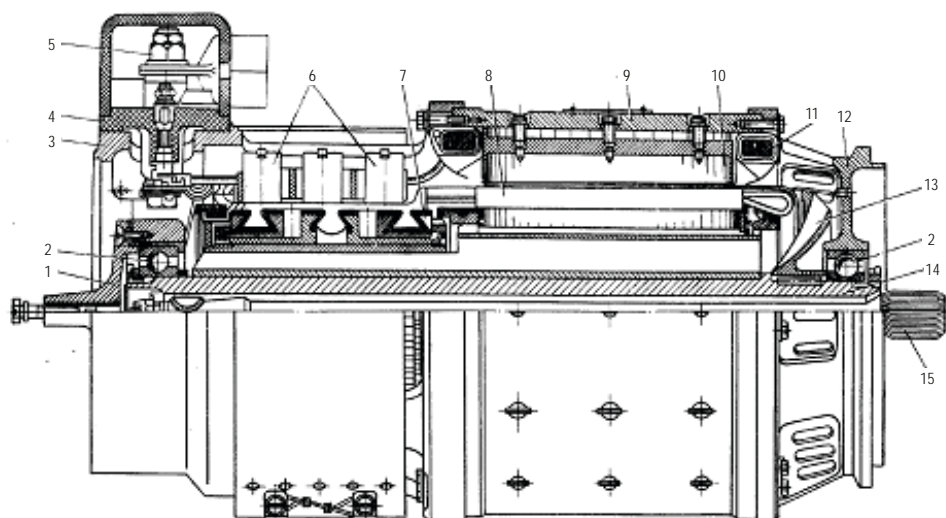


**Rys. 3.29.** Schemat dynamiczny przekładni głównej WR-8 śmigłowca Mi-8: a) przekrój przekładni: 1 – napęd prądnicy jednofazowej prądu przemiennego SGO-30U, 2 – napędy nadajników obrotomierzy, 3 – napęd pompy hydraulicznej NSz-39M, 4 – gniazda wejściowe wału napędowego silnika TW-2, 4a – lewego, 4b – prawego; 5 – napęd wentylatora mechanicznego, 6 – wał główny wirnika nośnego, 6a – wielowypust do połączenia z piastą wirnika nośnego, 6b – gwint drobno-

zwojny, na który nakręcana jest nakrętka dociskająca piastę do wału głównego wirnika nośnego; 7 – napęd wału transmisji (wału tylnego), 8 – napęd sprężarki AK-50T1 (AK-50T), 9 – napęd agregatu olejowego; 10 – korpus jarzma stopnia planetarnego połączony strukturalnie z uzębieniem wewnętrznym Z106; 11 – korpus jarzma połączony strukturalnie z wałem głównym; 11a – wielowypust łączący korpus jarzma z jarzmem; 12 – dolna część wału głównego (wirnika nośnego) stanowiąca bieżnię wewnętrzną łożyska ( $I_3$ ); ( $I_1$ ) – górne łożysko; ( $I_3$ ) – łożysko toczne wału wejściowego przekładni planetarnej; ( $I_4$ ) – dolne łożysko podporowe wału głównego (łożysko przekładkowe pomiędzy wałem głównym a wałem wejściowym przekładni planetarnej); ( $I_5$ ) – łożysko wałkowe cylindryczne wału wejściowego przekładni planetarnej;  $I_6$  – łożysko kulowe oporowe wału wejściowego przekładni planetarnej; b) widok jarzma stopnia planetarnego od góry; c) wał główny po wymontowaniu z przekładni: Z31 – koło zębate słoneczne przekładni planetarno-różnicowej; Z29 – koło zębate satelita I stopnia przekładni planetarnej



**Rys. 3.30.** Sposób mocowania prądnicy-rozrusznika GS-18MO do reduktora silnika TW-2-117 śmigłowca Mi-8 [Instrukcja eksploatacji silnika TW2-117A]



**Rys. 3.31.** Przekrój prądnicy-rozrusznika GS-18MO: 1 – kołnierz montażowy, 2 – łożysko kulkowe wirnika, 3 – tarcza łożyskowa od strony przewodu rurkowego doprowadzającego powietrze chłodzące, 5 – śruba zaciskowa, 6 – szczotka, 7 – kolektor, 8 – twornik, 9 – korpus, 10 – biegun, 11 – bocznikowe uzwojenie wzbudzenia, 12 – tarcza łożyskowa od strony napędu prądnicy, 13 – wirnik wentylatora, 14 – drążony korpus wirnika, 15 – „giętki” wał napędowy [Instrukcja eksploatacji silnika TW2-117A]

**Dane prądnic-przetworników FAM-C śmigłowca Mi-8** Każda z prądnic lub czujników prędkości obrotowych wchodząca w skład zespołu napędowego śmigłowca wytwarza pewną częstotliwość nośną (częstotliwość znamionową)  $f_{NG}$ . Z kolei każde z ogniw kinematycznych (podzespołu mechanicznego) zespołu napędowego ma pewną częstotliwość własną  $f_{po}$ . Iloraz częstotliwości znamionowej prądnicy-przetwornika  $f_{NG}$  częstotliwości  $f_{po}$  nazwano współczynnikiem krotności  $k_r$  (podrozdział 2.3). Wszystkie te parametry zestawiono w tab. 3.41÷3.78:

**A.** Prądniczka tachometryczna D-2M ma  $p = 2$  pary biegunów magnesów trwałych na wirniku. Jest to maszyna trójfazowa (3 uzwojenia nawinięte na stojanie). W związku z tym ma stosunkowo niewielką rozdzielczość. Jest w stanie wykryć (przy jednoczesnym korzystaniu z sygnałów z trzech faz) tylko przekoszenia i mimośrodowości o dużych wartościach w torze napędowym. Jej możliwości rozdzielcze zestawiono w tab.: 3.41, 3.45÷3.48, 3.61, 3.62, 3.64, 3.65; 3.67, 3.69.

**B.** Prądnica-rozrusznik prądu stałego GS-18MO (rys. 3.33 i 3.34) sprzężona (poprzez reduktor danego silnika) z silnikiem napędowym. Kluczowymi jej parametrami są:

- liczba wielowypustów wałka napędowego od strony napędu ( $z = 16$ ),
- średnica zewnętrzna wielowypustu  $\varnothing = 21,4$  mm,
- liczba kłpek komutatora  $K = 89$ ,
- liczba żłobków wirnika  $Z = 39$ ,
- napięcie wyjściowe  $U = 18 \div 29$  V, składowa pulsacji  $U_p = 0,1 \div 2,1$  V jest często zmodulowana amplitudowo z głębokością do 80%.

Jej możliwości rozdzielcze zestawiono w tab.: 3.43, 3.49÷3.52, 3.63, 3.66, 3.68, 3.70.

**C.** Prądniczka tachometryczna D-1M, zamontowana na przekładni głównej WR-8, ma  $p = 2$  pary biegunów magnesów trwałych na wirniku. Jest to maszyna trójfazowa (3 uzwojenia nawinięte na stojanie). W związku z tym ma stosunkowo niewielką rozdzielczość. Jest w stanie wykryć (przy jednoczesnym korzystaniu z sygnałów z trzech faz) tylko przekoszenia i mimośrodowości o dużych wartościach w torze napędowym. Jej możliwości rozdzielcze zestawiono w tab.: 3.42, 3.45÷3.48, 3.71, 3.72, 3.75, 3.76.

**D.** Prądnica jednofazowa SGO-30U ma  $p = 6$  par biegunów. W związku z tym, jej rozdzielczość pomiarowa będzie stosunkowo niewielka – jest zdolna wykryć jedynie przekoszenia i mimośrodowości w torze napędowym. Jej możliwości rozdzielcze zestawiono w tab.: 3.44, 3.53÷3.56, 3.73, 3.77.

**E.** Prądnica jednofazowa SGO-30U jest konstrukcyjnie prądnica trójfazową – istnieje możliwość wykorzystania sygnału trójfazowego w metodzie FAM-C – wówczas rozdzielczość zwiększa się trzykrotnie. Jej możliwości rozdzielcze zestawiono w tab.: 3.57÷3.60, 3.74, 3.78.

**Tablica 3.41**

**Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC**

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b>A</b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,4	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,5	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,6	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,7	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,8	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	0,9	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99
	1	248	245	238	235	223	211	199	186	174	164	156	137	124	99

**Tablica 3.42**

**Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-2) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC**

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b>C</b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,4	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,5	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,6	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,7	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,8	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	0,9	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83
	1	238	222	226	214	202	188	175	161	149	131	130	112	101	83



Tablica 3.43

Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądnicy prądu stałego prawej dolnej GS-18MO (GS-18TO) ( $Z=38$ )

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b>B</b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,4	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,5	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,6	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,7	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,8	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	0,9	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202
	1	5504	5421	5284	5201	4953	4678	4403	4128	3853	3633	3467	3027	2752	2202

Tablica 3.44

Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupółkwowym

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b>D</b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,4	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,5	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,6	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,7	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,8	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	0,9	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260
	1	743	691	706	668	629	586	544	504	464	409	406	350	314	260

Można zauważyć, że wartość częstotliwości nośnej danej prądnicy-przetwornika (tab. 3.42÷3.44) zależy tylko i wyłącznie od iloczynu prędkości znamionowej jej wirnika (iloczynu prędkości obrotowej wału głównego i przełożenia) i liczby par biegunów (dla prądnicy prądu przemiennego) lub żłobków (dla prądnicy prądu stałego).

Częstotliwość fali nośnej prądnicy-przetwornika nie zależy więc od współczynnika toczenia jakichś łożysk znajdujących się pomiędzy źródłem (generatorem) mocy mechanicznej ani od żadnych innych wad w tym (lub tym bardziej innym) torze przesyłu mocy mechanicznej. Na uwagę zasługuje w tym przypadku znaczne zróżnicowanie wartości częstotliwości fali nośnej pomiędzy poszczególnymi prądnicami-przetwornikami.

### Dane łożysk głównych zespołu napędowego Mi-8

1. Łożysko prądnicy GS-18MO od strony komutatora  $N = 10$ .
2. Łożysko prądniczki tachometrycznej D-1M: średnica zewnętrzna łożyska  $\varnothing = 22$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 11$  mm, średnica bieżni zewnętrznej  $D_z = 18$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 7$ , średnica elementów tocznych (kulek)  $d_k = 3,5$  mm.
3. Łożysko wałkowe pierwszej podpory silnika (pierwsze od przodu silnika łożysko wału głównego sprężarki):  $\varnothing_w = 45$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 85$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 15$ ,  $d_k = 17,5$  mm.
4. Łożysko kulkowe drugiej podpory silnika (2. łożysko wału głównego sprężarki):  $\varnothing_w = 75$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 55$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 18$ ,  $d_k = 8$  mm.
5. Łożysko wałkowe trzeciej podpory silnika (3. łożysko wału głównego sprężarki): średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 73,5$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 20$ ,  $d_k = 9$  mm.
6. Łożysko kulkowe czwartej podpory silnika (pierwsze od przodu silnika łożysko wału wolnej turbiny)  $\varnothing_w = 75$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 55$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 18$ ,  $d_k = 8$  mm.
7. Łożysko kulkowe piątej podpory silnika (2. łożysko wału wolnej turbiny): średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 73,5$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 20$ ,  $d_k = 9$  mm.

Każde z łożysk w chwili zablokowania koszyka będzie generowało drgania mechaniczne o częstotliwości równej iloczynowi prędkości kątowej wałka, na którym jest osadzone, i liczby elementów tocznych. Natomiast łożysko „idealne” będzie emitowało niższą częstotliwość nośną równą powyższemu iloczynowi pomnożonemu przez wartość znamionową współczynnika toczenia  $p_{sN}$ . Łożysko rzeczywiste będzie emitowało częstotliwość nośną równą iloczynowi pomnożonemu przez wartość współczynnika toczenia charakterystycznego dla danej znamionowej prędkości obrotowej wału głównego.

W zastosowaniach praktycznych wartość tego współczynnika toczenia zmienia się w funkcji zmian prędkości obrotowej wału głównego – najczęściej jest monotonicznie opadająca. Łożysko czyste, lecz o znacznych luzach promieniowych, dla

wyższych (np. maksymalnych) prędkości obrotowych przyjmuje często wartość współczynnika toczenia mniejszą od wartości  $p_{sN}$ .

### 3.2.3.2. Współczynnik krotności zespołu napędowego śmigłowca Mi-8

Wada mimośrodowości poszczególnych wałków silnika generuje drgania mechaniczne o częstotliwości równej wartości pierwszej harmonicznej prędkości wałka, na którym jest osadzone. Jak można zauważyć, współczynnik krotności  $k_r$  przyjmuje różne wartości, od 1,2 do 7,1, przy danej wadzie mechanicznej (w tym wadzie mimośrodowości).

W rzeczywistości (p. 2.2.1) próbkowanie pierwotne w metodzie FAM-C jest w sposób naturalny zsynchronizowane z obserwowanym przebiegiem. Dzięki temu błąd staje się znacznie mniejszy niż przy „sztywnym” próbkowaniu.

W tablicach 3.45÷3.78 zestawiono wartości współczynnika krotności dla różnych prądnic-przetworników, zamontowanych na zespole napędowym śmigłowca Mi-8.

**Tablica 3.45**

**Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupółkowym ( $l = 2$ )**

Lp.	Nazwa elementu (wału): A – D-2M zamontowana na reduktorze silnika TW2-117A, C – D-1M zamontowanej na przekładni głównej WR-2	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej D – 3 dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki; oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	2,83	24,17	0,7
2	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	2,83	24,17	0,7
3	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,83	24,17	0,7
4	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	4,91	24,17	1,2
5	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy GS-18MO	6,90	24,17	1,7

6	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	4,91	24,17	1,2
7	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D-2M;	24,17	24,17	6,0
8	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	14,62	24,17	3,6
9	napęd zespołu pomp olejowych	14,15	24,17	3,5
10	napęd agregatu sterującego KA-40	14,62	24,17	3,6
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	5,0	39,7	0,8
12	wał koła zębatego z95	14,4	39,7	2,2
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	28,7	39,7	4,3
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	30,6	39,7	4,6
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	23,2	39,7	3,5
16	wał kół zębatych: z49, z29	20,3	39,7	3,1
17	wał napędu pompy PN40R	24,7	39,7	3,7
18	wał kół zębatych: z24, z32	16,8	39,7	2,5
19	wał wentylatora	16,8	39,7	2,5
20	napęd pompy hydraulicznej NSz39M	24,7	39,7	3,7
21	wał kół zębatych: z48, z27	25,2	39,7	3,8
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	39,7	39,7	6,0
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy SGO-30U)	16,2	39,7	2,4
24	wałek napędu prądnicy SGO-30U	7,5	39,7	1,1

Tablica 3.46

Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupółkwokowym ( $l = 2$ )

Lp.	Nazwa elementu (wału) A – D-2M zamontowana na reduktorze silnika TW2-117A, C – D-1M zamontowana na przekładni głównej WR-2	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej D-3 dla $n_2 = n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	5,66	24,17	1,4
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	5,66	24,17	1,4
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	5,66	24,17	1,4
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	9,81	24,17	2,4
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	13,81	24,17	3,4
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy GS-18MO	9,81	24,17	2,4
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	48,33	24,17	12,0
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M;	29,24	24,17	7,3
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	28,30	24,17	7,0
10	napęd zespołu pomp olejowych	29,24	24,17	7,3
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	10,00	39,70	1,5
12	wał koła zębatego z95	28,79	39,70	4,4
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	57,34	39,70	8,7
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	61,29	39,70	9,3
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	46,34	39,70	7,0
16	wał kół zębatych: z49, z29	40,58	39,70	6,1
17	wał napędu pompy PN-40R	49,33	39,70	7,5
18	wał kół zębatych: z24, z32	33,59	39,70	5,1
19	wał wentylatora	33,59	39,70	5,1
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	49,33	39,70	7,5
21	wał kół zębatych: z48, z27	50,38	39,70	7,6
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	79,40	39,70	12,0
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy SGO-30U)	32,30	39,70	4,9
24	wałek napędu prądnicy SGO-30U	14,97	39,70	2,3

Tablica 3.47

Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupółkowym ( $l = 2$ )

Lp.	Nazwa elementu (wału) A – D-2M zamontowana na reduktorze silnika TW2-117A, C – D-1M zamontowana na przekładni głównej WR-2	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej D-3 dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	1,42	24,17	0,4
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	1,42	24,17	0,4
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	1,42	24,17	0,4
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,45	24,17	0,6
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	3,45	24,17	0,9
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy GS-18MO	2,45	24,17	0,6
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	12,08	24,17	3,0
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M;	7,31	24,17	1,8
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	7,08	24,17	1,8
10	napęd zespołu pomp olejowych	7,31	24,17	1,8
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	2,50	39,70	0,4
12	wał koła zębatego z95	7,20	39,70	1,1
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	14,33	39,70	2,2
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	15,32	39,70	2,3
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	11,59	39,70	1,8
16	wał kół zębatych: z49, z29	10,15	39,70	1,5
17	wał napędu pompy PN-40R	12,33	39,70	1,9
18	wał kół zębatych: z24, z32	8,40	39,70	1,3
19	wał wentylatora	8,40	39,70	1,3
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	12,33	39,70	1,9
21	wał kół zębatych: z48, z27	12,60	39,70	1,9
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	19,85	39,70	3,0
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy SGO-30U)	8,08	39,70	1,2
24	wałek napędu prądnicy SGO-30U	3,74	39,70	0,6

Tablica 3.48

Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupółkowym ( $l = 2$ )

Lp.	Oznaczenie koła zębatego A – D-2M zamontowana na reduktorze silnika TW2-117A, C – D-1M zamontowana na przekładni głównej WR-2	Czas trwania przemieszczenia o jedną podziałkę modułową dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania przemieszczenia o $0,1^*m$ ( $1/10$ podziałki modułowej) dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności dla pełnej podziałki modułowej $k_{r1}$ [-]	Współczynnik krotności dla $0,1^*m$ podziałki modułowej $k_{r2}$ [-]
1	12	0,236	0,024	24,17	0,059	0,006
2	32	0,088	0,009	24,17	0,022	0,002
3	30	0,094		24,17		
4	18	0,273	0,027	24,17	0,068	0,007
5	18	0,384	0,038	24,17	0,095	0,010
6	49	0,100	0,010	24,17	0,025	0,002
7	38	0,636	0,064	24,17	0,158	0,016
8	40	0,366	0,037	24,17	0,091	0,009
9	32	0,442	0,044	24,17	0,110	0,011
10	40	0,366	0,037	24,17	0,091	0,009
11	33	0,152	0,015	39,70	0,023	0,002
12	95	0,152	0,015	39,70	0,023	0,002
13	29	0,989	0,099	39,70	0,149	0,015
14	66	0,464	0,046	39,70	0,070	0,007
15	31	0,747	0,075	39,70	0,113	0,011
16	49	0,414	0,041	39,70	0,063	0,006
17	47	0,525	0,052	39,70	0,079	0,008
18	24	0,700	0,070	39,70	0,106	0,011
19	22	0,763	0,076	39,70	0,115	0,012
20	47	0,525	0,052	39,70	0,079	0,008
21	48	0,525	0,052	39,70	0,079	0,008
22	27	1,470	0,147	39,70	0,222	0,022
23	39	0,414	0,041	39,70	0,063	0,006
24	19	0,394	0,039	39,70	0,060	0,006

Tablica 3.49

Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów silnika TW2-117 dla kanału prądnicy prądu stałego GS-18MO

Lp.	Nazwa elementu (wału) B	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu podziałki zębko-wej ( $Z=38$ ) modulującej dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki; oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	2,83	0,182	16
2	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	2,83	0,182	16
3	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,83	0,182	16
4	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	4,91	0,182	27
5	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy GS-18MO	6,90	0,182	38
6	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy numnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	4,91	0,182	27
7	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M;	24,17	0,182	133
8	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	14,62	0,182	80
9	napęd zespołu pomp olejowych	14,15	0,182	78
10	napęd agregatu sterującego KA-40	14,62	0,182	80
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą		
12	wał koła zębatego z95			
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)			
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74			
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego			
16	wał kół zębatych: z49, z29			
17	wał napędu pompy PN-40R			
18	wał kół zębatych: z24, z32			
19	wał wentylatora			
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M			
21	wał kół zębatych: z48, z27			
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M			
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy SGO-30U)			
24	wałek napędu prądnicy SGO-30U			



Tablica 3.50

**Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów silnika TW2-117 dla kanału prądnicy prądu stałego GS-18MO**

Lp.	Nazwa elementu (wału) B	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_2 =$ $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu podziałki żłobkowej ( $Z=38$ ) modulującej dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	5,66	0,182	31
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	5,66	0,182	31
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	5,66	0,182	31
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	9,81	0,182	54
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	13,81	0,182	76
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy GS-18MO	9,81	0,182	54
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	48,33	0,182	266
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M;	29,24	0,182	161
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	28,30	0,182	156
10	napęd zespołu pomp olejowych	29,24	0,182	161
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą		
12	wał koła zębatego z95			
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)			
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74			
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego			
16	wał kół zębatych: z49, z29			
17	wał napędu pompy PN-40R			
18	wał kół zębatych: z24, z32			
19	wał wentylatora			
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M			
21	wał kół zębatych: z48, z27			
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M			
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy SGO-30U)			
24	wałek napędu prądnicy SGO-30U			

Tablica 3.51

Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów silnika TW2-117 dla kanału prądniczy prądu stałego GS-18MO

Lp.	Nazwa elementu (wału) B	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_2 = n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu podziałki złobkowej ( $Z=38$ ) modulującej dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	1,42	0,182	8
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	1,42	0,182	8
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	1,42	0,182	8
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,45	0,182	14
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	3,45	0,182	19
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądniczy GS-18MO	2,45	0,182	14
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	12,08	0,182	67
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądniczy tachometrycznej D-2M;	7,31	0,182	40
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	7,08	0,182	39
10	napęd zespołu pomp olejowych	7,31	0,182	40
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą		
12	wał koła zębatego z95			
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)			
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74			
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego			
16	wał kół zębatych: z49, z29			
17	wał napędu pompy PN-40R			
18	wał kół zębatych: z24, z32			
19	wał wentylatora			
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M			
21	wał kół zębatych: z48, z27			
22	wałek prądniczy tachometrycznej D-1M			
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądniczy SGO-30U)			
24	wałek napędu prądniczy SGO-30U			

**Tablica 3.52**

**Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów silnika TW2-117A dla kanału prądniccy prądu stałego GS-18MO**

Lp.	Oznaczenie koła zębatego B	Czas trwania przemieszczenia o jedną podziałkę modułową dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania przemieszczenia o $0,1 \cdot m$ ( $1/10$ podziałki modułowej) dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu podziałki zębokowej ( $Z=38$ ) modulującej dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności dla pełnej podziałki modułowej $k_{r1}$ [-]	Współczynnik krotności dla $0,1 \cdot m$ podziałki modułowej $k_{r2}$ [-]
1	12	0,236	0,024	0,182	1,3	0,13
2	32	0,088	0,009	0,182	0,5	0,05
3	30	0,094	0,009	0,182	0,5	0,05
4	18	0,273	0,027	0,182	1,5	0,15
5	18	0,384	0,038	0,182	2,1	0,21
6	49	0,100	0,010	0,182	0,6	0,06
7	38	0,636	0,064	0,182	3,5	0,35
8	40	0,366	0,037	0,182	2,0	0,20
9	32	0,442	0,044	0,182	2,4	0,24
10	40	0,366	0,037	0,182	2,0	0,20

Tablica 3.53

**Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupółkowym**

Lp.	Nazwa elementu (wału) D	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu wirnika prądnicy dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki; oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	2,83	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	2,83		
3	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,83		
4	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	4,91		
5	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy GS-18MO	6,90		
6	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy numnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	4,91		
7	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M	24,17		
8	numnikowa pompa-regulator NR-40WR	14,62		
9	napęd zespołu pomp olejowych	14,15		
10	napęd agregatu sterującego KA-40	14,62		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	5,00	7,48	1,34
12	wał koła zębatego z95	14,39	7,48	3,85
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	28,67	7,48	7,66
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	30,65	7,48	8,19
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	23,17	7,48	6,19
16	wał kół zębatych: z49, z29	20,29	7,48	5,42
17	wał napędu pompy PN-40R	24,67	7,48	6,59
18	wał kół zębatych: z24, z32	16,79	7,48	4,49
19	wał wentylatora	16,79	7,48	4,49
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	24,67	7,48	6,59
21	wał kół zębatych: z48, z27	25,19	7,48	6,73
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	39,70	7,48	10,61
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy SGO-30U)	16,15	7,48	4,32
24	wałek napędu prądnicy SGO-30U	7,48	7,48	2,00

Tablica 3.54

**Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupółkowym**

Lp.	Nazwa elementu (wału) D	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądnicy tachometrycznej D-3 dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	5,66	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	5,66		
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	5,66		
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	9,81		
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	13,81		
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy GS-18MO	9,81		
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	48,33		
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M	29,24		
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	28,30		
10	napęd zespołu pomp olejowych	29,24		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	10,00	7,48	2,67
12	wał koła zębatego z95	28,79	7,48	7,69
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	57,34	7,48	15,32
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	61,29	7,48	16,38
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	46,34	7,48	12,38
16	wał kół zębatych: z49, z29	40,58	7,48	10,84
17	wał napędu pompy PN-40R	49,33	7,48	13,18
18	wał kół zębatych: z24, z32	33,59	7,48	8,98
19	wał wentylatora	33,59	7,48	8,98
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	49,33	7,48	13,18
21	wał kół zębatych: z48, z27	50,38	7,48	13,46
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	79,40	7,48	21,22
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy SGO-30U)	32,30	7,48	8,63
24	wałek napędu prądnicy SGO-30U	14,97	7,48	4,00

Tablica 3.55

Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupółkowym

Lp.	Nazwa elementu (wału) D	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczki tachometrycznej D-3 dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	1,42	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	1,42		
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	1,42		
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,45		
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	3,45		
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy GS-18MO	2,45		
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	12,08		
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M	7,31		
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	7,08		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	2,50		
12	wał koła zębatego z95	7,20	7,485	1,92
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	14,33	7,485	3,83
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	15,32	7,485	4,09
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	11,59	7,485	3,10
16	wał kół zębatych: z49, z29	10,15	7,485	2,71
17	wał napędu pompy PN-40R	12,33	7,485	3,30
18	wał kół zębatych: z24, z32	8,40	7,485	2,24
19	wał wentylatora	8,40	7,485	2,24
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	12,33	7,485	3,30
21	wał kół zębatych: z48, z27	12,60	7,485	3,37
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	19,85	7,485	5,30
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy SGO-30U)	8,08	7,485	2,16
24	wałek napędu prądnicy SGO-30U	3,74	7,485	1,00

Tablica 3.56

Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupółkwokowym

Lp.	Oznaczenie koła zębatego D	Czas trwania przemieszczenia o jedną podziałkę modułową dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania przemieszczenia o $0,1^*m$ ( $1/10$ podziałki modułowej) dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu wirnika prądnicy dla $n = n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności dla pełnej podziałki modułowej $k_{r1}$ [-]	Współczynnik krotności dla $0,1^*m$ podziałki modułowej $k_{r2}$ [-]
1	12	0,236	0,024	7,485	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tabeli elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	32	0,088	0,009	7,485		
3	30	0,094		7,485		
4	18	0,273	0,027	7,485		
5	18	0,384	0,038	7,485		
6	49	0,100	0,010	7,485		
7	38	0,636	0,064	7,485		
8	40	0,366	0,037	7,485		
9	32	0,442	0,044	7,485		
10	40	0,366	0,037	7,485		
11	33	0,152	0,015	7,485	0,020	0,002
12	95	0,152	0,015	7,485	0,020	0,002
13	29	0,989	0,099	7,485	0,132	0,013
14	66	0,464	0,046	7,485	0,062	0,006
15	31	0,747	0,075	7,485	0,100	0,010
16	49	0,414	0,041	7,485	0,055	0,006
17	47	0,525	0,052	7,485	0,070	0,007
18	24	0,700	0,070	7,485	0,093	0,009
19	22	0,763	0,076	7,485	0,102	0,010
20	47	0,525	0,052	7,485	0,070	0,007
21	48	0,525	0,052	7,485	0,070	0,007
22	27	1,470	0,147	7,485	0,196	0,020
23	39	0,414	0,041	7,485	0,055	0,006
24	19	0,394	0,039	7,485	0,053	0,005

Tablica 3.57

Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy SGO-30U ( $f_z=3$ ) przy zliczaniu dwupółwkowym ( $f_z=2$ )

Lp.	Nazwa elementu (wału) E	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu wirnika prądnicy dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $k_r$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki; oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	2,83	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	2,83		
3	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,83		
4	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	4,91		
5	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy GS-18MO	6,90		
6	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	4,91		
7	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D2M	24,17		
8	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	14,62		
9	napęd zespołu pomp olejowych	14,15		
10	napęd agregatu sterującego KA-40	14,62		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	5,00	7,485	2,0
12	wał koła zębatego z95	14,39	7,485	5,8
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	28,67	7,485	11,5
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	30,65	7,485	12,3
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	23,17	7,485	9,3
16	wał kół zębatych: z49, z29	20,29	7,485	8,1
17	wał napędu pompy PN-40R	24,67	7,485	9,9
18	wał kół zębatych: z24, z32	16,79	7,485	6,7
19	wał wentylatora	16,79	7,485	6,7
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	24,67	7,485	9,9
21	wał kół zębatych: z48, z27	25,19	7,485	10,1
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	39,70	7,485	15,9
23	wał kół zębatych: z39, z41 (toru napędu prądnicy SGO-30U)	16,15	7,485	6,5
24	wałek napędu prądnicy SGO-30U	7,48	7,485	3,0



Tablica 3.58

Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy SGO-30U ( $f_z=3$ ) przy zliczaniu dwupółkowym ( $f_z=2$ )

Lp.	Nazwa elementu (wału) E	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądniczkowej tachometrycznej D-3 dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności $kr$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	5,66	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	5,66		
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	5,66		
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	9,81		
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	13,81		
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy GS-18MO	9,81		
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	48,33		
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); wałek prądnicy tachometrycznej D-2M	29,24		
9	nurnikowa pompa-regulator NR40WR	28,30		
10	napęd zespołu pomp olejowych	29,24		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	10,00	7,485	4,0
12	wał koła zębatego z95	28,79	7,485	11,5
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	57,34	7,485	23,0
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	61,29	7,485	24,6
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	46,34	7,485	18,6
16	wał kół zębatych: z49, z29	40,58	7,485	16,3
17	wał napędu pompy PN-40R	49,33	7,485	19,8
18	wał kół zębatych: z24, z32	33,59	7,485	13,5
19	wał wentylatora	33,59	7,485	13,5

cd. tab. 3.58

20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	49,33	7,485	19,8
21	wał kół zębatach: z48, z27	50,38	7,485	20,2
22	walek prądnicy tachometrycznej D-1M	79,40	7,485	31,8
23	wał kół zębatach: z39, z41 (toru napędu prądnicy SGO-30U)	32,30	7,485	12,9
24	walek napędu prądnicy SGO-30U	14,97	7,485	6,0

**Tablica 3.59**

**Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy SGO-30U ( $f_z=3$ ) przy zliczaniu dwupółkowym ( $f_z=2$ )**

Lp.	Nazwa elementu (wału) E	Czas trwania pełnego obrotu badanego wału dla $n_{WT} = 12000\text{obr}/\text{min}$ $n_{WS} = 21200\text{obr}/\text{min}$ [ms]	Czas trwania pełnego obrotu prądnicy tachometrycznej D3 dla $n_{WT} = 12000\text{obr}/\text{min}$ $n_{WS} = 21200\text{obr}/\text{min}$ [ms]	Współczynnik krotności $k_f$ [-]
1	wał główny wirnika sprężarki	1,42	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	oś obrotu koła stożkowego napędu centralnego nr 12 (przekazujące napęd z wału sprężarki na reduktor – ogniwo nr 1)	1,42		
3	oś obrotu koła stożkowego nr 11 (ogniwo nr 2)	1,42		
4	oś obrotu koła stożkowego z32 oraz koła walcowego z30 (ogniwo nr 3)	2,45		
5	oś obrotu kół walcowych: z52, z18, z27 (ogniwo nr 4)	3,45		
6	oś obrotu koła walcowego z38 oraz wałka napędowego prądnicy GS-18MO	2,45		
7	oś obrotu kół walcowych: z55, z49 (ogniwo nr 5); napęd pompy nurnikowej PN-4CR; napęd górnego agregatu olejowego	12,08		
8	oś obrotu koła walcowego z38 (ogniwo nr 6); walek prądnicy tachometrycznej D-2M;	7,31		
9	nurnikowa pompa-regulator NR-40WR	7,08		
10	napęd zespołu pomp olejowych	29,24		
11	wał główny wirnika wolnej turbiny	2,50	7,485	1,0
12	wał koła zębatego z95	7,20	7,485	2,9
13	wał koła zębatego z29 (satelita w przekładni planetarnej)	14,33	7,485	5,7
14	wał z kołami zębatymi: z66, z41, z74	15,32	7,485	6,1
15	wał wyjściowy transmisji WR-2 do śmigła ogonowego	11,59	7,485	4,6
16	wał kół zębatach: z49, z29	10,15	7,485	4,1
17	wał napędu pompy PN-40R	12,33	7,485	4,9
18	wał kół zębatach: z24, z32	8,40	7,485	3,4

cd. tab. 3.59

19	wał wentylatora	8,40	7,485	3,4
20	napęd pompy hydraulicznej NSz-39M	12,33	7,485	4,9
21	wał kół zębatach: z48, z27	12,60	7,485	5,0
22	wałek prądnicy tachometrycznej D-1M	19,85	7,485	8,0
23	wał kół zębatach: z39, z41 (toru napędu prądnicy SGO-30U)	8,08	7,485	3,2
24	wałek napędu prądnicy SGO-30U	3,74	7,485	1,5

Tablica 3.60

Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy SGO-30U ( $f_z=3$ ) przy zliczaniu dwupółkowym ( $f_z=2$ )

Lp.	Oznaczenie koła zębatego E	Czas trwania przemieszczenia o jedną podziałkę modułową dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania przemieszczenia o $0,1^*m$ (1/10 podziałki modułowej) dla $n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Czas trwania pełnego obrotu wirnika prądnicy dla $n = n_{WT} = 12\ 000$ obr/min $n_{WS} = 21\ 200$ obr/min [ms]	Współczynnik krotności dla pełnej podziałki modułowej $k_{r1}$ [-]	Współczynnik krotności dla $0,1^*m$ podziałki modułowej $k_{r2}$ [-]
1	12	0,236	0,024	7,485	Nie dotyczy – brak połączenia mechanicznego wyszczególnionych w tablicy elementów mechanicznych z przedmiotową prądnicą	
2	32	0,088	0,009	7,485		
3	30	0,094		7,485		
4	18	0,273	0,027	7,485		
5	18	0,384	0,038	7,485		
6	49	0,100	0,010	7,485		
7	38	0,636	0,064	7,485		
8	40	0,366	0,037	7,485		
9	32	0,442	0,044	7,485		
10	40	0,366	0,037	7,485		
11	33	0,152	0,015	7,485	0,06	0,01
12	95	0,152	0,015	7,485	0,06	0,01
13	29	0,989		7,485	0,40	0,00
14	66	0,464	0,046	7,485	0,19	0,02
15	31	0,747	0,075	7,485	0,30	0,03
16	49	0,414	0,041	7,485	0,17	0,02
17	47	0,525	0,052	7,485	0,21	0,02
18	24	0,700	0,070	7,485	0,28	0,03
19	22	0,763	0,076	7,485	0,31	0,03
20	47	0,525	0,052	7,485	0,21	0,02
21	48	0,525	0,052	7,485	0,21	0,02
22	27	1,470	0,147	7,485	0,59	0,06
23	39	0,414	0,041	7,485	0,17	0,02
24	19	0,394	0,039	7,485	0,16	0,02

**Tablica 3.61**

Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko pierwszej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
<b><math>A_1</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	1908	1879	1832	1803	1717	5406	1526	1431	1336	1259	1202	1049	954	763
	0,4	2544	2506	2442	2404	2290	4865	2035	1908	1781	1679	1603	1399	1272	1018
	0,5	3180	3132	3053	3005	2862	4325	2544	2385	2226	2099	2003	1749	1590	1272
	0,6	3816	3759	3663	3606	3434	3784	3053	2862	2671	2519	2404	2099	1908	1526
	0,7	4452	4385	4274	4207	4007	3244	3562	3339	3116	2938	2805	2449	2226	1781
	0,8	5088	5012	4884	4808	4579	2703	4070	3816	3562	3358	3205	2798	2544	2035
	0,9	5724	5638	5495	5409	5152	2162	4579	4293	4007	3778	3606	3148	2862	2290
	1	6360	6265	6106	6010	5724	1622	5088	4770	4452	4198	4007	3498	3180	2544

**Tablica 3.62**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska pierwszej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600
<b><math>A_1</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130
	0,4	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098	0,098
	0,5	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078
	0,6	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065	0,065
	0,7	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056	0,056
	0,8	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049	0,049
	0,9	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043	0,043
	1	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039

Tablica 3.63

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska pierwszej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczy prądu stałego prawej dolnej GS-18MO

Prędkość obrotowa wahu głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wahu głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
<b><math>B_I</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88	2,88
	0,4	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16	2,16
	0,5	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73
	0,6	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44	1,44
	0,7	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24	1,24
	0,8	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08	1,08
	0,9	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96
	1	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87

Tablica 3.64

Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko drugiej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczy tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wahu głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wahu głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
<b><math>A_{II}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	1590	1566	1526	1503	1431	1352	1272	1193	1113	1049	1002	875	795	636
	0,4	2120	2088	2035	2003	1908	1802	1696	1590	1484	1399	1336	1166	1060	848
	0,5	2650	2610	2544	2504	2385	2253	2120	1988	1855	1749	1670	1458	1325	1060
	0,6	3180	3132	3053	3005	2862	2703	2544	2385	2226	2099	2003	1749	1590	1272
	0,7	3710	3654	3562	3506	3339	3154	2968	2783	2597	2449	2337	2041	1855	1484
	0,8	4240	4176	4070	4007	3816	3604	3392	3180	2968	2798	2671	2332	2120	1696
	0,9	4770	4698	4579	4508	4293	4055	3816	3578	3339	3148	3005	2624	2385	1908
	1	5300	5221	5088	5009	4770	4505	4240	3975	3710	3498	3339	2915	2650	2120

**Tablica 3.65**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska drugiej podpory silnika TW2-117 śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
<b><math>A_{II}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_t$	0,3	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156	0,156
	0,4	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117
	0,5	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094	0,094
	0,6	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078	0,078
	0,7	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067	0,067
	0,8	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059
	0,9	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052	0,052
	1	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047	0,047

**Tablica 3.66**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska drugiej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki prądu stałego GS-18MO ( $\dot{Z}=38$ )

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
<b><math>B_{II}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_t$	0,3	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46	3,46
	0,4	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60
	0,5	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08	2,08
	0,6	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73	1,73
	0,7	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48	1,48
	0,8	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30
	0,9	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15	1,15
	1	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04	1,04

Tablica 3.67

Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko trzeciej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
<b>A<sub>III</sub></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	2120	2088	2035	2003	1908	1802	1696	1590	1484	1399	1336	1166	1060	848
	0,4	2827	2784	2714	2671	2544	2403	2261	2120	1979	1866	1781	1555	1413	1131
	0,5	3533	3480	3392	3339	3180	3003	2827	2650	2473	2332	2226	1943	1767	1413
	0,6	4240	4176	4070	4007	3816	3604	3392	3180	2968	2798	2671	2332	2120	1696
	0,7	4947	4872	4749	4675	4452	4205	3957	3710	3463	3265	3116	2721	2473	1979
	0,8	5653	5569	5427	5342	5088	4805	4523	4240	3957	3731	3562	3109	2827	2261
	0,9	6360	6265	6106	6010	5724	5406	5088	4770	4452	4198	4007	3498	3180	2544
1	7067	6961	6784	6678	6360	6007	5653	5300	4947	4664	4452	3887	3533	2827	

Tablica 3.68

Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko trzeciej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądu stałego GS-18MO

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
<b>B<sub>III</sub></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	2120	2088	2035	2003	1908	1802	1696	1590	1484	1399	1336	1166	1060	848
	0,4	2827	2784	2714	2671	2544	2403	2261	2120	1979	1866	1781	1555	1413	1131
	0,5	3533	3480	3392	3339	3180	3003	2827	2650	2473	2332	2226	1943	1767	1413
	0,6	4240	4176	4070	4007	3816	3604	3392	3180	2968	2798	2671	2332	2120	1696
	0,7	4947	4872	4749	4675	4452	4205	3957	3710	3463	3265	3116	2721	2473	1979
	0,8	5653	5569	5427	5342	5088	4805	4523	4240	3957	3731	3562	3109	2827	2261
	0,9	6360	6265	6106	6010	5724	5406	5088	4770	4452	4198	4007	3498	3180	2544
1	7067	6961	6784	6678	6360	6007	5653	5300	4947	4664	4452	3887	3533	2827	

**Tablica 3.69**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska trzeciej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
<b>A<sub>III</sub></b> Wartość współczynnika toczenia $p_z$	0,3	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	0,117	
	0,4	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	0,088	
	0,5	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	0,070	
	0,6	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	0,059	
	0,7	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	
	0,8	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044	0,044
	0,9	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039	0,039
	1	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035

**Tablica 3.70**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska trzeciej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki prądu stałego prawej dolnej GS-18MO ( $\dot{Z}=38$ )

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
<b>B<sub>III</sub></b> Wartość współczynnika toczenia $p_z$	0,3	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	2,60	
	0,4	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	1,95	
	0,5	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56	
	0,6	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	1,30	
	0,7	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11	1,11
	0,8	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97	0,97
	0,9	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87
	1	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78	0,78



Tablica 3.71

Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko czwartej podpory silnika TW2-117A

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b><math>C_{IV}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	900	837	855	810	761	710	660	610	562	495	492	424	380	315
	0,4	1200	1116	1140	1080	1015	947	879	814	749	660	656	565	506	420
	0,5	1500	1395	1425	1349	1269	1183	1099	1017	937	825	820	706	633	525
	0,6	1800	1674	1710	1619	1523	1420	1319	1220	1124	990	984	847	760	630
	0,7	2100	1953	1995	1889	1777	1656	1539	1424	1311	1155	1148	989	886	735
	0,8	2400	2232	2280	2159	2030	1893	1759	1627	1499	1320	1312	1130	1013	840
	0,9	2700	2511	2565	2429	2284	2130	1979	1831	1686	1485	1476	1271	1139	945
	1	3000	2790	2850	2699	2538	2366	2198	2034	1873	1650	1641	1412	1266	1050

Tablica 3.72

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska czwartej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-8) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b><math>C_{IV}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26	0,26
	0,4	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
	0,5	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16
	0,6	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13
	0,7	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11
	0,8	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
	0,9	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09
	1	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08

**Tablica 3.73**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska czwartej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądniczy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupółkwkowym

Predkość obrotowa wału głównego sprzężarki $n_{ws}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Predkość obrotowa wału głównego sprzężarki $n_{ws}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
Predkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{wt}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35
Predkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{wt}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800
<b><math>D_{IV}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826
	0,4	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619
	0,5	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495
	0,6	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413	0,413
	0,7	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354	0,354
	0,8	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310
	0,9	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275	0,275
	1	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248	0,248

**Tablica 3.74**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska czwartej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądniczy SGO-30U z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych ( $f_z=3$ ) przy zliczaniu dwupółkwkowym ( $f_z=2$ )

Predkość obrotowa wału głównego sprzężarki $n_{ws}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Predkość obrotowa wału głównego sprzężarki $n_{ws}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
Predkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{wt}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35
Predkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{wt}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800
<b><math>E_{IV}</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477	2,477
	0,4	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857
	0,5	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486	1,486
	0,6	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238	1,238
	0,7	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061	1,061
	0,8	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929
	0,9	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826	0,826
	1	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743	0,743

Tablica 3.75

Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko piątej podpory silnika TW2-117A

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{ws}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{ws}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b><math>C_v</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	1200	1116	1140	1080	1015	947	879	814	749	660	656	565	506	1400
	0,4	1600	1488	1520	1439	1354	1262	1172	1085	999	880	875	753	675	1260
	0,5	2000	1860	1900	1799	1692	1578	1466	1356	1249	1100	1094	942	844	1120
	0,6	2400	2232	2280	2159	2030	1893	1759	1627	1499	1320	1312	1130	1013	980
	0,7	2800	2604	2660	2519	2369	2209	2052	1898	1748	1540	1531	1318	1182	840
	0,8	3200	2976	3040	2879	2707	2524	2345	2170	1998	1760	1750	1507	1350	700
	0,9	3600	3348	3420	3239	3046	2840	2638	2441	2248	1980	1969	1695	1519	560
	1	4000	3720	3800	3599	3384	3155	2931	2712	2498	2200	2187	1883	1688	420

Tablica 3.76

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska piątej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-8) przy zliczaniu dwupółkowym trójfazowym AC

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{ws}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40	
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{ws}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35	
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800	
<b><math>C_v</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
	0,4	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15
	0,5	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12
	0,6	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
	0,7	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09
	0,8	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07
	0,9	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07
	1	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06

**Tablica 3.77**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska piątej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądniczy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupółkwkowym

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800
<b><math>D_V</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619
	0,4	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464	0,464
	0,5	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371	0,371
	0,6	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310	0,310
	0,7	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265	0,265
	0,8	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232	0,232
	0,9	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206	0,206
	1	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186

**Tablica 3.78**

Wartości współczynnika krotności  $k_r$  łożyska piątej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądniczy SGO-30U z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych ( $f_z=3$ ) przy zliczaniu dwupółkwkowym ( $f_z=2$ )

Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [%]	100	98,5	96	94,5	90	85	80	75	70	66	63	55	50	40
Prędkość obrotowa wału głównego sprężarki $n_{WS}$ [obr/min]	21200	20882	20352	20034	19080	18020	16960	15900	14840	13992	13356	11660	10600	8480
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [%]	100	93	95	90	84,6	79	73	68	62	55	55	47	42	35
Prędkość obrotowa wału głównego wolnej turbiny $n_{WT}$ [obr/min]	12000	11820	11520	11340	10800	10200	9600	9000	8400	7920	7560	6600	6000	4800
<b><math>E_V</math></b> Wartość współczynnika toczenia $p_s$	0,3	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857	1,857
	0,4	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393	1,393
	0,5	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114	1,114
	0,6	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929	0,929
	0,7	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796	0,796
	0,8	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697	0,697
	0,9	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619	0,619
	1	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557	0,557

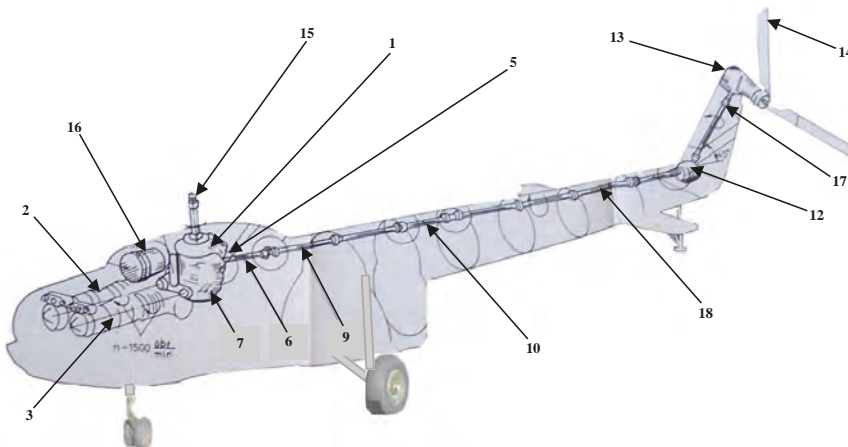
### 3.2.4. Zespół napędowy śmigłowca Mi-17

#### 3.2.4.1. Opis ogólny zespołu napędowego śmigłowca Mi-17

Zespół napędowy śmigłowca Mi-17 (rys. 3.32÷3.38) składa się z:

1. dwóch silników turbowalowych TW2-117A (rys. 3.32, elementy 2 i 3) – z integralnym reduktorem silnikowym, tj. skrzynką napędów agregatów silnika (rys. 3.33, element 4); reduktor ten napędza agregaty silnikowe, takie jak pompę-regulator, prądniczkę tachometryczną trójfazową D-2M (rys. 3.34, elementy: 2 i 16) oraz wał wyjściowy mocy mechanicznej (rys. 3.34, elementy 6 i 20);
2. przekładni głównej WR-14 (rys. 3.33, element 1); rys. 3.37 i 3.38 – z 5-łopatowym wirnikiem nośnym;
3. wału transmisji (rys. 3.32, elementy: 6÷18) – przenoszącego moment obrotowy z przekładni głównej do trójłopatowego śmigła ogonowego;
4. przekładni pośredniczącej (rys. 3.32, element 12), zwanej przekładnią kątową, niezbędnej do ukierunkowania systemu wałów skośnie do góry – zmniejsza się w ten sposób możliwość uszkodzenia śmigła przez przedmioty terenowe oraz zmniejsza się ryzyko zranienia obsługi naziemnej oraz uszkodzenia ładunku w czasie załadunku lub zrzutu z rampy tylnej;
5. przekładni tylnej (rys. 3.32, element 13) – napędzającej 3-łopatowe śmigło ogonowe (rys. 3.22, element 7);
6. wentylatora mechanicznego (rys. 3.32, element 16).

Typowe wartości prędkości obrotowej zespołu napędowego śmigłowca Mi-17 zestawiono w tab. 3.79.



**Rys. 3.32.** Widok zespołu napędowego śmigłowca Mi-17 na tle sylwetki płatowca:  
1 – przekładnia główna WR-14; 2 – silnik napędowy TW3-117 ( $n = 15\ 000$  obr/min)

prawy; 3 – silnik napędowy TW3-117 ( $n = 15\ 000$  obr/min) lewy; 4 – wał transmisji ( $n = 2594$  obr/min = 43,2 obr/s); 5 – hamulec cierny wirnika nośnego; 7 – miska olejowa przekładni głównej WR-14; 6, 9, 10, 17, 18 – odcinki wału transmisji mocy mechanicznej z przekładni głównej WR-14 do śmigła ogonowego; 12 – przekładnia pośrednicząca; 13 – przekładnia końcowa; 14 – trójłopatowe śmigło tylne; 15 – oś wirnika nośnego ( $n = 192$  obr/min = 3,2 obr/s); 16 – wentylator mechaniczny zespołu napędowego ( $n = 6031$  obr/min = 100,5 obr/s) [Śmigłowiec M17. Opis techniczny płatowca]

**Tablica 3.79**

**Typowe prędkości obrotowe zespołu napędowego śmigłowca Mi-17**

			Startowy	Ograniczony startowy	Nominalny	Przelotowy I	Przelotowy II	Minimalny
1	Wirnik sprzężarki $n_{WS}$	%	97,6±0,5	96,1±0,5	94,7±0,5	93,5±0,5	91,5±0,5	73 <sup>-6</sup>
	max	%	98,1	96,6	95,2	94	92	73,6
	min	%	97,1	95,6	94,2	93	91	73
	max	obr/min	19130	18837	18564	18330	17940	14352
	min	obr/min	18935	18642	18369	18135	17745	14235
	max	Hz	319	314	309	306	299	239
	min	Hz	316	311	306	302	296	237
2	Wirnik wolnej turbiny $n_{WT}$	%	98±1	98±1	100±2	100±2	100±2	–
	max	%	99	99	102	102	102	
	min	%	97	97	98	98	98	
	max	obr/min	14850	14850	15300	15300	15300	0
	min	obr/min	14550	14550	14700	14700	14700	0
	max	Hz	248	248	255	255	255	0
	min	Hz	243	243	245	245	245	0
3	Wirnik nośny przy jednym pracującym silniku	%	93±1	93±1	95±2	95±2	95±2	40 <sup>-15</sup>
	max	%	94	94	97	97	97	55
	min	%	92	92	93	93	93	40
	max	obr/min	225,6	225,6	232,8	232,8	232,8	132
	min	obr/min	220,8	220,8	223,2	223,2	223,2	96
	max	Hz	3,8	3,8	3,9	3,9	3,9	2,2
	min	Hz	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	1,6
4	Wirnik nośny przy dwóch pracujących silnikach	%	93±1	93±1	95±2	95±2	95±2	55 <sup>-15</sup>
	max	%	94	94	97	97	97	70
	min	%	92	92	93	93	93	55
	max	obr/min	180,48	180,48	186,24	186,24	186,24	134,4
	min	obr/min	176,64	176,64	178,56	178,56	178,56	105,6
	max	Hz	3,0	3,0	3,1	3,1	3,1	2,2
	min	Hz	2,9	2,9	3,0	3,0	3,0	1,8

Uwaga:

1.  $n_{WS} = 100\%$  na wskaźniku wirnika sprzężarki odpowiada  $n_{WS} = 19\ 500$  obr/min.
2.  $n_{WT} = 100\%$  na wskaźniku wirnika wolnej turbiny odpowiada  $n_{WT} = 15\ 000$  obr/min.
3. Obrotom wolnej turbiny  $n_{WT} = 100\%$   $n_{WT} = 15\ 000$  obr/min odpowiadają obroty wirnika nośnego  $n_{WN} = 95,4\%$ .
4. Jeżeli nastąpi wzrost obrotów wirnika nośnego powyżej 105%, to zabrania się dalszej eksploatacji zespołu napędowego (silników i przekładni głównej).

Przekładnia główna WR-14, zamontowana na śmigłowcu jako oddzielny agregat, współpracuje z dwoma silnikami TW3-117A. Przekładnia główna sumuje moc obu silników i przekazuje ją za pomocą wałów na wirnik nośny i śmigło ogonowe z odpowiednimi prędkościami obrotowymi oraz zapewnia napęd agregatów wspomagających. W celu zapewnienia lotu śmigłowca z jednym pracującym silnikiem, a także na zakresie autorotacji wirnika nośnego, przekładnia główna wyposażona jest w dwa sprzęgła jednokierunkowe, które automatycznie odłączają od transmisji śmigłowca jeden lub oba silniki. Przekładnia główna, niezależnie od systemu smarowania silników, ma własną instalację olejową.

W korpusie przekładni znajdują się napędy śmigła ogonowego i prądnic, a ponadto z lewej i prawej strony korpusu przekładni odlane są dwie skrzynki napędów, rozdzielone na grupy:

- lewą: napędy prądnicy, pompy hydraulicznej NSz39-M i dwa napędy nadajników obrotów,
- prawą: dwa napędy pompy NSz39 i NSz39-M oraz sprężarki powietrznej AK-50T1.

Podstawowe dane techniczne przekładni [80]:

1. Typ przekładni zębata, trzystopniowa:
    - pierwszy stopień koła cylindryczne  
o zębach skośnych,
    - drugi stopień koła stożkowe  
o zębach spiralnych,  
planetarno-różnicowy.
    - trzeci stopień
  2. Liczba obrotów wałów przekładni (podczas pracy silników na mocy startowej):
    - a) wejściowych 15 000 obr/min,
    - b) wirnika nośnego 192 obr/min,
    - c) wału tylnego (napędu śmigła ogonowego) 2594 obr/min.
- Uwaga: Wartość 95,4% na wskaźniku obrotomierza wirnika nośnego odpowiada prędkości obrotowej (WN) 192 obr/min.
3. Dopuszczalny na wszystkich zakresach pracy, krótkotrwały (do 30 s) wzrost obrotów wału WN 207 obr/min.
  4. Przełożenie przekładni w stosunku do obrotów wałów wejściowych
    - a) na wale wirnika nośnego 0,0128,
    - b) na wale tylnym (napędzie ŚO) 0,1729.
  5. Kierunek obrotów wałów przekładni wałów wejściowych (patrząc na przekładnię od strony silników) prawy.
  6. Napędy przekładni głównej:
    - a) Napęd śmigła ogonowego:
      - przełożenie 0,1729,

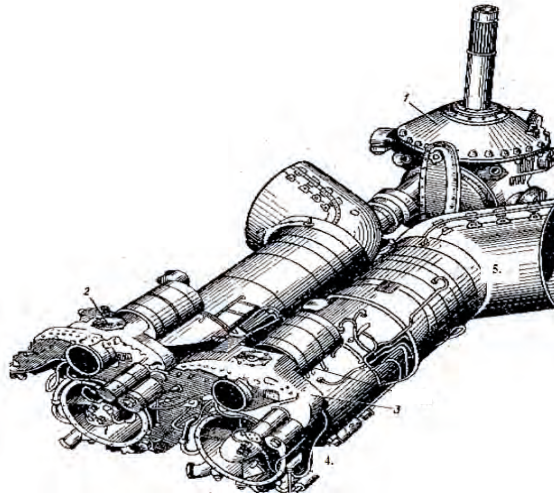
– kierunek obrotów (dla wszystkich napędów agregatów, patrząc na napęd od strony agregatu)	prawy.
b) Napędy prądnic SGS-40PU:	
– liczba napędów	2,
– przełożenie	0,5373,
– kierunek obrotów	prawy.
c) Napędy pomp NSz39-M:	
– liczba napędów	2,
– przełożenie	0,2026,
– kier. obrotów (patrząc na kołnierz napędu)	prawy.
d) Napęd pompy NSz39:	
– przełożenie	0,1623,
– kier. obrotów	prawy.
e) Napęd wentylatora:	
– przełożenie	0,393,
– kierunek obrotów	prawy.
f) napęd nadajników obrotomierzy D-1M:	
– liczba napędów	2,
– przełożenie	0,1584,
– kierunek obrotów	prawy.
g) napęd agregatu olejowego:	
– przełożenie	0,1973,
– kierunek obrotów (patrząc na kołnierz napędu)	prawy.

Pierwszy stopień o przełożeniu 0,2780 przekazuje ruch obrotowy z dwóch silników przez dwa sprzęgła jednokierunkowe i napędzające walcowe koła zębate – na pierwszym stopniu sumuje się moc obu silników. Drugi stopień o przełożeniu 0,4697 przeznaczony jest do zmiany położenia osi obrotu z poziomych na pionowe. Trzeci stopień o przełożeniu 0,0979 jest przekładnią planetarno-różnicową.

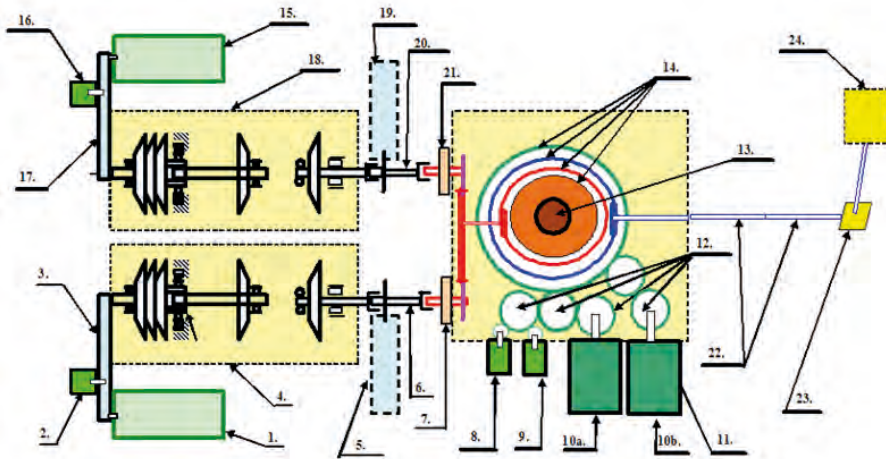
Całkowite przełożenie przekładni (trzech stopni) wynosi 0,0128, co zapewnia uzyskanie prędkości wirnika nośnego 192 obr/min przy prędkości obrotowej wałów wejściowych przekładni (wałów wejściowych przekładni (wałów wyjściowych silników) równej 15 000 obr/min.

Rozrusznik powietrzny SW-78B, zamontowany na skrzynce napędów silnika, napędzany jest sprężonym powietrzem doprowadzanym do aparatu dyszowego turbiny rozrusznika. Obroty wału turbiny przekazywane są na skrzynkę napędów, a przez nią – na wirnik turbiny silnika. Czas pracy rozrusznika powietrznego – nie dłuższy niż 50 s.



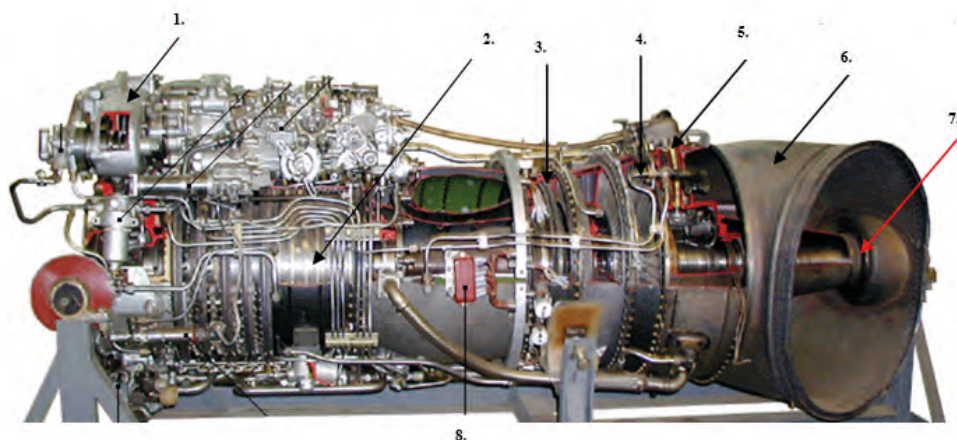


**Rys. 3.33.** Zespół napędowy śmigłowca Mi-17: 1 – przekładnia główna WR-14; 2 – prawy silnik TW3-117A; 3 – lewy silnik TW3-117A; 4 – skrzynka napędów agregatów lewego silnika; 5 – kolektor wylotowy spalin lewego silnika [Instrukcja silnika TW3-117A]

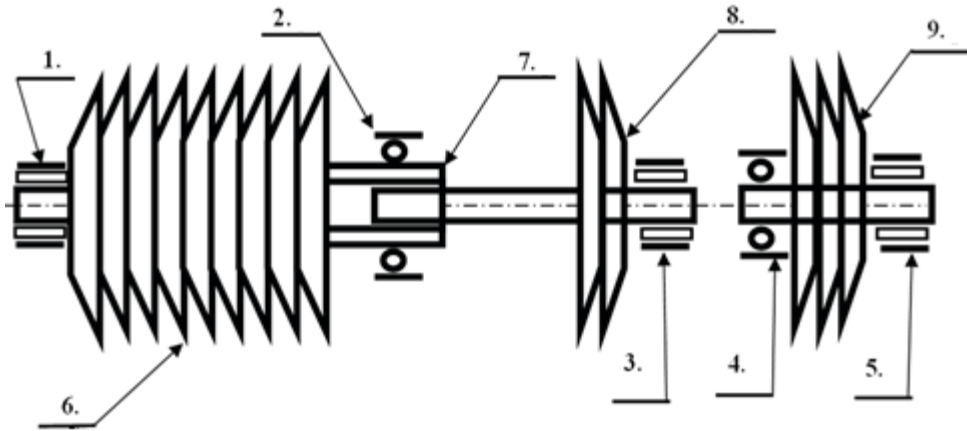


**Rys. 3.34.** Schemat blokowy zespołu napędowego śmigłowca Mi-17: 1 – rozrusznik powietrzny SW78BA lewego silnika; 2 – trójfazowa prądnica tachometryczna (nadajnik obrotomierza) D-2M lewego silnika; 3 – skrzynka napędów agregatów lewego silnika; 4 – lewy silnik TW3-117; 5 – skrzynka napędów regulatora obrotów RO-40WR; 6 – wał transmisji napędu (z lewego silnika do reduktora głównego WR-14) z przegubami Cardana; 7 – sprzęgło jednokierunkowe lewe-

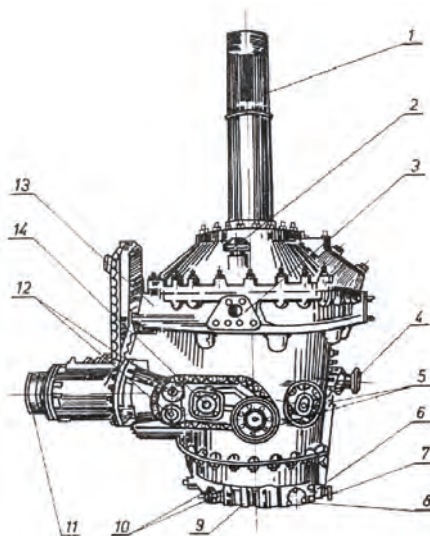
go silnika; 8 – prądnica tachometryczna (nadajnik obrotomierza) D-1M nr 1 reduktora głównego; 9 – prądnica tachometryczna (nadajnik obrotomierza) D-1M nr2 reduktora głównego; 10a – trójfazowa prądnica prądu przemiennego SGO-30U nr 1; 10b – trójfazowa prądnica prądu przemiennego SGO-30U nr 2; 11 – reduktor główny WR-14; 12 – koła zębate napędzające prądnice prądu przemiennego: D-1M, GO30U; 13 – wał śmigła nośnego; 14 – koła zębate w osi wału śmigła nośnego; 15 – rozrusznik powietrzny SW-78BA prawego silnika; 16 – trójfazowa prądnica tachometryczna (nadajnik obrotomierza) D-2M prawego silnika; 17 – skrzynka napędów agregatów prawego silnika; 18 – prawy silnik TW3-117; 19 – skrzynka napędów regulatora obrotów RO-40WR prawego silnika; 20 – wał transmisji napędu (z prawego silnika do reduktora głównego WR-14) z przegubami Cardana; 21 – sprzęgło jednokierunkowe prawego silnika; 22 – wały transmisji napędu (z reduktora głównego WR-14 do śmigła ogonowego) z przegubami Cardana; 23 – przekładnia kątowa; 24 – przekładnia końcowa



**Rys. 3.35.** Silnik TW3-117A śmigłowca Mi-17: 1 – rozrusznik powietrzny SW-78BA prawego silnika; 2 – korpus sprężarki; 3 – turbina silnika; 4 – wolna turbina; 5 – skrzynka napędów regulatora obrotów RO-40WR silnika; 5 – kolektor wylotowy spalin lewego silnika; 6 – kolektor wylotowy spalin; 7 – wał wyjściowy mocy mechanicznej; 8 – tabliczka zaciskowa termopar

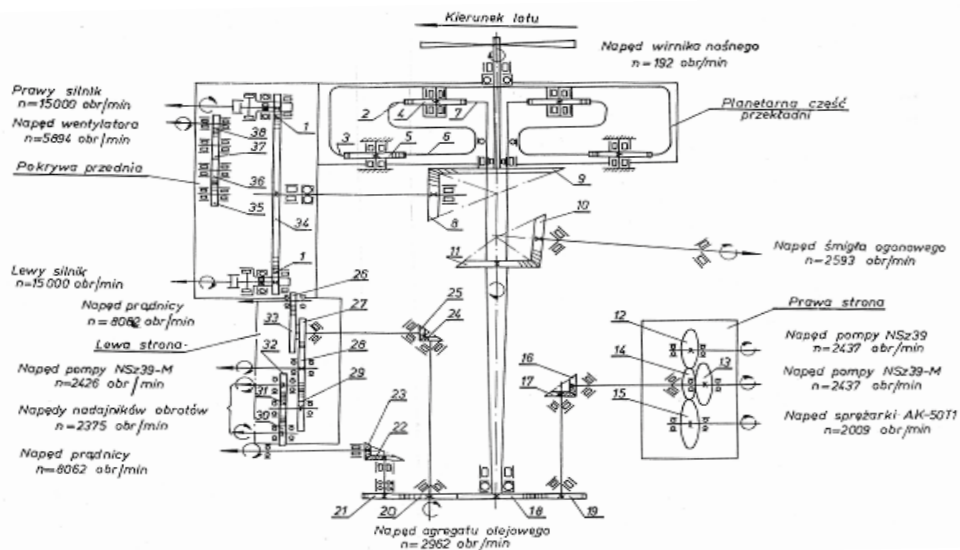


**Rys. 3.36.** Schemat kinematyczny silnika turbowałowego TW3-117 śmigłowca Mi-17:  
 1 – łożysko przednie wałkowe – łożysko I podpory silnika, 2 – łożysko środkowe kulkowe – miejsce połączenia obu części wału turbosprężarki (wał turbiny, wał sprężarki) – łożysko II podpory silnika, 3 – łożysko tylne turbosprężarki – łożysko III podpory silnika, 4 – przednie łożysko wolnej turbiny – łożysko IV podpory silnika, 5 – tylne łożysko wolnej turbiny – łożysko V podpory silnika, 6 – sprężarka, 7 – czop łożyska środkowego, 8 – turbina turbosprężarki, 9 – wolna turbina



**Rys. 3.37.** Przekładnia główna WR-14 ze śmigłowca Mi-17: 1 – wał wirnika nośnego; 2 – odpowietznik; 3 – kołnierz mocowania łoża przekładni głównej; 4 – kołnierz

napędu śmigła ogonowego; 5 – napędy prądnic; 6 – nadajnik temperatury oleju, 7 – korek magnetyczny; 8 – króciec doprowadzenia oleju z chłodnicy do przekładni (obwód powrotny); 9 – agregat olejowy; 10 – króciec odprowadzenia oleju z przekładni do chłodnicy; 11 – kołnierz połączeniowy przekładni WR-14 z silnikiem TW3-117A; 12 – napędy nadajników obrotomierzy D-2M; 13 – kołnierz; 14 – napęd pompy hydraulicznej [Przekładnia główna WR-14. Opis techniczny]



**Rys. 3.38.** Schemat kinematyczny przekładni głównej WR-14 ze śmigłowca Mi-17 [Przekładnia główna WR-14. Opis techniczny]

### Dane prądnic-przetworników FAM-C śmigłowca Mi-17

Każda z prądnic lub czujników prędkości obrotowych wchodząca w skład zespołu napędowego śmigłowca Mi-17 wytwarza pewną częstotliwość nośną (częstotliwość znamionową)  $f_{NG}$ . Z kolei każde z ogniw kinematycznych (podzespołu mechanicznego) zespołu napędowego ma pewną częstotliwość własną  $f_{po}$ . Iloraz częstotliwości znamionowej prądnicy-przetwornika  $f_{NG}$  i częstotliwości  $f_{po}$  nazwano (podrozdział 2.3) współczynnikiem krotności  $k_r$ . Wszystkie to parametry zestawiono w tablicach 3.42÷3.79:

**A.** Prądniczka tachometryczna D-2M ma  $p = 2$  pary biegunów magnesów trwałych na wirniku. Jest to maszyna trójfazowa (3 uzwojenia nawinięte na stojanie). W związku z tym ma stosunkowo niewielką rozdzielczość. Jest w stanie wykryć (przy jednoczesnym korzystaniu z sygnałów z trzech faz) tylko przekroczenia i mimośrodowości o dużych wartościach w torze napędowym. Jej możliwości rozdzielcze są analogiczne jak dla śmigłowca Mi-8 (zestawione w tab.: 3.41, 3.45÷3.48, 3.61, 3.62, 3.64, 3.65, 3.67, 3.69).

- B.** Kanał prądu stałego – nie przewidziano prądnicy prądu stałego – prąd stały uzyskuje się poprzez prostowanie w blokach prostowniczych – aktualnie nie przewiduje się wykorzystania bloków prostowniczych do monitorowania elementów mechanicznego zespołu napędowego śmigłowca.
- C.** Prądniczka tachometryczna D-1M, zamontowana na przekładni głównej WR-14, ma  $p = 2$  pary biegunów magnesów trwałych na wirniku. Jest to maszyna trójfazowa (3 uzwojenia nawinięte na stojanie). W związku z tym ma stosunkowo niewielką rozdzielczość. Jest w stanie wykryć (przy jednoczesnym korzystaniu z sygnałów z trzech faz) tylko przekoszenia i mimośrodowości o dużych wartościach w torze napędowym. Jej możliwości rozdzielcze są analogiczne jak dla śmigłowca Mi-8 (zestawione w tab.: 3.42, 3.45÷3.48, 3.71, 3.72, 3.75, 3.76).
- D.** Źródłem prądu przemiennego są dwie niesynchronizowane (pracujące oddzielnie) prądnice jednofazowe SGS-40PU. Każda z tych prądnic ma  $p = 6$  par biegunów. W związku z tym, rozdzielczość pomiarowa takiej prądnicy w systemie jednofazowego pomiaru FAM-C będzie stosunkowo niewielka – jest zdolna wykryć jedynie przekoszenia i mimośrodowości w torze napędowym. Jej możliwości rozdzielcze są analogiczne jak dla śmigłowca Mi-8 (zestawione w tab.: 3.46, 3.53÷3.56, 3.73, 3.77).
- E.** Prądnica jednofazowa SGS-40PU jest konstrukcyjnie prądnicą trójfazową – istnieje możliwość wykorzystania sygnału trójfazowego w metodzie FAM-C – wówczas rozdzielczość zwiększa się trzykrotnie. Jej możliwości rozdzielcze są analogiczne jak dla śmigłowca Mi-8 (zestawione w tab.: 3.57÷3.60, 3.74, 3.78).
- F.** Na pokładzie do przekładni WR-14 są przyłączone dwie prądnice jednofazowe SGS-40PU, które są konstrukcyjnie prądnicami trójfazowymi – zatem istnieje możliwość wykorzystania (na razie teoretyczna, jednakże prosta w realizacji) sygnału trójfazowego w metodzie FAM-C z obu prądnic jednocześnie. Do tego celu niezbędne byłoby obrócenie wirników i korpusów obu prądnic względem siebie o  $60^\circ$  oraz zbudowanie układu pomiarowego FAM-C sześciofazowego – wówczas rozdzielczość zwiększa się dwukrotnie w stosunku do pomiaru jednofazowego (pkt E). Z uwagi na to, że obie prądnice pracują niezależnie (każda ma inną grupę odbiorników – nie są ze sobą synchronizowane) to nie będzie w tej konfiguracji kolizji elektroenergetycznej.
- G.** Istnieje możliwość (teoretyczna) zasilania uzwojeń obu prądnic SGS-40PU z zewnętrznego źródła zasilania (DC). Jest możliwe zasilanie tych uzwojeń prądem, który spowoduje przejście natężenia pola magnetycznego w obwodzie wzbudzenia w stan nasycenia magnetycznego – wówczas na wyjściu w miejsce częstotliwości podstawowej 400 Hz pojawi się 800 Hz. W ten sposób rozdzielczość zwiększy się dwukrotnie w stosunku do konfiguracji z punktu F.

**Dane łożysk głównych zespołu napędowego Mi-17**

1. Łożysko prądniczki tachometrycznej D-1M: średnica zewnętrzna łożyska  $\varnothing = 22$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 11$  mm, średnica bieżni zewnętrznej  $D_z = 18$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 7$ , średnica elementów tocznych (kul)  $d_k = 3,5$  mm.
2. Łożysko wałkowe pierwszej podpory silnika (1. łożysko wału głównego sprężarki):  $\varnothing_w = 45$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 85$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 15$ ,  $d_k = 17,5$  mm.
3. Łożysko kulkowe drugiej podpory silnika (2. łożysko wału głównego sprężarki):  $\varnothing_w = 75$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 55$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 18$ ,  $d_k = 8$  mm.
4. Łożysko wałkowe trzeciej podpory silnika (3. łożysko wału głównego sprężarki): średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 73,5$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 20$ ,  $d_k = 9$  mm.
5. Łożysko kulkowe czwartej podpory silnika (1. łożysko wału wolnej turbiny)  $\varnothing_w = 75$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 55$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 18$ ,  $d_k = 8$  mm.
6. Łożysko kulkowe piątej podpory silnika (2. łożysko wału wolnej turbiny): średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 73,5$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 20$ ,  $d_k = 9$  mm.

Każde z łożysk w chwili zablokowania koszyka będzie generowało drgania mechaniczne o częstotliwości równej iloczynowi prędkości kątowej wałka, na którym jest osadzone i liczby elementów tocznych. Natomiast łożysko „idealne” będzie emitowało niższą częstotliwość nośną równą powyższemu iloczynowi pomnożonemu przez wartość znamionową współczynnika toczenia  $p_{sN}$ . Łożysko rzeczywiste będzie emitowało częstotliwość nośną równą iloczynowi pomnożonemu przez wartość aktualnego (odpowiadającego aktualnemu stanowi technicznemu) współczynnika toczenia, charakterystycznego dla danej znamionowej prędkości obrotowej wału głównego. W zastosowaniach praktycznych wartość tego współczynnika toczenia zmienia się w funkcji zmian prędkości obrotowej wału głównego – najczęściej jest monotonicznie opadająca, głównie z powodu tworzenia się klina hydraulicznego z oleju smarowego pomiędzy bieżnią a elementem tocznym łożyska. Łożysko toczne „czyste” (tzn. bez zniekształceń powierzchni bieżni oraz elementów tocznych i bez opiłków w jego objętości), lecz o znacznych luzach promieniowych, dla wyższych (np. maksymalnych) prędkości obrotowych przyjmuje często wartość współczynnika toczenia mniejsze od wartości  $p_{sN}$ .

### 3.2.4.2. Współczynnik krotności zespołu napędowego śmigłowca Mi-17A

Wada mimośrodowości poszczególnych wałków silnika generuje drgania mechaniczne o częstotliwości równej wartości pierwszej harmonicznej prędkości wałka, na którym jest osadzone. Jak można zauważyć, współczynnik krotności przyjmuje różne wartości od  $k_r = 1,2$  do  $k_r = 7,1$ . Jak wykazano w podrozdziale 2.2.1, przy danej wadzie mechanicznej (w tym wadzie mimośrodowości). W rzeczywistości (p. 2.2.1) próbkowanie „pierwotne” w metodzie FAM-C jest w sposób naturalny zsynchronizowane z obserwowanym przebiegiem. Dzięki temu błąd staje się znacznie mniejszy niż przy „sztywnym” próbkowaniu – wówczas bezwzględnie musiałby być spełniony warunek Kotielnikowa–Shanona, czyli do różnialności danego przebiegu  $k_r > 1$ .

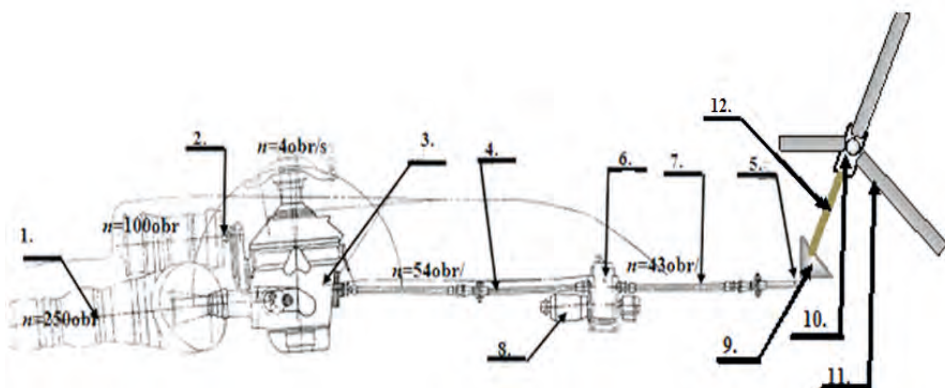
### 3.2.5. Zespół napędowy śmigłowca Mi-24

#### 3.2.5.1. Opis ogólny zespołu napędowego śmigłowca Mi-24

Zespół napędowy śmigłowca Mi-24 (rys. 3.39÷3.49) składa się z:

1. dwóch silników turbowałowych TW3-117A (rys. 3.39, element 1) – z integralnym reduktorem silnikowym, tj. skrzynką napędów agregatów silnika; reduktor ten napędza agregaty silnikowe, takie jak:
    - a) pompę-regulator,
    - b) prądniczki tachometryczne (rys. 3.43, elementy 2, 3).
- Typowe prędkości obrotowe zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 zestawiono w tab. 3.80;
2. przekładni głównej WR-24 (rys. 3.39, element 3; rys. 3.44), z 5łopatowym wirnikiem nośnym, napędzającym agregaty płatowca, takie jak:
    - a) prądnice tachometryczne D-1M (rys. 3.43, elementy: 13, 14),
    - b) pompy hydrauliczne (rys. 3.46, elementy 18, 23),
    - c) sprężarkę powietrza (rys. 3.46, element 22),
    - d) napęd do skrzynki napędów i wału tylnego (wału transmisji) (rys. 3.39, element 4; rys. 3.41, element 32);
  3. wału transmisji (rys. 3.39, elementy: 4, 7, 5, 12; rys. 3.41) – przenoszącego moment obrotowy z przekładni głównej do śmigła ogonowego (rys. 3.39, element 11);
  4. przekładni pośredniczącej (rys. 3.39, element 9), zwanej przekładnią kątową, niezbędnej do ukierunkowania geometrycznego systemu wałów skośnie do góry;
  5. przekładni tylnej (rys. 3.39, element 10), napędzającej trójłopatowe śmigło ogonowe (rys. 3.39, element 11);
  6. wentylatora mechanicznego (rys. 3.39, element 2);

7. skrzynki napędów agregatów (SNA) (rys. 3.39, element 6), napędzającej dwie prądnice GT40PCz6 (rys. 3.39, element 8; rys. 3.43, elementy: 6, 12). Dane konstrukcyjne kół zębatych skrzynki napędu agregatów ze śmigłowca Mi-24 zestawiono w tab. 3.81, natomiast dane dotyczące łożysk tocznych zestawiono w tab. 3.82.

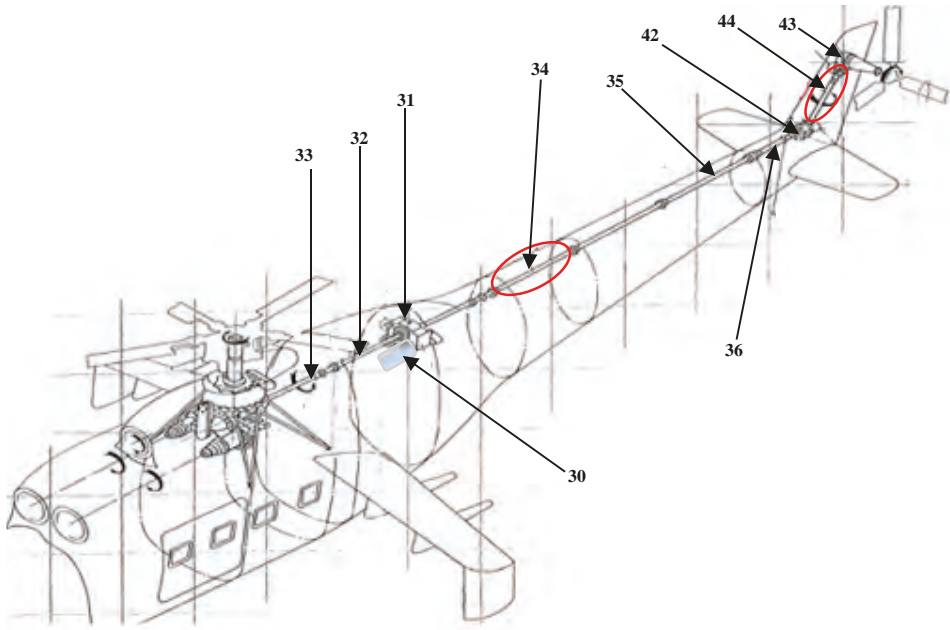


**Rys. 3.39.** Rozmieszczenie elementów transmisji pomiędzy silnikiem a prądnicą na śmigłowcu Mi-24 (rysunek poglądowy): 1 – silnik napędowy TW3-117MT; 2 – wentylator mechaniczny; 3 – przekładnia główna WR-24; 4, 5, 7, 12 – elementy wału transmisji mocy; 6 – skrzynka napędu prądnic; 8 – prądnica GT40PCz6; 9 – przekładnia pośrednicząca; 10 – przekładnia końcowa; 11 – łopata śmigła ogonowego



**Rys. 3.40.** Rozmieszczenie elementów zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 (rysunek poglądowy): 1 – silnik napędowy TW3-117MT; 2 – wentylator; 3 – przekładnia główna WR-24; 4 – turborozrusznik AI-9W; 5 – prądnica-rozrusznik STG-3 (z kompletu turborozrusznika AI-9W) [fot. Tomasz Radoń]





**Rys. 3.41.** Rozmieszczenie wałów transmisji śmigłowca Mi-24, gdzie: czerwoną obwódką oznaczono elementy wału, które uległy skręceniu: 34 – środkowa część wału transmisji (jeden z siedmiu, tzw. „sztywnych” elementów) uległa częściowemu skręceniu; 44 – końcowa część wału transmisji uległa znacznemu (największemu) równomiernemu skręceniu, jest to tzw. część „elastyczna” systemu wału transmisji mocy [74]

**Tablica 3.80**

**Typowe prędkości obrotowe zespołu napędowego śmigłowca Mi-24**

Lp.	Wirnik/zakres prędkości startowy		Zakres prędkości obrotowej poszczególnych wirników zespołu napędowego Mi-24					
			Ograniczony startowy	Nominalny	Przelotowy I	Przelotowy II	Minimalny	
1	Wirnik sprzężarki $n_{ws}$	%	$97,6 \pm 0,5$	$96,1 \pm 0,5$	$94,7 \pm 0,5$	$93,5 \pm 0,5$	$91,5 \pm 0,5$	$73^{+6}$
	max	%	98,1	96,6	95,2	94,0	92,0	73,6
	min	%	97,1	95,6	94,2	93,0	91,0	73
	max	obr/min	19 130	18 837	18 564	18 330	17 940	14.352
	min	obr/min	18 935	18 642	18 369	18 135	17 745	14.235
	max	Hz	319	314	309	306	299	239
	min	Hz	316	311	306	302	296	237

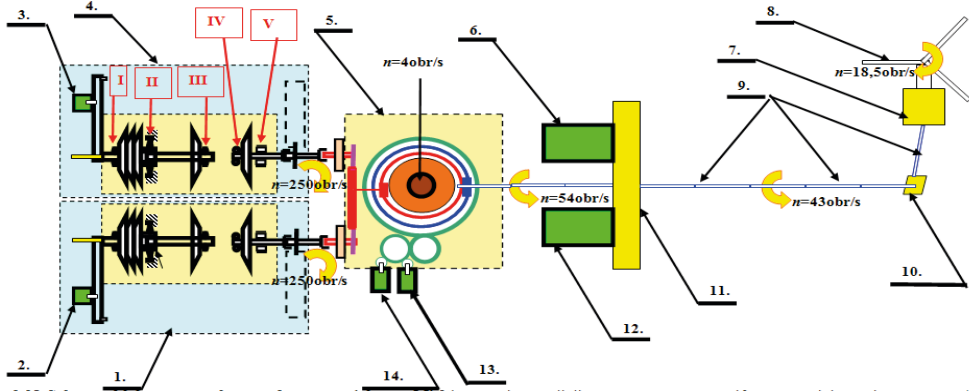
2	Wirnik wolnej turbiny $n_{WT}$	%	98±1	98±1	100±2	100±2	100±2	—
	max	%	99	99	102	102	102	—
	min	%	97	97	98	98	98	—
	max	obr/min	14 850	14 850	15 300	15 300	15 300	0
	min	obr/min	14 550	14 550	14 700	14 700	14 700	0
	max	Hz	248	248	255	255	255	0
	min	Hz	243	243	245	245	245	0
3	Wirnik nośny przy jednym pracującym silniku	%	93±1	93±1	95±2	95±2	95±2	40 <sup>+15</sup>
	max	%	94	94	97	97	97	55
	min	%	92	92	93	93	93	40
	max	obr/min	180,48	180,48	186,24	186,24	186,24	105,6
	min	obr/min	176,64	176,64	178,56	178,56	178,56	76,80
	max	Hz	3,0	3,0	3,1	3,1	3,1	1,8
	min	Hz	2,9	2,9	3,0	3,0	3,0	1,3
4	Wirnik nośny przy dwóch pracujących silnikach	%	93±1	93±1	95±2	95±2	95±2	55 <sup>+15</sup>
	max	%	94	94	97	97	97	70
	min	%	92	92	93	93	93	55
	max	obr/min	225,6	225,6	232,8	232,8	232,8	168
	min	obr/min	220,8	220,8	223,2	223,2	223,2	132
	max	Hz	3,8	3,8	3,9	3,9	3,9	2,8
	min	Hz	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	2,2

Uwaga:

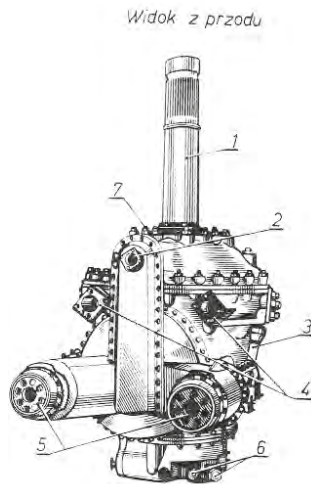
1.  $n_{WS} = 100\%$  na wskaźniku wirnika sprężarki odpowiada  $n_{WS} = 19\,500$  obr/min.
2.  $n_{WT} = 100\%$  na wskaźniku wirnika wolnej turbiny odpowiada  $n_{WT} = 15\,000$  obr/min.
3. Obrotom wolnej turbiny  $n_{WT} = 100\%$  oraz  $n_{WT} = 15\,000$  obr/min odpowiadają obroty wirnika nośnego  $n_{WN} = 95,4\%$ .
4. Jeżeli nastąpi wzrost obrotów wirnika nośnego powyżej 105%, to zabrania się dalszej eksploatacji zespołu napędowego (silników i przekładni głównej).



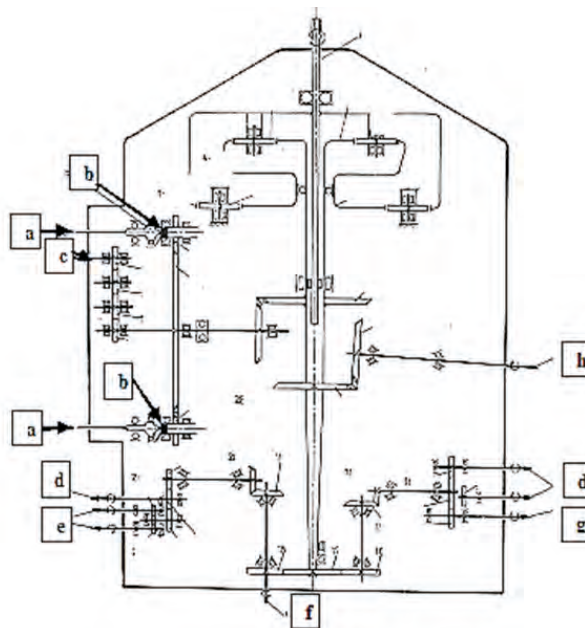
Rys. 3.42. Silnik napędowy TW3-117MT na śmigłowcu Mi-24 [fot. Tomasz Radoń]



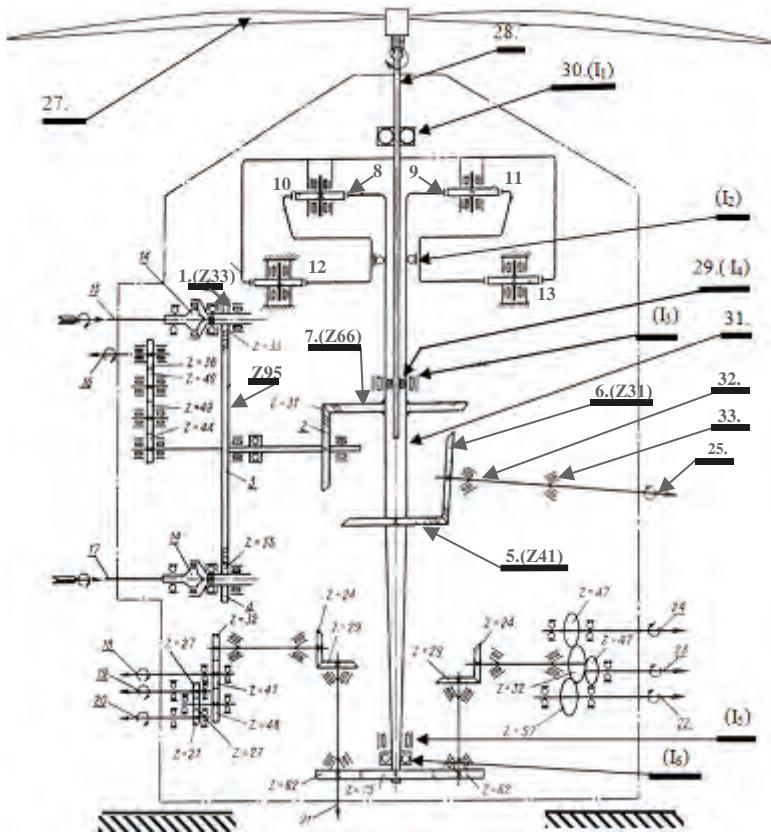
Rys. 3.43. Schemat blokowy zespołu napędowego śmigłowca Mi-24: 1 – lewy silnik TW3-117MT,  $P_I \div P_V$  – podpory silnika; 2 – trójfazowa prądnica tachometryczna (nadajnik obrotomierza) D-2M sprężarki lewego silnika; 3 – trójfazowa prądnica tachometryczna (nadajnik obrotomierza) D-2M sprężarki prawego silnika; 4 – prawy silnik TW-3; 5 – przekładnia główna WR-24; 6 – prądnica GT40PCz6 lewy; 7 – przekładnia końcowa; 8 – śmigło ogonowe; 9 – wały transmisji mocy; 10 – przekładnia kątowna; 11 – skrzynka napędu agregatów; 12 – prądnica GT40PCz6 prawa; 13 – prądnica tachometryczna D-1M nr 2 reduktora głównego; 14 – tachometryczna D-1M nr 1 reduktora głównego;  $I \div V$  – podpory łożyskowe silnika TW-3



**Rys. 3.44.** Przekładnia WR-24 – widok ogólny: 1 – wał śmigła nośnego; 2 – napęd wentylatora mechanicznego; 3 – korpus (obudowa) przekładni WR-24; 5 – wejście mocy [72]

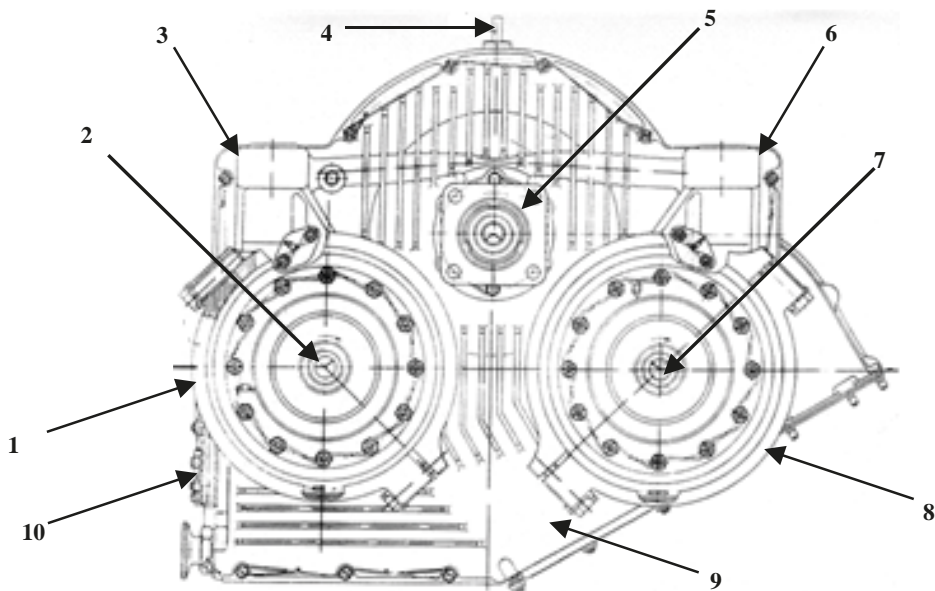


**Rys. 3.45.** Układ kinematyczny przekładni głównej WR-24 (rozmieszczenie wałów), gdzie: a) napęd wyjściowy z silnika; b) sprzęgło biegu jałowego, 2 szt.; c) napęd wentylatora mechanicznego; d) napęd pompy hydraulicznej NP-92A-4; e) napęd nadajników obrotomierzy; f) napęd pompy olejowej; g) napęd sprężarki AK-50Ti; h) napęd śmigła ogonowego; i) napęd wirnika nośnego; j) przekładnia planetarna [72]

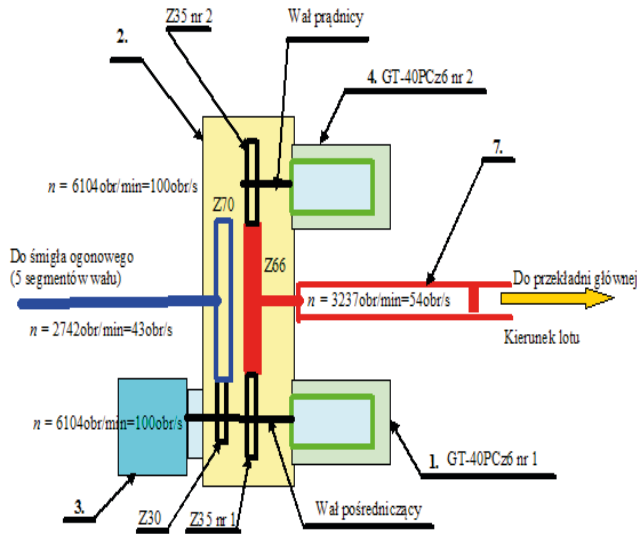


**Rys. 3.46.** Schemat kinematyczny przekładni głównej WR-24 (rozmieszczenie kół zębatych): 1 – walcowe koło zębate z zębami prostymi; 2 – stożkowe koło zębate z zębami spiralnymi – kanał wejściowy mocy z silników; 3, 4 – walcowe koło zębate z zębami skośnymi; 5, 6 – stożkowe koło zębate z zębami spiralnymi – kanał wyjścia mocy z WR-24 w kierunku ŚO; 7 – stożkowe koło zębate z zębami spiralnymi; 8, 9, 10, 11, 12, 13 – stopień obiegowo-różnicowy (planetarny); 14 – sprzęgło jednokierunkowe; 15 – napęd z silnika ( $n = 15\,000$  obr/min); 16 – wał napędu wentylatora mechanicznego; 18 – napęd do pompy hydraulicznej nr 1 ( $n = 2436$  obr/min); 19 – napęd obrotomierza nr 1 ( $n = 2384$  obr/min); 20 – napęd obrotomierza nr 2 ( $n = 2384$  obr/min); 21 – napęd do pompy oleju ( $n = 2960$  obr/min); 22 – napęd do sprężarki powietrza AK-50T1 ( $n = 2008$  obr/min); 23 – napęd do pompy hydraulicznej nr 2 ( $n = 2436$  obr/min); 24 – napęd do pompy hydraulicznej nr 3 ( $n = 2436$  obr/min); 25 – wał napędowy skrzynki napędów i wału transmisji ( $n = 3236$  obr/min); 26 – wał wirnika nośnego ( $n = 240$  obr/min); 27 – śmigło główne; 28 – wał główny; 29 – dolne łożysko podporowe wału głównego; 30 ( $I_1$ ) – górne łożysko; 31 – drążony wał stopnia planetarnego; 32 – przednie łożysko toczne podporowe wału napędu skrzynki

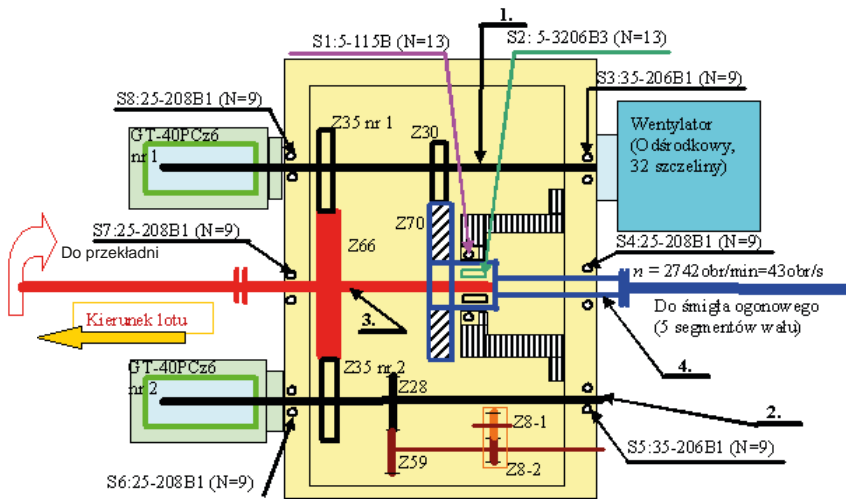
napędów i wału transmisji; 33 – tylne łożysko toczne podporowe wału napędu skrzynki napędów i wału transmisji;  $I_2$ ) – łożyskowanie (przekładkowe) obu stopni przekładni planetarnej względem siebie;  $I_3$ ) – łożysko toczne wału wejściowego przekładni planetarnej;  $I_4$ ) – dolne łożysko podporowe wału głównego (łożysko przekładkowe pomiędzy wałem głównym a wałem wejściowym przekładni planetarnej);  $I_5$ ) – łożysko wałkowe cylindryczne wału wejściowego przekładni planetarnej;  $I_6$ ) – łożysko kulkowe oporowe wału wejściowego przekładni planetarnej [72]



**Rys. 3.47.** Skrzynka napędów (SNA) śmigłowca Mi-24: 1 – kołnierz do mocowania prawej prądnicy (nr 2); 2 – gniazdo napędowe prawej prądnicy (nr 2); 3 – gniazdo montażowe prawe przednie; 4 – ucho transportowe; 5 – kołnierz montażowy wału wejściowego; 6 – gniazdo montażowe prawe przednie; 7 – gniazdo napędowe lewej prądnicy (nr 1); 8 – kołnierz do mocowania lewej prądnicy (nr 1); 9 – korpus skrzynki napędów agregatów; 10 – pokrywa zębatej pompy olejowej [74]



**Rys. 3.48.** Schemat poglądowy kompletnej skrzynki napędu prądnic GT40PCz6 ze śmigłowca Mi-24, gdzie: 1 – prądnica-przetwornik nr 1, lewa; 2 – skrzynka napędu prądnic; 3 – wentylator prądnic; 4 – prądnica-przetwornik nr 2, prawa



**Rys. 3.49.** Schemat poglądowy skrzynki napędów agregatów (prądnic GT40PCz6) ze śmigłowca Mi-24 z uwzględnieniem rozmieszczenia łożysk tocznych: 1 – (drążony) wał pośredniczący, Z35 nr 1 – koło zębate zamontowane na wale pośredniczącym, Z30 – koło zębate na wale pośredniczącym, Z66 – koło zębate na wale wejściowym, Z70 – koło zębate na wale wyjściowym, 2 – (drążony) wał napędu prądnic, 3 – wał wejściowy SNA, 4 – wał wyjściowy SNA

**Tablica 3.81**

**Dane kół zębatach skrzynki napędu agregatów ze śmigłowca Mi-24**

Lp.	Oznaczenie koła zębatego	Liczba zębów	Średnica zewnętrzna koła zębatego	Wysokość zęba
–	–	–	[mm]	[mm]
1	Z35	35	140	10
2	Z30	30	120	10
3	Z28	28	140	5
4	Z59	59	120	5
5	Z8-1	8	–	5
6	Z8-2	8	–	5

**Tablica 3.82**

**Dane łożysk tocznych skrzynki napędu agregatów ze śmigłowca Mi-24**

Lp.	Oznaczenie łożyska tocznego	Liczba łożysk	Średnica zewnętrzna łożyska	Średnica wewnętrzna łożyska	Średnica bieżni wewnętrznej	Liczba elementów tocznych	Średnica elementów tocznych	Znamionowa wartość współczynnika toczenia	Prędkość znamionowa wału	Uwagi
–	–	–	$\Phi_z$	$\Phi_w$	$D_w$	$N$	$d_k$	$p_s$	$n$	–
–	–	–	mm	mm	mm	–	–	–	obr/s	–
1	S1:5-115 kulkowe	1	111 <sub>-0,010</sub>	75 <sub>-0,009</sub>	89	13	10	0,679	43	łożysko środkowe
2	35-206B1 kulkowe	2	62 <sub>-0,009</sub>	30 <sub>-0,006</sub>	41	9	10	0,339	11	łożysko przekładkowe
3	25-208B1 kulkowe	4	80 <sub>-0,009</sub>	40 <sub>-0,008</sub>	55	9	10	0,375	102	wentylator
4	5-3206B3 wałkowe	1	62 <sub>-0,009</sub>	30 <sub>-0,006</sub>	40,5	13	10	0,339	43	wał wyjściowy
5	S1:5-115 kulkowe	1	111 <sub>-0,010</sub>	75 <sub>-0,009</sub>	89	13	10	0,679	102	pompa olejowa
6	35-206B1 kulkowe	2	62 <sub>-0,009</sub>	30 <sub>-0,006</sub>	41	9	10	0,339	102	prądnicą nr 2
7	25-208B1 kulkowe	4	80 <sub>-0,009</sub>	40 <sub>-0,008</sub>	55	9	10	0,375	54	wał wejściowy
8	5-3206B3 wałkowe	1	62 <sub>-0,009</sub>	30 <sub>-0,006</sub>	40,5	13	10	0,339	102	prądnicą nr 1



## Dane prądnic-przetworników FAM-C śmigłowca Mi-24

Każda z prądnic lub czujników prędkości obrotowych wchodząca w skład zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 wytwarza pewną częstotliwość nośną (częstotliwość znamionową)  $f_{NG}$ . Z kolei każde z ogniw kinematycznych (podzespołu mechanicznego) zespołu napędowego ma pewną częstotliwość własną  $f_{po}$  zależną od jego danych konstrukcyjnych. Iloraz częstotliwości znamionowej prądnicy-przetwornika  $f_{NG}$  i częstotliwości  $f_{po}$  nazwano współczynnikiem krotności  $k_r$  (podrozdział 2.3). Wszystkie te parametry zestawiono w tab. 3.81÷3.95.

- A.** Prądniczka tachometryczna silnika głównego D-2M ma  $p = 2$  pary biegunów magnesów trwałych na wirniku. Jest to maszyna trójfazowa (3 uzwojenia nawinięte na stojanie). W związku z tym ma stosunkowo niewielką rozdzielczość. Jest w stanie wykryć (przy jednoczesnym korzystaniu z sygnałów z trzech faz) tylko przekoszenia i mimośrodowości o dużych wartościach w torze napędowym. W dotychczasowych aplikacjach na Mi-24 niestosowany.
- B.** Kanał prądu stałego – konstrukcyjnie nie przewidziano prądnicy prądu stałego – prąd stały uzyskuje się poprzez prostowanie w blokach prostowniczych. W dotychczasowych aplikacjach niestosowany.
- C.** Prądniczka tachometryczna D-1M zamontowana na przekładni głównej WR-24, ma  $p = 2$  pary biegunów magnesów trwałych na wirniku. Jest to maszyna trójfazowa (3 uzwojenia nawinięte na stojanie). W związku z tym ma stosunkowo niewielką rozdzielczość. Jest w stanie wykryć (przy jednoczesnym korzystaniu z sygnałów z trzech faz) tylko przekoszenia i mimośrodowości o dużych wartościach w torze napędowym. Jej możliwości rozdzielcze zestawiono w tab.: 3.83, 3.88, 3.93 (lp. 1÷6), 3.95 (lp. 1÷7).
- D.** Źródłem prądu przemiennego są dwie synchronizowane (pracujące oddzielnie lub w synchronizmie w przypadku zwiększonego zapotrzebowania mocy elektrycznej, np. w przypadku konieczności załączenia instalacji ogrzewania łopaty) prądnice trójfazowe GT40PCz6. Prądnica ma  $p = 4$  pary biegunów, a jej prędkość znamionowa wynosi  $n = 6000$  obr/min (100 obr/s), rys. 3.51, stąd częstotliwość znamionowa wynosi 400 Hz. Istnieje możliwość pomiaru jednofazowego 1x115 V, 400 Hz z każdej z prądnic. Jej możliwości rozdzielcze zestawiono w tab.: 3.84, 3.89, 3.93 (lp. 7÷12), 3.95 (lp. 8÷14).
- E.** Prądnica GT40PCz6 jest prądnicą trójfazową 3x200 V, 400 Hz – istnieje więc możliwość wykorzystania sygnału trójfazowego w metodzie FAM-C – wówczas rozdzielczość zwiększa się trzykrotnie. Jej możliwości rozdzielcze zestawiono w tab.: 3.85, 3.93 (lp. 13÷18), 3.95 (lp. 15÷21).
- F.** Istnieje możliwość wykorzystania sygnału podwzbudnicy 3x47 V, 800 Hz każdej z prądnic GT40PCz6. Podwzbudnica ma  $p = 8$  par biegunów, a jej prędkość znamionowa wynosi  $n = 6000$  obr/min (100 obr/s) – stąd częstotliwość znamio-

nowa wynosi 800 Hz. Częstotliwość podstawowa podwzбудnicy jest więc dwukrotnie wyższa niż częstotliwość na zaciskach wyjściowych prądnicy – rozdzielczość monitorowania zjawisk dynamiki ruchu mechanicznego podczas pomiaru FAM-C sygnału podwzбудnicy jest dwukrotnie wyższa niż w p. E. Możliwości rozdzielcze pomiaru FAM-C w tej konfiguracji zestawiono w tab.: 3.86, 3.91, 3.93 (lp. 19÷24), 3.95 (lp. 22÷28).

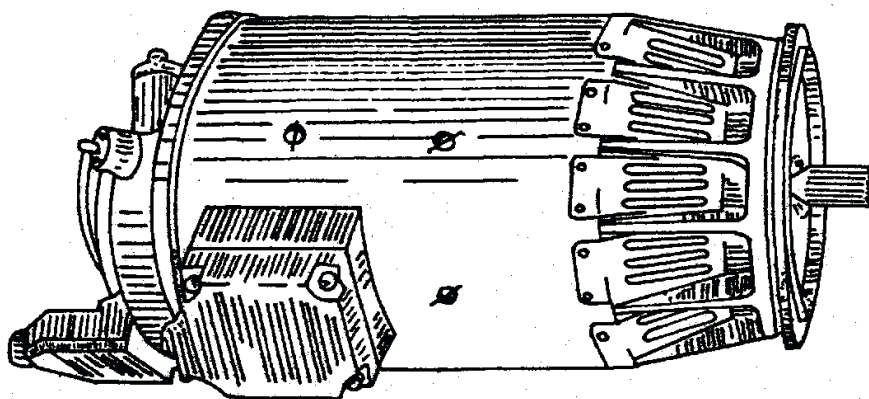
Prądnica prądu przemiennego GT40PCz6 (rys. 3.43, elementy: 6, 12; rys. 3.50, 3.51) przeznaczona jest do zasilania pokładowej sieci elektrycznej śmigłowca prądem przemiennym o stabilizowanym napięciu i częstotliwości.

Znamionowy zakres pracy:

- napięcie liniowe (międzyprzewodowe, zwane także międzyfazowym) 208 V; napięcie fazowe 115 V,
- znamionowy prąd obciążenia 111 A,
- moc znamionowa 40 kVA,
- współczynnik mocy 0,85,
- obroty 6000 obr/min,
- częstotliwość 400 Hz.

Zakres pracy pod obciążeniem o 15% większym od znamionowego:

- napięcie liniowe, tj. międzyfazowe 208 V,
- prąd obciążenia 138,5 A,
- moc 50 kVA,
- współczynnik mocy 0,85,
- obroty 6000 obr/min,
- częstotliwość 400 Hz.



Rys. 3.50. Widok ogólny prądnicy prądu przemiennego GT40PCz6 [75]

**Tablica 3.83**  
**Wartości współczynnika krotkości dla kanału trójfazowego 3x36V, 79 Hz prądniczeki tachometrycznej D-1M zamontowanej na WR-24, po-  
 miar półokresowy (kanal C) podzespołów SNA**

Lp.	Oznaczenie łożyska tocznego	$P_s$	$N$	Liczba elementów tocznych	Oznaczenie koła zębatego	Liczba zębów	Prędkość znamionowa wału	$T_w$ ms	Czas trwania pełnego obrotu wału	$T_{pl}$ ms	Czas trwania przemieszczenia kąto- wego o jedną podziałkę międzyzębną	$T_{zpb}$ ms	Czas trwania przemieszczenia kątoowego o jedną podziałkę zabloko- wanego łożyska	$T_{pN}$ ms	Czas trwania przemieszczenia kąto- wego o jedną podziałkę „idealnego” łożyska	$T_{NG}$ ms	Czas trwania obrotu wału prądniczy- przezwornika o jedną podziałkę	$i$	Przeźnienie mechaniczne prądniczy względem obserwowanego pod- zespołu	$k_r$	Współczynnik krotkości $k_r$ dla mimo- środowości wału	$k_r$	Współczynnik krotkości $k_r$ dla jednej podziałki międzyzębne	$k_r$	Współczynnik krotkości $k_r$ dla zablo- kowanego łożyska	$k_r$	Współczynnik krotkości $k_r$ dla „ideal- nego” łożyska	Łważy dotyczące łożysk	Łważy dotyczące wałów				
1	S1:5- 115 kul- kowe	0,679	4	4	Z70	70	43	23,3	8	9	10	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19												
2	S2:5- -3206B3	0,339	13	13	Z70	70	11	90,9	8	9	10	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19												
3	S3:35- -206B1	0,339	9	9	Z35 nr 1	35	102	9,8	8	9	10	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19												
4	S4:25- -208B1	0,375	9	9	Z70	70	43	23,3	8	9	10	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19												
5	S5:35- -206B1	0,339	9	9	Z35 nr 2	35	102	9,8	8	9	10	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19												
6	S6:25- -208B1	0,375	9	9	Z35 nr 2	35	102	9,8	8	9	10	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19												
7	S7:25- -208B1	0,375	9	9	Z66	66	54	18,5	8	9	10	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19												
8	S8:25- -208B1	0,375	9	9	Z35 nr 1	35	102	9,8	8	9	10	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19												

**Tablica 3.84**  
**Wartości współczynnika krotności dla kanału jednofazowego 1x115 V, 400 Hz, pomiar pełnokresowy (kanał pomiarowy D) podzespołów SNA**

Lp.	Oznaczenie łożyska technego	Znamionowa wartość współczynnika tocznia	Liczba elementów tocznych	Oznaczenie koła zębatego	Liczba zębów	Prędkość znamionowa wału	$T_w$	$T_{pl}$	$T_{prb}$	$T_{prv}$	$T_{ng}$	przełome mechaniczne prądnicy względem obserwowanego podzespołu	Współczynnik krotności $k_i$ dla mimośrodowości wału	Współczynnik krotności $k_i$ dla jednej podziałki międzyzębne	Współczynnik krotności $k_i$ dla zabliokowanego łożyska	Współczynnik krotności $k_i$ dla „idealnego” łożyska	Wagi dotyczące łożysk	Wagi dotyczące wałów																	
		$P_s$	$N$			obr/s	ms	ms	ms	ms	$T_{ng}$	$i$	$k_i$	$k_i$	$k_i$	$k_i$	D																		
1	S1:5-115 kulkowe	0,679	13	Z70	70	43	23,3	0,33	1,79	2,63	12	2,3	22,1	0,3	1,7	1,2	17	18	19																
2	S2:5-3206B3	0,339	13	Z70	70	11	90,9	1,30	6,99	20,63	2,451														wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał pośredniczący	wał wyjściowy	wał prądnicy nr 2	wał prądnicy nr 2	wał wejściowy	wał pośredniczący			
3	S3:35-206B1	0,339	9	Z35 nr 1	35	102	9,8	0,28	1,09	3,21		1,0	4,0	0,1	0,4	0,2		wentylator																	
4	S4:25-208B1	0,375	9	Z70	70	43	23,3	0,33	2,58	6,89		0,4	4,1	0,1	0,5	0,2		wał wyjściowy																	
5	S5:35-206B1	0,339	9	Z35 nr 2	35	102	9,8	0,28	1,09	3,21		1,0	4,0	0,1	0,4	0,2		pompa olejowa																	
6	S6:25-208B1	0,375	9	Z35 nr 2	35	102	9,8	0,28	1,09	2,90		1,0	4,0	0,1	0,4	0,2		prądnica nr 2																	
7	S7:25-208B1	0,375	9	Z66	66	54	18,5	0,28	2,06	5,49		1,9	14,2	0,2	1,6	0,6		wał wejściowy																	
8	S8:25-208B1	0,375	9	Z35 nr 1	35	102	9,8	0,28	1,09	2,90		1,0	4,0	0,1	0,4	0,2		prądnica nr 1																	

**Tablica 3.85**  
**Wartości współczynnika krotności dla kanału trójfazowego 3x200 V, 400 Hz, pomiar półkresowy (kanal pomiarowy E) podzespołów SNA**

Lp.	Oznaczenie łożyska tocznego	Znamionowa wartość współczynnika toczenia	Liczba elementów tocznych	Oznaczenie kola zębatego	Liczba zębów	Prędkość znamionowa wału	$T_w$	Czas trwania pełnego obrotu wału	$T_{pl}$	Czas trwania prze-mieszczenia kół międzyzębna	$T_{plb}$	Czas trwania prze-mieszczenia kół o jed-wanego łożyska	$T_{pdN}$	Czas trwania prze-mieszczenia kół o jed-nym "idealnego" łożyska	Czas trwania obrotu wału przy prędkości 0,408	$i$	Przełożenie mechaniczne obserwowanego podzespołu	$k_f$	Współczynnik krotności $k_f$ dla mnożymości wału	Współczynnik krotności $k_f$ dla jednej podziałki międzyzębne	Współczynnik krotności $k_f$ dla zabokowanego łożyska	Współczynnik krotności $k_f$ dla "idealnego" łożyska	Wagi dotyczące łożysk	Wagi dotyczące wałów
1	S1:5-115 kulkowe	0,679	13	Z70	70	43	23,3	8	9	0,33	1,79	2,63	12	2,333	132,8	1,9	10,2	16	17	18	19	wał wyjściowy	wał wyjściowy	
2	S2:5-3206B3	0,339	13	Z70	70	11	90,9	10	10	1,30	6,99	20,63	12	2,333	519,3	7,4	39,9	2,7	13,5	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	
3	S3:35-206B1	0,339	9	Z35 nr 1	35	102	9,8	10	9	0,28	1,09	3,21	12	1,000	24,0	0,7	2,7	0,9	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał pośredni-czący	
4	S4:25-208B1	0,375	9	Z70	70	43	23,3	8	9	0,33	2,58	6,89	12	0,429	24,4	0,3	2,7	1,0	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	
5	S5:35-206B1	0,339	9	Z35 nr 2	35	102	9,8	10	9	0,28	1,09	3,21	12	1,000	24,0	0,7	2,7	0,9	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał prądniczy nr 2	
6	S6:25-208B1	0,375	9	Z35 nr 2	35	102	9,8	10	9	0,28	1,09	2,90	12	1,000	24,0	0,7	2,7	1,0	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał prądniczy nr 2	
7	S7:25-208B1	0,375	9	Z66	66	54	18,5	10	9	0,28	2,06	5,49	12	1,886	85,5	1,3	9,5	3,6	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wejściowy	
8	S8:25-208B1	0,375	9	Z35 nr 1	35	102	9,8	10	9	0,28	1,09	2,90	12	1,000	24,0	0,7	2,7	1,0	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał wyjściowy	wał prądniczy nr 1	

**Tablica 3.86**  
**Wartości współczynnika krotności dla kanału podwzbudnicy 3x47 V, 800 Hz, pomiar półokresowy (kanał pomiarowy F) podzespołów SNA Mi-24**

Lp.	Oznaczenie łożyska tocznego	Znamionowa wartość współczynnika tocznia	Liczba elementów tocznych	Oznaczenie koła zębatego	Liczba zębów	Prędkość znamionowa wału	$T_w$ Czas trwania pełnego obrotu wału	$T_{pl}$ Czas trwania przemierzania międzyzębnia kąt. o jedną podziałkę	$T_{plb}$ Czas trwania przemierzania kabłowego o jedną podziałkę	$T_{pN}$ Czas trwania przemierzania kąt. o jedną podziałkę „idealnego” łożyska	0,204		Przebieg mechanicznego podziałki	Przebieg mechanicznego podziałki	Współczynnik krotności $k_r$ dla wanego podzespołu	Współczynnik krotności $k_r$ dla mimośrodowości wału	Współczynnik krotności $k_r$ dla jednej podziałki międzyzębne	Współczynnik krotności $k_r$ dla zabłokowanego łożyska	Współczynnik krotności $k_r$ dla „idealnego” łożyska	Wagi dotyczące łożysk	Wagi dotyczące wałów
		$P_s$	$N$			$n$	ms	ms	ms	ms	$T_{NG}$	$i$	$k_r$	$k_r$	$k_r$	$k_r$	$k_r$	$k_r$		<b>F</b>	
1	S1:5-115 kulkowe	0,679	13	Z70	70	43	23,3	0,33	1,79	2,63		2,333	265,7	3,8	20,4	13,9	18	19	wał wyjściowy		
2	S2:5-3206B3	0,339	13	Z70	70	11	90,9	1,30	6,99	20,63		2,333	1038,5	14,8	79,9	27,1	łożysko przekładkowe	wał wyjściowy			
3	S3:35-206B1	0,339	9	Z35 nr 1	35	102	9,8	0,28	1,09	3,21		1,000	48,0	1,4	5,3	1,8	wentylator	wał pośredniczący			
4	S4:25-208B1	0,375	9	Z70	70	43	23,3	0,33	2,58	6,89		0,429	48,8	0,7	5,4	2,0	wał wyjściowy	wał wyjściowy			
5	S5:35-206B1	0,339	9	Z35 nr 2	35	102	9,8	0,28	1,09	3,21		1,000	48,0	1,4	5,3	1,8	pompa olejowa	wał prądnicy nr 2			
6	S6:25-208B1	0,375	9	Z35 nr 2	35	102	9,8	0,28	1,09	2,90		1,000	48,0	1,4	5,3	2,0	prądnica nr 2	wał prądnicy nr 2			
7	S7:25-208B1	0,375	9	Z66	66	54	18,5	0,28	2,06	5,49		1,886	171,0	2,6	19,0	7,1	wał wejściowy	wał wejściowy			
8	S8:25-208B1	0,375	9	Z35 nr 1	35	102	9,8	0,28	1,09	2,90		1,000	48,0	1,4	5,3	2,0	prądnica nr 1	wał pośredniczący			

W węźle elektroenergetycznym Mi-24 są dwie prądnice synchroniczne GT40PCz6 (rys. 3.50) napędzane z jednej (wspólnej) skrzyni napędowej (rys. 3.48, elementy 1, 4). Skrzynka napędów agregatów (rys. 3.41, element 11) jest napędzana z głównej skrzyni napędów jednym wałem transmisji. W związku z tym w skrzynce napędów agregatów konstruktorzy zastosowali wewnętrzne rozdzielanie mocy mechanicznej poprzez dwa tory kół zębatach oddzielnie dla każdej z prądnic (rys. 3.48):

1. prądnica nr 1 – moc wejściowa (z przekładni głównej WR-24) jest przekazywana na koło zębate Z66/Z35nr 1, stąd na wał pośredniczący (rys. 3.48) i poprzez połączenie wielowpustowe wewnętrzne wału na prądnicę nr 1 (rys. 3.48, element 1);
2. prądnica nr 2 – moc wejściowa (z przekładni głównej WR-24) jest przekazywana na koło zębate Z66/Z35nr 2, stąd na wał prądnicy (rys. 3.48) i poprzez połączenie wielowpustowe wewnętrzne ww. wału na prądnicę nr 2 (rys. 3.48, element 4).

Tuleje napędzające obu prądnic (drażone wały z wewnętrznym uzębieniem wewnątrz SNA) są dodatkowo obciążone mechanicznie: pierwsza wentylatorem (rys. 3.48, element 3; rys. 3.49, element „wał pośredniczący”), druga zębatą pompą olejową (rys. 3.48, elementy: Z28, Z59, Z8-2, Z8-1). Każdy z tych elementów ma inną charakterystykę dynamiczną, tzn. inne momenty bezwładności i inne charakterystyki tłumienia. Jest to prawdopodobnie przyczyną nierównomiernego zużywania się elementów obu prądnic podczas długotrwałej eksploatacji.

Pod wpływem tych zróżnicowanych (różniących się w danej chwili czasowej) kątów fazowych napięć wytwarzanych przez dwie połączone prądnice występują straty mocy podczas pracy po zsynchronizowaniu prądnic. Najwidoczniej moment elektromechaniczny (zazwyczaj wystarczający do synchronizowania spinanych ze sobą prądnic) jest zbyt mały w stosunku do mechanicznych sił dynamicznych, oddziałujących na wirniki prądnic. Prawdopodobnie skutkiem tego na wysłużonych śmigłowcach występują często trudności z synchronizacją elektroenergetyczną obu prądnic.

Nierównomierne zużycie elementów skutkuje powstawaniem różnych zjawisk elektromechanicznych w obu prądnicach. Jak się okazuje, powoduje to różnorodne zjawiska elektryczne, m.in. generowanie impulsów szpilkowych. Związki pomiędzy zużywaniem traktu napędowego a parametrami elektrycznymi są od wielu lat badane przez zespół elektroenergetyczny Pracowni Osprzętu Lotniczego Zakładu Awioniki Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych. Badania prowadzone są w kierunku możliwości pozyskiwania danych diagnostycznych o stanie napędu mechanicznego poprzez obserwacje parametrów elektrycznych.

Znane są w eksploatacji przypadki skrajnego zużycia elementów transmisji napędu prądnic lub innych agregatów, powodujące całkowite rozprzężenie napędu

mechanicznego pomiędzy nimi. Tego rodzaju zużywanie się wielowypustów połączenia może być przyczyną różnych nieprawidłowości w pracy prądnicy-rozrusznika:

- mogą wystąpić impulsy napięciowe w wyniku powstania nierównomierności [41, 53, 54] ruchu kąтового wirnika prądnicy – na skutek przekoszenia połączenia powstaje druga harmoniczna znamionowej prędkości kątowej,
- przerwanie rozruchu na skutek utraty więzi mechanicznej pomiędzy wirnikiem prądnicy-rozrusznika z zespołem wirnikowym silnika turbodrutowego; tego typu przypadek stwierdzono na lotnisku w Mierzęcicach na samolocie MiG-21<sup>1</sup>.

Okazuje się bowiem, że dłuższy czas przed wystąpieniem skrajnego uszkodzenia mechanicznego występowały nietypowe zjawiska elektryczne, polegające m.in. na indukowaniu się impulsów szpilekowych i wyłączeniach prądnicy przez układ przeciwprzepięciowy. Stwierdzenie to przyczyniło się do zrewidowania dosyć powszechnego poglądu, że układ regulacji napięcia wyjściowego prądnicy zapewnia stabilne napięcie wyjściowe.

Obecnie wiadomo, że układ regulacji napięcia prądnicy stabilizuje napięcie wyjściowe z pewną bezwładnością. Dla układów regulacji opartych na regulatorach węglowych stała czasowa wynosi od 80 do 120 ms. Dla układów regulacji opartych na układach elektronicznych stała czasowa jest znacznie krótsza i wynosi od 20 do 50 ms. Można zatem przyjąć, że układy regulacji nie wystabilizują przebiegów napięcia o okresie wahań krótszych niż stała czasowa. Wobec tego, dla układów regulacji opartych na regulatorach węglowych nie będą prawdopodobnie stabilizowane wahania napięcia o częstotliwości wyższej niż 12,5 Hz; dla układów regulacji opartych na układach elektronicznych powyżej 50 Hz.

Opóźnienia czasów reakcji układów regulacji napięcia wyjściowego prądnic powodują pewne zjawiska „wspomagania” efektów zaburzeń pracy. Pewne doświadczenia przeprowadzone dla węzła elektroenergetycznego prądu przemiennego samolotu MiG-21Bis, związane z badaniem wypadku lotniczego, wskazują, że układy regulacji napięcia nie tylko nie tłumią pewnych szybkozmiennych zakłóceń, ale wręcz je potęgują. Poprzez analogię można sądzić, że stosunkowo najbardziej skomplikowany (poprzez wprowadzenie systemu dwóch synchronizowanych ze sobą prądnic prądu przemiennego) węzeł elektroenergetyczny prądu przemiennego śmigłowca Mi-24 nie będzie w tych relacjach wyjątkiem.

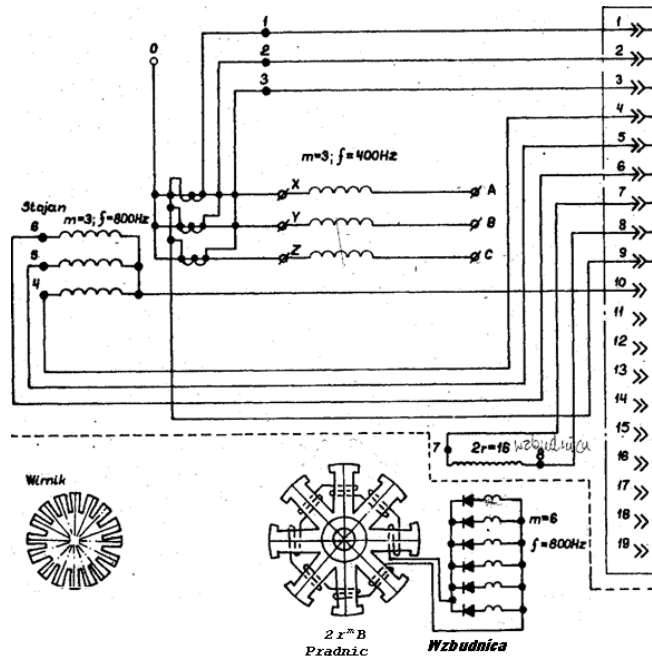
Jak wcześniej wspomniano, układ napędu mechanicznego prądnic tego śmigłowca ma coraz więcej kłopotów eksploatacyjnych. Nie wszystkie są do końca wy-

<sup>1</sup> Zgodnie z telegramem nr 1933 z dnia 09.09.1995 r., dnia 10.02.1995 r. w J.W. Mierzęcice na MiG-21 nr 671 „na skutek ścięcia koła zębatego prądorozrusznika GSR-ST-12000WT w skrzynce napędów silnika nr 7611266”. Z załączonych zdjęć pracownicy ITWL stwierdzili, że intensywne zużycie wystąpiło na powierzchni wielowypustów wałka łączącego skrzynkę napędów z silnikiem.



jaśnione, ale niewątpliwie jak najszybsze wprowadzenie do celów diagnozowania tego układu napędowego metody FAM-C mogłoby poprawić poziom bezpieczeństwa tego śmigłowca. Brak możliwości synchronicznej pracy obu prądnic zmniejsza bowiem wydajność energetyczną węzła elektroenergetycznego i uniemożliwia, np. włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej.

Samowylączenia prądnic mogą spowodować niewykonanie zadania bojowego przez śmigłowca, a nawet narazić go na awaryjne lądowanie. Zastosowanie metody FAM-C mogłoby wcześniej ostrzec o zużyciu określonych elementów, co umożliwiłoby wcześniejszą wymianę zużytego elementu. Jednakże nie wiadomo, w jakim stopniu układ regulacji napięcia prądnic zniekształca dane pobierane przez układ pomiarowy FAM-C. Dlatego też skonstruowano przedmiotowy węzeł elektroenergetyczny, który po podłączeniu do prądnic napędzanych przez stanowisko napędowe LUZES, powinno dać odpowiedź na to pytanie. Stanowisko napędowe ma sprzęgło elektromagnetyczne oraz hamownicę, które umożliwiają modelowanie wahań prędkości kątowej wirnika prądnicy. Możliwe są także wymuszania wahań prędkości obrotowej stanowiska napędowego poprzez podawanie sygnału napięciowego z generatora akustycznego do tyrystorowej szafy sterującej stanowiska napędowego. W ten sposób będą mogły być odwzorowywane wahania prędkości kątowej różnych par kinematycznych zużytych węzłów napędowych śmigłowca Mi-24.



Rys. 3.51. Ideowy schemat elektryczny prądnicy GT40PCz6 [75]

Prądnicą składa się z trzech maszyn elektrycznych, umieszczonych we wspólnym bloku stojana i wirnika (rys. 3.51):

1. podwzbudnicy:
  - a) wirnika podwzbudnicy (magnes stały),
  - b) stojana podwzbudnicy;
2. wzbudnicy:
  - a) wirnika wzbudnicy,
  - b) stojana wzbudnicy – rys. 3.51, element oznaczony  $2r=16$  wzbudnica;
3. prądnic:
  - a) wirnika prądnic – rys. 3.51, element oznaczony  $2x^m B$  Prądnic,
  - b) stojana prądnic – rys. 3.51, element oznaczony  $m = 3; F = 400$  Hz.

Proces wzbudzania i podtrzymywania napięcia wyjściowego prądnic rozpoczyna się od podwzbudnicy. Jej wirnik jest magnesem trwałym o 16 biegunach. W uzwojeniach stojana podwzbudnicy jest indukowane napięcie  $3 \times 47$  V, 800 Hz. Napięcie to jest podawane na stojan wzbudnicy. Wytwarzany przez stojan wzbudnicy strumień magnetyczny powoduje wzbudzenie napięcia w jej wirniku. Napięcie to po wyprostowaniu przez sześciopółkowy (sześciopulsowy) układ diodowy zaprasowany w bloku wirnika, zostaje podane na wirnik prądnic o ośmiu biegunach (czterech par biegunów  $2p = 4$ ). Wytwarzane w wirniku prądnic pole magnetyczne indukuje napięcie w uzwojeniach stojana prądnic. Energia elektryczna prądu przemiennego 115/200 V, 400 Hz jest podawana na szyny odbiorcze śmigłowca.

W elektrycznej instalacji zasilającej przewiduje się równoległą pracę dwóch prądnic, mających wspólny napęd. Podstawowym warunkiem poprawnej pracy jest ich współfazowość, tzn. fazy sił elektromotorycznych obydwu prądnic powinny się pokrywać. Niezgodność faz doprowadza do nierównomiernego rozdziału obciążenia między równoległe pracującymi prądnicami. Przy dużych kątach  $\varphi > 4^\circ$  niezgodności faz, w instalacji elektrycznej mogą powstać znaczne straty mocy elektrycznej, a nawet sytuacje awaryjne. Wynika z tego, że podczas pracy prądnic powinna być zapewniona ich współfazowość. Współfazowość obydwu prądnic uzyskuje się przez dokładne i jednakowe ustawienie ich nabiegunków (kątowe obrócenie korpusu jednej z prądnic) względem uzwojeń wirników.

Uzgodnianie faz przeprowadza się na niepracujących prądnicach. Jednakowo oznaczone zaciski wyjściowe stojana „A” i „B” obydwu prądnic łączy się jednoliniowo przewodami. Uzwojenia wzbudzenia wzbudnic łączy się natomiast szeregowo i zasila się je prądem przemiennym. W twornikowych uzwojeniach prądnic indukują się przemiennie siły elektromotoryczne, a w przewodach łączących przepływa prąd wyrównawczy, którego wartość zależy od wzajemnego położenia nabiegunków (na wirnikach) i uzwojeń twornika (na stojanach) prądnic. Obracając

wirnik jednej prądnicy, osiąga się jednakowe wzajemne położenie stojanów i wirników w obydwu prądnicach.

W jednakowo oznaczonych uzwojeniach (fazach) indukowane siły elektromotoryczne będą praktycznie równe i prądy wyrównawcze przepływające między uzwojeniami dwóch faz powinny być minimalne. Po zamocowaniu prądnic w takim położeniu na śmigłowcu można uważać, że ich fazy zostały uzgodnione. Największą dokładność uzgodnienia faz można osiągnąć w takim położeniu wirnika jednej z prądnic, w którym siła elektromotoryczna indukowana w jednym z uzwojeń faz lub prąd płynący w przewodzie łączącym zacisk wyjściowy tej fazy z punktem zerowym wyniesie zero.

### Dane łożysk tocznych zespołu napędowego Mi-24

Dane łożysk tocznych głównych silników napędowych TW3-117 (rys. 3.36)

- łożysko prądniczki tachometrycznej D-1M: średnica zewnętrzna łożyska  $\varnothing = 22$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 11$  mm, średnica bieżni zewnętrznej  $D_z = 18,0$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 7$ , średnica elementów tocznych (kul)  $d_k = 3,5$  mm,
- łożysko wałkowe pierwszej podpory silnika (1. łożysko wału głównego sprężarki 1):  $\varnothing_w = 45$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 85$  mm, liczba elementów tocznych  $N = 15$ ,  $d_w = 17,5$  mm,
- łożysko kulkowe drugiej podpory silnika (2. łożysko wału głównego sprężarki 2):  $\varnothing_w = 75$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 55$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 18$ ,  $d_k = 8$  mm,
- łożysko wałkowe trzeciej podpory silnika (3. łożysko wału głównego turbosprężarki 3): średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 73,5$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 20$ ,  $d_k = 9$  mm,
- łożysko kulkowe czwartej podpory silnika (1. łożysko wału wolnej turbiny 4):  $\varnothing_w = 75$  mm, średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 55$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 18$ ,  $d_k = 8$  mm,
- łożysko kulkowe piątej podpory silnika (2. łożysko wału wolnej turbiny 5): średnica bieżni wewnętrznej  $D_w = 73,5$  mm, liczba elementów tocznych (kul)  $N = 20$ ,  $d_k = 9$  mm.

Konstrukcję przekładni głównej WR-24 przedstawiono na rys. 3.52÷3.54, zaś dane konstrukcyjne jej łożysk tocznych zestawiono w tab. 3.83. Będą one w dalszej części niezbędne do obliczenia:

- a) częstotliwości nośnej (podnośnej) danego łożyska – niezbędne do identyfikacji, tj. do przyporządkowania zbiorów charakterystycznych do poszczególnych łożyska;

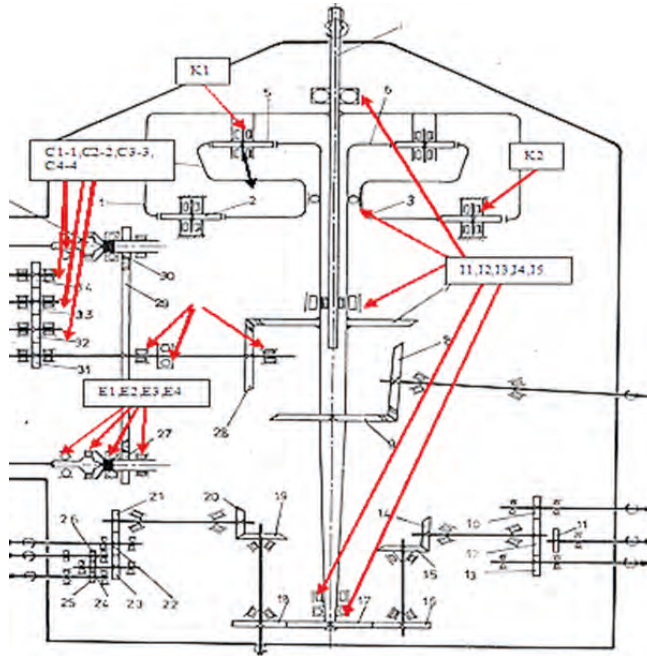
- b) określenia wartości współczynnika toczenia danego łożyska, tj. jednego z istotnych parametrów niezbędnego do klasyfikacji diagnostycznej łożyska  $p_s$  (tab. 3.83, kolumna 7).

### Dane łożysk tocznych przekładni głównej WR-24

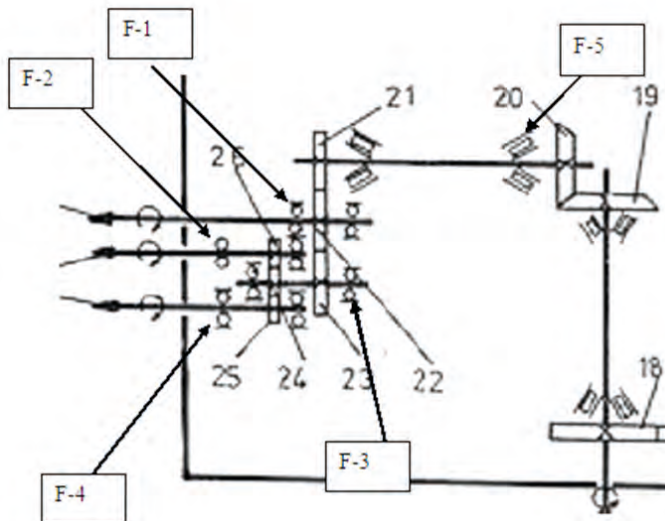
**Tablica 3.87**

#### Wymiary łożysk przekładni WR-24 i podpór łożyskowych silnika TW3-117A

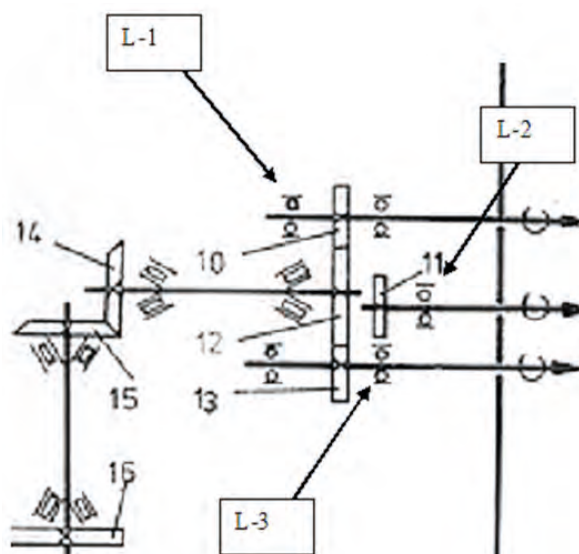
Lp.	Numer koła zębatego lub wału	Oznaczenie łożyska	Średnica wewnętrznej bieżni łożyska	Średnica elementu tocznego	Liczba elementów tocznych	Wartość znamionowa współczynnika toczenia
–	–	–	$D_w$	$d_k$	$N$	$p_{sN}$
1	2	3	4	5	6	7
1	Z-27-1	E-1	73,60	12,00	16 w	0,377
2	Z-27	E-2	61,60	12,5	16	0,356
3	Z-27-1	E-3	73,60	12,00	16 w	0,377
4	Z-27-1	E-4	73,60	12,00	16 w	0,377
5	Z-34	C-1	38,50	7,50	16 w	0,360
6	Z-34	C-2	38,50	7,50	16 w	0,360
7	Z-34	C-3	38,50	7,50	16 w	0,360
8	Z-31	C-4	38,50	7,50	16 w	0,360
9		F-1	18,70	4,35	8	0,341
10		F-2	18,70	4,35	8	0,341
11	Z-23	F-3	30,35	7,50	11 k	0,335
12	Z-25	F-4	18,70	4,35	8	0,341
13	Z18, Z16,	F-5	53,25	10,00	14 w	0,363
14	Z-5	K-1	60,25	18,00	14 w	0,313
15	Z-5	K-2	60,25	18,00	14 w	0,313
16	–	I-1	232,00	47,55	16 k	0,355
17		I-2	105,00	13,5	25 k	0,398
18		I-3	200,00	13,5	34 w	0,441
19		I-4	142,50	25,0	16 k	0,370
20	Z-17	I-5	102,45	22,45	14 w	0,348
21	–	I-6	102,45	23,30	16 w	0,344
22	–	9 (tarcza)	281,00	10,00	46 (92) k	0,473
23	Wał turbosprężarki	I podpora	85,00	17,50	15 w	0,354
24		II podpora	55,00	8,00	18 k	0,387
25		III podpora	73,50	9,00	20 w	0,402
26	Wał turbiny	IV podpora	55,00	8,00	18 k	0,387
27		V podpora	73,5	9,00	20 w	0,402



**Rys. 3.52.** Układ kinematyczny przekładni głównej WR-24 – rozmieszczenie łożysk głównego toru przenoszenia mocy [72]



**Rys. 3.53.** Układ kinematyczny przekładni głównej WR-24 – rozmieszczenie łożysk toru napędu pomp hydraulicznych



**Rys. 3.54.** Układ kinematyczny przekładni głównej WR-24 – rozmieszczenie łożysk toru napędu pomp hydraulicznych

Każde z łożysk w chwili zablokowania koszyka będzie generowało drgania mechaniczne o częstotliwości równej iloczynowi prędkości kątowej wałka, na którym jest osadzone, i liczby elementów tocnych. Natomiast łożysko „idealne” będzie emitowało niższą częstotliwość nośną równą powyższemu iloczynowi pomnożonemu przez wartość znamionową współczynnika toczenia  $p_{SN}$ . Łożysko rzeczywiste będzie emitowało częstotliwość nośną równą iloczynowi pomnożonemu przez wartość współczynnika toczenia, charakterystycznego dla danej znamionowej prędkości obrotowej wału głównego.

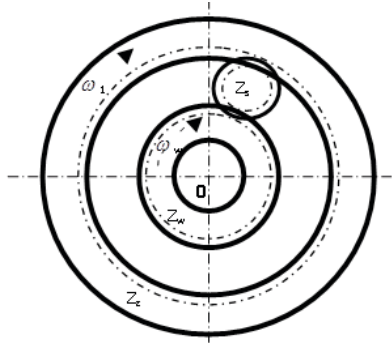
W zastosowaniach praktycznych wartość tego współczynnika toczenia zmienia się w funkcji zmian prędkości obrotowej wału głównego. Najczęściej wartość współczynnika toczenia zmniejsza się ze wzrostem prędkości obrotowej wału. Łożysko bez zanieczyszczeń, lecz o znacznych luzach promieniowych dla wyższych (np. maksymalnych) prędkości obrotowych przyjmuje często wartości współczynnika toczenia mniejsze od wartości  $p_{SN}$ . Wynika to z oddziaływania filtra olejowego, czyli oddziaływania sił hydromechanicznych na elementy toczone łożyska.

Pewne kłopoty może nastęrczać interpretacja generowania drgań mechanicznych przez łożyska mocujące, tzw. satelity w przekładni planetarnej. Chodzi tu o koła zębate oznaczone na rys. 3.52 jako K1 oraz K2. Autorzy uważają, że ich zachowanie można przyrównać do fizyki ruchu elementu toczonego łożyska pomiędzy bieżniami (rys. 3.55).

W związku z tym iloraz prędkości kątowej środka koła satelity i prędkości kątowej wewnętrznego koła zębatego  $z_w$  może być określony wzorem (3.1), analogicznym jak iloraz prędkości kątowej koszyka łożyska tocznego i prędkości kątowej bieżni wewnętrznej [144].

$$\frac{\omega_s}{\omega_w} = \frac{z_w}{2 \cdot (z_w + 2 \cdot z_s)} \quad (3.1)$$

gdzie:  $\omega_s$  – prędkość kątowa koła satelitarnego przekładni planetarnej (analogia do elementu tocznego w łożysku tocznym),  $\omega_w$  – prędkość kątowa koła wewnętrznego, tzw. „słonecznego” przekładni planetarnej (analogia do bieżni wewnętrznej łożyska tocznego).



**Rys. 3.55.** Przemieszczanie się satelitarnego koła zębatego względem koła słonecznego i jarzma w przekładni planetarnej jako analog przesuwania elementu tocznego (wraz koszykiem-separatorem) łożyska tocznego względem bieżni wewnętrznej, gdzie:  $D_w$  – średnica podziałowa koła zębatego słonecznego (analog bieżni wewnętrznej łożyska tocznego);  $D_z$  – średnica podziałowa wieńca wewnętrznego uzębienia jarzma (analog bieżni zewnętrznej łożyska tocznego);  $d_k$  – średnica podziałowa satelitarnego koła zębatego (analog elementu tocznego w łożysku tocznym)

Stąd prędkość kątowa środka satelity:

$$\omega_s = \frac{\omega_w z_w}{2 \cdot (z_w + 2 \cdot z_s)} \quad (3.2)$$

Zważywszy, że obie „bieźnie” są ruchome, zaś kierunek ich obrotów ( $\omega_1, \omega_s$ ) jest zgodny, można otrzymać wzór na rzeczywistą prędkość obrotową środka obrotu koła zębatego satelity w stosunku do korpusu przekładni WR-24:

$$\omega_{srz} = \frac{(\omega_w - \omega_1) z_w}{2 \cdot (z_w + 2 \cdot z_s)} \quad (3.3)$$

gdzie:  $\omega_s$  – prędkość kątowna koła satelitarne przekładni planetarnej rzeczywista, tj. po uwzględnieniu obrotu bieżni zewnętrznej,  $\omega_1$  – prędkość kątowna „bieżni wewnętrznej” przekładni planetarnej, czyli jednocześnie prędkość kątowna wału wirnika śmigła nośnego.

Jednocześnie koło satelitarne będzie wirowało wokół własnej osi z prędkością kątowną  $\omega_{so}$  określoną wzorem (3.4):

$$\omega_{so} = \frac{(\omega_w - \omega_1) z_w}{z_s} \quad (3.4)$$

Tak więc, gdyby obserwowano liczbę przyhamowań łożyska tocznego koła satelitarne względem własnej osi obrotu, to dla „idealnego” łożyska tocznego można otrzymać:

$$f_{ps} = N_s \omega_{so} p_{sNs} \quad (3.5)$$

gdzie:  $f_{ps}$  – prędkość procesu mechanicznego dla łożyska tocznego satelity,  $N_s$  – liczba elementów tocznych łożyska satelity,  $\omega_{so}$  – prędkość kątowna satelity względem własnej osi obrotu,  $p_{sNs}$  – znamionowa wartość współczynnika toczenia łożyska tocznego satelity.

### 3.2.5.2. Współczynnik krotności zespołu napędowego śmigłowca Mi-24

Wada mimośrodowości poszczególnych wałków silnika generuje drgania mechaniczne o częstotliwości równej wartości pierwszej harmonicznej prędkości wałka. Jak można zauważyć, współczynnik krotności  $k_r$  przyjmuje różne wartości – od 1,2 do 7,1, przy danej wadzie mechanicznej (w tym wadzie mimośrodowości).

W rzeczywistości (p. 2.2.1) próbkowanie pierwotne (elektromaszynowe) w metodzie FAM-C jest w sposób naturalny zsynchronizowane z obserwowanym przebiegiem. Dzięki temu błąd staje się znacznie mniejszy niż przy „sztywnym” próbkowaniu.

W tablicach 3.88÷3.91 zestawiono wartości współczynnika krotności dla różnych prądnic-przetworników, zamontowanych na zespole napędowym śmigłowca Mi-24.



**Tablica 3.88**  
**Wartości współczynnika krotkości dla kanału 3x36 V, 79 Hz prądu przemiennego D-IM zamontowanego na WR-24, pomiar trójfazowy półokresowy (kanał B) poszczególnych podzespołów mechanicznych SNA**

Lp.	Nr koła zębatego lub wału na którym osadzono łożysko	Oznaczenie łożyska	Prędkość obrotowa wału		Częstotliwość mechaniczna generowana przez wybrane zablokowane łożysko	Częstotliwość mechaniczna generowana przez wybrane „idealne” łożysko	Częstotliwość zniekształcenia	Przebieżenie mechaniczne przeliczone względem obserwowanego podzespołu	Współczynnik krotkości $k_y$ dla najmniejszego wybrane łożyska	Współczynnik krotkości $k_y$ dla jednej podziłki międzyzębowej	Współczynnik krotkości $k_y$ dla zablokowego łożyska	Współczynnik krotkości $k_y$ dla „idealnego” łożyska	Lp.
			obr/min	Hz									
1	2	3	4	5	6	7	8	10	11	12	13	14	
	Z33	E-1	15000	250	4000	1508	0,41	0,39	0,012	0,024	0,009	1	
	Z33	E-2	15000	250	4000	1424	0,41	0,39	0,01	0,02	0,01	2	
	Z33	E-3	15000	250	4000	1508	0,41	0,39	0,01	0,02	0,01	3	
	Z33	E-4	15000	250	4000	1508	0,41	0,39	0,01	0,02	0,01	4	
	Z38	C-1	5210	87	1389	500	1,01	2,78	0,07	0,17	0,06	5	
	Z49	C-2	4679	78	1248	449	1,30	3,99	0,08	0,25	0,09	6	
	Z49	C-3	4679	78	1248	449	1,30	3,99	0,08	0,25	0,09	7	
	Z44	C-4	6033	101	1609	579	1,17	2,78	0,06	0,17	0,06	8	
	Z47	F-1	2436	41	325	111	2,51	15	0,31	1,84	0,63	9	
	Z27	F-2	2384	40	318	108	2,56	15	0,32	1,92	0,65	10	
	Z48	F-3	2384	40	437	146	2,56	15	0,32	1,40	0,47	11	
	Z27	F-4	2384	40	318	108	2,56	15	0,57	1,92	0,65	12	
	Z24	F-5	3577	60	835	303	1,71	6,8	0,28	0,49	0,18	13	
	Z29	K-1 wokół osi własnej	2359	39	550	172	2,49	15	0,52	1,08	0,34	14	
	Z31	K-1 wzgl. korp. WR24	384	6	90	28	2,49	93	3,00	6,64	2,08		
	Z106	I-1	240	4	64	23	25,7	1531	14	96	34	16	
	Z65	I-2	2447	41	1020	406	2,49	15	0,22	0,58	0,23	17	
	Z41	I-3	2447	41	1387	612	2,49	15	0,36	0,43	0,19	18	
	Z41	I-4	2207	37	589	218	2,49	16	0,39	1,01	0,37	19	
	Z41	I-5	2447	41	571	199	2,49	15	0,36	1,04	0,36	20	
	Z41	I-6	2447	41	653	224	2,49	15	0,36	0,91	0,31	21	
	Z106	9 (tarcza)	240	4	404	191	25,7	1531	14	15	7,2		
	Z33	IV – podpora	2448	41	734	284	2,49	15	0,44	0,81	0,31	22	
	Z33	V podpora	2449	41	816	328	2,49	15	0,44	0,73	0,29	23	

Tablica 3.89

Wartości współczynnika krotności dla kanału 1x115 V, 400 Hz podzespołów mechanicznych WR-24 oraz TW3 (kanał D)

I.p.	Nr kola zębatego lub wału, na którym osadzono łożysko	Oznaczenie łożyska	Prędkość obrotowa wału		Częstotliwość mechaniczna generowana przez wybrane zablokowane łożysko	Częstotliwość mechaniczna generowana przez wybrane „idealne” łożysko	Przełożenie mechaniczne przeliczone względem obserwowanego podzespołu	Częstotliwość $f_g$ [Hz]	Współczynnik krotności $k_c$ dla mimośrodowości wału	Współczynnik krotności $k_c$ dla jednej podziałki międzyzębnej	Współczynnik krotności $k_c$ dla zablokowanego łożyska	Współczynnik krotności $k_c$ dla „idealnego” łożyska	I.p.
			n [obr/min]	Hz									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	
1	Z33	E-1	15000	250	4000	1508	0,36	0,6	0,02	0,04	0,01	1	
2	Z33	E-2	15000	250	4000	1424	0,36	0,6	0,02	0,04	0,01	2	
3	Z33	E-3	15000	250	4000	1508	0,36	0,6	0,02	0,04	0,01	3	
4	Z33	E-4	15000	250	4000	1508	0,36	0,6	0,02	0,04	0,01	4	
5	Z38	C-1	5210	87	1389	500	1,03	4,7	0,12	0,30	0,11	5	
6	Z49	C-2	4679	78	1248	449	1,32	6,8	0,14	0,42	0,15	6	
7	Z49	C-3	4679	78	1248	449	1,32	6,8	0,14	0,42	0,15	7	
8	Z44	C-4	6033	101	1609	579	1,19	4,7	0,11	0,30	0,11	8	
9	Z47	F-1	2436	41	325	111	2,51	24,7	0,53	3,09	1,05	9	
10	Z27	F-2	2384	40	318	108	2,56	25,8	0,95	3,22	1,10	10	
11	Z48	F-3	2384	40	437	146	2,56	25,8	0,54	2,34	0,78	11	
12	Z27	F-4	2384	40	318	108	2,56	25,8	0,95	3,22	1,10	12	
13	Z24	F-5	3577	60	835	303	1,71	11,4	0,48	0,82	0,30	13	
14	Z29	K-1 wokół osi własnej	2359	39	550	172	2,49	25,4	0,87	1,81	0,57	14	
	Z31	K-1 wzgl. korp. WR24	384	6	90	28	2,49	156	5,03	11,13	3,48		
16	Z106	I-1	240	4	64	23	25,7	2569	24,2	161	57	16	
17	Z65	I-2	2447	41	1020	406	2,49	24,5	0,38	0,98	0,39	17	
18	Z41	I-3	2447	41	1387	612	2,49	24,5	0,60	0,72	0,32	18	
19	Z41	I-4	2207	37	589	218	2,49	27,1	0,66	1,70	0,63	19	
20	Z41	I-5	2447	41	571	199	2,49	24,5	0,60	1,75	0,61	20	
21	Z41	I-6	2447	41	653	224	2,49	24,5	0,60	1,53	0,53	21	
22	Z106	9 (tarcza)	240	4	404	191	25,7	2569	24	25	12	22	
23	Z33	IV – podpora	2448	41	734	284	2,49	24,5	0,74	1,36	0,53	23	
	Z33	V podpora	2449	41	816	328	2,49	24,4	0,74	1,22	0,49		

Tablica 3.90

Wartości współczynnika krotkości dla kanał 3x200 V, 400 Hz podzespołów mechanicznych WR-24 oraz TW3 (kanał E)

Lp.	Nr koła zębatego lub wału, na którym osadzono łożysko	Oznaczenie łożyska	Prędkość obrotowa wału		Częstotliwość mechaniczna generowana przez wybrane zabloko- wane łożysko	Częstotliwość mechaniczna generowana przez wybrane „idealne” łożysko	Przełożenie me- chaniczne przed- nicy względem obserwowanego podzespołu	Częstotliwość próbkiwana	$k_i$	$k_j$	Współczynnik krotkości $k_r$ dla jednej podziałki międzyzębowej	Współczynnik krotkości $k_r$ dla zablo- kowanego łożyska	Współczynnik krotkości $k_r$ dla „idealne- go” łożyska	Lp.
			obr/min	Hz										
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1		
1	Z33	E-1	15000	250	4000	1508	0,36	3,4	0,10	0,21	0,21	0,08	1	
2	Z33	E-2	15000	250	4000	1424	0,36	3,4	0,10	0,21	0,21	0,08	2	
3	Z33	E-3	15000	250	4000	1508	0,36	3,4	0,10	0,21	0,21	0,08	3	
4	Z33	E-4	15000	250	4000	1508	0,36	3,4	0,10	0,21	0,21	0,08	4	
5	Z38	C-1	5210	87	1389	500	1,03	28	0,75	1,77	1,77	0,64	5	
6	Z49	C-2	4679	78	1248	449	1,32	41	0,83	2,55	2,55	0,92	6	
7	Z49	C-3	4679	78	1248	449	1,32	41	0,83	2,55	2,55	0,92	7	
8	Z44	C-4	6033	101	1609	579	1,19	28	0,65	1,77	1,77	0,64	8	
9	Z47	F-1	2436	41	325	111	2,51	148	3	19	19	6	9	
10	Z27	F-2	2384	40	318	108	2,56	155	6	19	19	7	10	
11	Z48	F-3	2384	40	437	146	2,56	155	3	14	14	5	11	
12	Z27	F-4	2384	40	318	108	2,56	155	6	19	19	7	12	
13	Z24	F-5	3577	60	835	303	1,71	69	3	5	5	2	13	
14	Z29	K-1 wokół osi własnej korp. WR24	2359	39	550	172	2,49	152	5	11	11	3	14	
16	Z31	K-1 wzgl. korp. WR24	384	6	90	28	2,49	935	30	67	67	21		
17	Z106	I-1	240	4	64	23	2,57	15413	145	963	963	342	16	
18	Z65	I-2	2447	41	1020	406	2,49	147	2	6	6	2	17	
19	Z41	I-3	2447	41	1387	612	2,49	147	4	4	4	2	18	
20	Z41	I-4	2207	37	589	218	2,49	163	4	10	10	4	19	
21	Z41	I-5	2447	41	571	199	2,49	147	4	10	10	4	20	
22	WWN	9 (tarcza)	2447	41	653	224	2,49	147	4	9	9	3	21	
23	Z33	IV podpora	240	4	404	191	2,57	15413	145	153	153	72	22	
24	Z33	V podpora	2448	41	734	284	2,49	24,5	0,74	1,36	1,36	0,53	23	
			2449	41	816	328	2,49	24,6	0,74	1,23	1,23	0,49	24	

Tablica 3.91

Wartości współczynnika krotności dla kanału 3x47 V, 800 Hz podzespołów mechanicznych WR-24 oraz TW3 (kanal F)

Lp.	Nr koła zębatego lub wału, na którym osadzono łożysko	Oznaczenie łożyska	Prędkość obrotowa wału		Częstotliwość mechaniczna generowana przez wybrane zablokowane łożysko	Częstotliwość mechaniczna generowana przez wybrane „idealne” łożysko	Przełożenie mechaniczne przeliczone względem obserwowanego podzespołu	Częstotliwość próbkowania	Współczynnik krotności $k_f$ dla mimośrodowości wału	Współczynnik krotności $k_f$ dla jednej podziałki międzyzębowej	Współczynnik krotności $k_f$ dla zablokowanego łożyska	Współczynnik krotności $k_f$ dla „idealnego” łożyska	Lp.
			obr/min	Hz									
1	2	3	4	5	6	7	8	$f_G$	$k_f$	$k_f$	$k_f$	$k_f$	1
1	Z33	E-1	15000	250	4000	1508	0,36	Hz	9	10	11	12	1
2	Z33	E-2	15000	250	4000	1424	0,36	4800	6,9	0,21	0,43	0,16	2
3	Z33	E-3	15000	250	4000	1508	0,36	4800	6,9	0,21	0,43	0,16	3
4	Z33	E-4	15000	250	4000	1508	0,36	4800	6,9	0,21	0,43	0,16	4
5	Z38	C-1	5210	87	1389	500	1,03	4800	57	1,5	3,5	1,3	5
6	Z49	C-2	4679	78	1248	449	1,32	4800	82	1,7	5,1	1,8	6
7	Z49	C-3	4679	78	1248	449	1,32	4800	82	1,7	5,1	1,8	7
8	Z44	C-4	6033	101	1609	579	1,19	4800	57	1,3	3,5	1,3	8
9	Z47	F-1	2436	41	325	111	2,51	4800	296	6	37	13	9
10	Z27	F-2	2384	40	318	108	2,56	4800	309	11	39	13	10
11	Z48	F-3	2384	40	437	146	2,56	4800	309	6	28	9	11
12	Z27	F-4	2384	40	318	108	2,56	4800	309	11	39	13	12
13	Z24	F-5	3577	60	835	303	1,71	4800	137	6	10	4	13
14	Z29	K-1 wokół osi własnej korp. WR-24	2359	39	550	172	2,49	4800	304	10	22	7	14
16	Z31	K-1 wzgl. korp. WR-24	384	6	90	28	2,49	4800	1871	60	134	42	16
17	Z106	I-1	240	4	64	23	25,7	4800	30826	291	1927	684	17
18	Z65	I-2	2447	41	1020	406	2,49	4800	294	5	12	5	18
19	Z41	I-3	2447	41	1387	612	2,49	4800	294	7	9	4	19
20	Z41	I-4	2207	37	589	218	2,49	4800	325	8	20	8	20
21	Z41	I-5	2447	41	571	199	2,49	4800	294	7	21	7	21
22	WWN	I-6	2447	41	653	224	2,49	4800	294	7	18	6	22
22	Z33	9 (tarcza)	240	4	404	191	25,7	4800	30826	291	305	145	22
22	Z33	IV podpora	2448	41	734	284	2,49	4800	293	9	16	6	23
23	Z33	V podpora	2449	41	816	328	2,49	4800	293	9	15	6	23

## Opis przekładni tylnej i pośredniczącej

Przekładnia końcowa i pośrednicząca nie jest wystarczająco (do celów analizy wyników otrzymanych metodą FAM-C) dokładnie opisana w literaturze eksploatacyjnej, dlatego warto poświęcić jej trochę uwagi. Jest to tym bardziej istotne, że przekładnie te są (z niewielkimi zmianami konstrukcyjnymi) stosowane na śmigłowcach Mi-8, Mi-27 i Mi-14).

## Konstrukcja przekładni pośredniczącej

Przekładnia pośrednicząca przeznaczona jest do zmiany kierunku osi wału tylnego o kąt  $45^\circ$  względem belki ogonowej (rys. 3.56, 3.57). Osiąga się to parą stożkowych kół zębatach. Przekazanie ruchu obrotowego odbywa się bez zmiany prędkości obrotowej. Duży kołnierz korpusu, znajdujący się od strony napędzanego koła zębatego, pochylony jest pod kątem  $45^\circ$  w stosunku do osi wału tylnego i ma cztery otwory na śruby mocowania przekładni pośredniczącej do wytłoczonego noska żeberka nr 1 statecznika pionowego.

### Podstawowe dane techniczne:

przełożenie:	1,
kierunek obrotów:	przeciwny do ruchu wskazówek zegara (patrząc od strony kołnierza napędzającego koła zębatego, tj. od strony wału napędzającego przekładni pośredniczącej – rys. 3.56, element 35),
nominalna prędkość obrotowa:	2575 obr/min,
masa suchej przekładni:	24 kg,
ilość oleju wlewanego do przekładni:	1,3 l.

Przekładnia pośrednicząca (rys. 3.56) składa się z korpusu 11, kielicha 3 z napędzającym kołem zębatym, kielicha 12 z napędzanym kołem zębatym szklanego wskaźnika pomiarowego oleju 16 i odpowietrznika 10. Korpus odlany jest ze stopu magnezu. Wszystkie nieobrobione powierzchnie nasączone są lakierem, zagruntowane i pomalowane. Obrobione powierzchnie są oksydowane i zagruntowane.

Koła zębate wykonane ze stali wysokostopowej mają 36 specjalnych nawęglonych zębów. Każde koło zębate osadzone jest na trzech łożyskach. Dwa z nich są waleczkowymi łożyskami walcowymi przyjmującymi tylko obciążenia promieniowe, a trzecie, kulkowe łożysko promieniowo-oporowe przyjmuje tylko obciążenia osiowe i osadzone jest w kielichu ze zwiększonym odstępem na pierścieniu zewnętrznym. Łożyska dokręcone są nakrętkami 5 i 15 kluczem dynamometrycznym momentem  $147 \div 196$  Nm. Łożyska zabezpieczone są przed przemieszczeniem osiowym kołnierzem 4 dociśniętym do kielicha sześcioma śrubami. Na wielowypustach

końcówek kół zębatach osadzone są kołnierze wyjściowe 6 i 14 do których czterema śrubami przymocowane są kołnierze środkowej i tylnej części wału tylnego.

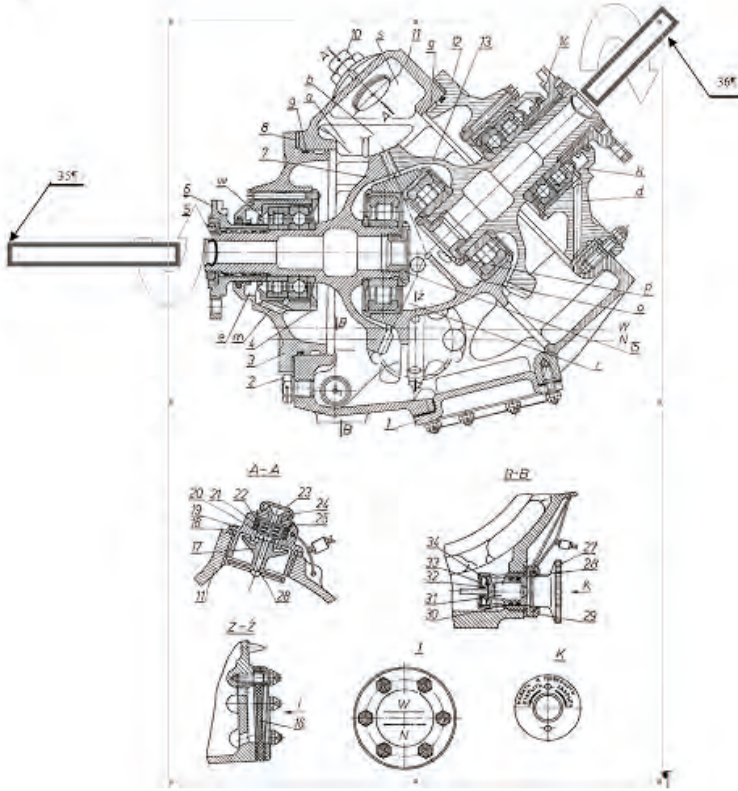
Luzy w zazębieniu napędzającego i napędzanego koła zębatego regulowane są pierścieniami regulacyjnymi 8. Kielichy napędzającego i napędzanego koła zębatego wykonane są ze stopu magnezu. W celu zapewnienia niezawodnego osadzenia łożysk w kielichy włożone są stalowe obejmy ustalone kołkami. Wprowadzenia wału napędzającego i napędzanego zabezpieczone są przed wyciekaniem z nich oleju uszczelnieniami labiryntowymi. Przed przedostawaniem się pyłu do łożysk chronią dławice filcowe nasączone smarem grafitowym, włożone w węzły łożysk. W celu lepszego chłodzenia przekładni na korpusie z zewnątrz wykonane są żebra. W przekładni pośredniczącej stosowane jest smarowanie rozbryzgowie. Napędzające koło zębate, częściowo zanurzone w oleju, podczas obracania wytwarza w korpusie mgłę olejową, zapewniającą właściwe smarowanie zębów kół zębatach.

Rozbryzgiwany olej chwytny jest przez odlane w korpusie komory-chwytny oleju „a”, „b” i „s”. Każda z tych komór-chwytny znajduje się wyżej niż łożyska, dlatego olej spływa do łożysk pod własnym ciężarem. Do przestrzeni zdwojonych łożysk olej przepływa przez przestrzenie pierścieniowe „g” i otwory dopływu oleju „d”, a do przestrzeni „o” i „r” łożysk wałeczkowych przez otwór „p” z komory-chwytny „b”. Po napełnieniu przestrzeni „o” łożyska wałeczkowego napędzanego koła zębatego, olej po przelaniu się przez żebro, wpływa do przestrzeni „r” łożyska wałeczkowego napędzającego koła zębatego i po opłynięciu go, spływa do korpusu.

Z komory-chwytny „a” kanałem i przestrzeni pierścieniową olej wpływa do przestrzeni „w” zdwojonych łożysk napędzającego koła zębatego. Po przepłynięciu przez łożyska spływa on do korpusu. Olej przesączający się do przestrzeni międzylabiryntowej „e” przez otwór drenażowy „m”, spływa do dolnej części korpusu.

Poziom oleju w korpusie określany jest na szklanym wskaźniku pomiarowym oleju 16. Z kolei, ryska „W” na wskaźniku oznacza dopuszczalny górny poziom oleju, zaś ryska dolna „N” – dopuszczalny dolny poziom oleju.

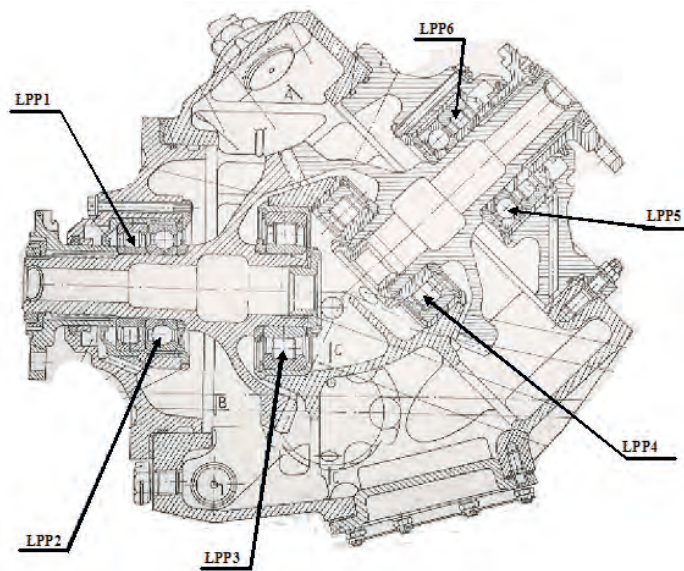
Przekładnia pośrednicząca smarowana jest olejem do przekładni hipoidalnych. Ilość oleju wlewanej do przekładni pośredniczącej wynosi 1,3 l.



**Rys. 3.56.** Przekładnia pośrednicząca śmigłowca Mi-24 – przekrój podłużny: 1 – pokrywa; 2 – korek, 3 – kielich napędzającego koła zębatego; 4 – kołnierz dociskowy; 5 – nakrętka; 6 – napędzający kołnierz wielowypustowy; 7 – napędzające koło zębate; 8 – pierścień regulacyjny; 9 – pierścień uszczelniający; 10 – odpowietrznik; 11 – korpus; 12 – kielich napędzanego koła zębatego; 13 – napędzane koło zębate; 14 – napędzany kołnierz wielowypustowy; 15 – nakrętka; 16 – szklany wskaźnik pomiarowy oleju; 17 – odrzutnik oleju; 18 – podkładka; 19 – korpus odpowietrznika; 20 – siatka; 21 – przekładka; 22 – pierścień uszczelniający; 23 – zaślepka; 24 – pokrywa odpowietrznika; 25 – pierścień zamka; 26 – nit; 27 – korek magnetyczny; 28 – kolek; 29 – korpus korka magnetycznego; 30 – pierścień uszczelniający; 31 – magnes; 32 – sprężyna stożkowa; 33 – denko; 34 – zawór; a, b, s – komory-chwyty oleju; g – przestrzeń pierścieniowa; w, k, r, o – przestrzenie łożysk; e – przestrzeń międzylabiryntowa; d – otwór dopływu oleju; p – otwór w przestrzeni łożyska wałeczkowego; m – otwór odpływu oleju; 35 – odcinek wału transmisji od strony SNA – wał napędzający przekładnię pośredniczącą; 36 – odcinek wału transmisji od strony przekładni tylnej – wał napędzany przekładnią pośredniczącą [74]

### Dane dotyczące przekładni pośredniczącej istotne dla analizy FAM-C

Dokumentacja eksploatacyjna i remontowa nie obejmuje konstrukcji łożysk tocznych (rys. 3.57). W związku z tym, w ITWL dokonano odpowiednich pomiarów – wyniki zestawiono w postaci tablic (tab. 3.87, 3.88).



Rys. 3.57. Przekładnia pośrednicząca śmigłowca Mi-24 – rozmieszczenie łożysk tocznych, gdzie: ŁPP1÷ŁPP6 – łożyska toczne [74]

Tablica 3.92

Tablica danych konstrukcyjnych łożysk przekładni pośredniczącej

Lp.	Oznaczenie podzespołu	Liczba elementów tocznych N	Rodzaj elementów tocznych – k – kulka, w – walek	Średnica elementu tocznego $d_n$	Średnica bieżni zewnętrznej $D_z$	Średnica bieżni wewnętrznej $D_w$	Współczynnik toczenia $p_{2N}$	Uwagi
–	–	–		mm	mm	mm	–	–
1	ŁPP1	14	w	10	60	49,92	0,357	Wal wejściowy PP
2	ŁPP2	12	k	12,6	70	47,42	0,322	
3	ŁPP3	12	w	13,9	72,4	58,4	0,331	
4	ŁPP4	12	w	13,9	72,4	58,4	0,331	Wal wyjściowy PP
5	ŁPP5	12	k	12,6	70	47,42	0,322	
6	ŁPK6	14	w	10	60	49,92	0,357	



Tablica 3.93

Wartości współczynnika krotności dla wszystkich dostępnych kanałów pomiarowych podzespołów mechanicznych przekładni pośredniczącej

Lp.	Oznaczenie łożyska tocznego	Oznaczenie koła zębatego	Liczba elementów tocznych N	Prędkość znamionowa wału $n_N$	Współczynnik tocznienia $f_{st}$	Częstotliwość mechaniczna generowana przez wybrane zablokowane łożysko	Częstotliwość mechaniczna generowana przez wybrane „idealne” łożysko	Przełożenie mechaniczne przędniccy względem obserwowanego podzespołu	Częstotliwość próbki	Współczynnik krotności $k_r$ dla mimośrodowości wału	Współczynnik krotności $k_r$ dla jednej podziałki międzyzębnej	Współczynnik krotności $k_r$ dla zablokowanego łożyska	Współczynnik krotności $k_r$ dla „idealnego” łożyska	Konfiguracja pomiarowa
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	15	
			-	obr/s	-	Hz	Hz	-	Hz	-	-	-	-	
1	LPP1	Z36	14	43,0	0,357	602	184,5	3,98	477	19	0,53	1,4	0,49	D-IM na WR-24 3x36 V, 79Hz
2	LPP2	Z36	12	43,0	0,322	516,0	168,5	3,98		19	0,53	1,6	0,51	
3	LPP3	Z36	12	43,0	0,331	516,0	174,2	3,98		19	0,53	1,6	0,53	
4	LPP4	Z36	12	43,0	0,331	516,0	174,2	1,72		19	0,53	1,6	0,53	
5	LPP5	Z36	12	43,0	0,322	516,0	168,5	1,72		19	0,53	1,6	0,51	
6	LPK6	Z36	14	43,0	0,357	602	184,5	1,72		19	0,53	1,4	0,49	
7	LPP1	Z36	14	43,0	0,357	602	184,5	2,33	400	19	1,0	1,4	0,52	GT-40PCz6 1x1,5 V, 400 Hz
8	LPP2	Z36	12	43,0	0,322	516,0	168,5	2,33		21,7	0,60	1,8	0,58	
9	LPP3	Z36	12	43,0	0,331	516,0	174,2	2,33		21,7	0,60	1,8	0,60	
10	LPP4	Z36	12	43,0	0,331	516,0	174,2	2,33		21,7	0,60	1,8	0,60	
11	LPP5	Z36	12	43,0	0,322	516,0	168,5	2,33		21,7	0,60	1,8	0,58	
12	LPK6	Z36	14	43,0	0,357	602	184,5	2,33		21,7	0,60	1,6	0,55	
13	LPP1	Z36	14	43,0	0,357	602	184,5	2,33	2400	130	3,6	9,3	3,3	GT-40PCz6 2x200 V, 400 Hz
14	LPP2	Z36	12	43,0	0,322	516,0	168,5	2,33		130	3,6	11	3,5	
15	LPP3	Z36	12	43,0	0,331	516,0	174,2	2,33		130	3,6	11	3,6	
16	LPP4	Z36	12	43,0	0,331	516,0	174,2	2,33		130	3,6	11	3,6	
17	LPP5	Z36	12	43,0	0,322	516,0	168,5	2,33		130	3,6	11	3,5	
18	LPK6	Z36	14	43,0	0,357	602	184,5	2,33		130	3,6	9,3	3,3	
19	LPP1	Z36	14	43,0	0,357	602	184,5	2,33	4800	260	7,2	19	6,6	GT-40PCz6 3x47V, 800 Hz
20	LPP2	Z36	12	43,0	0,322	516,0	168,5	2,33		260	7,2	22	7,0	
21	LPP3	Z36	12	43,0	0,331	516,0	174,2	2,33		260	7,2	22	7,2	
22	LPP4	Z36	12	43,0	0,331	516,0	174,2	2,33		260	7,2	22	7,2	
23	LPP5	Z36	12	43,0	0,322	516,0	168,5	2,33		260	7,2	22	7,0	
24	LPK6	Z36	14	43,0	0,357	602	184,5	2,33		260	7,2	19	6,6	

## Konstrukcja przekładni tylnej

Przekładnia tylna przeznaczona jest do obrotowego umocowania wału śmigła ogonowego (rys. 3.58÷3.61). Stanowią ją dwa stożkowe koła zębate o zębach spiralnych ustawionych względem siebie pod kątem  $90^\circ$ . Oprócz kół zębatych: napędzającego Z19 (rys. 3.58, element 2) i napędzanego Z44, w skład przekładni wchodzi także mechanizm zmiany skoku śmigła ogonowego (rys. 3.58, elementy 15, 25÷28). Mechanizm ten w czasie próby naziemnej praktycznie nie bierze udziału w obciążaniu struktury dynamicznej śmigłowca, gdyż nie jest wówczas potrzebna zmiana kąta natarcia łopat śmigła ogonowego – jego działanie nie jest przedmiotem analizy FAM-C.

Przekładnia tylna przymocowana jest kołnierzem do statecznika pionowego dziewięcioma śrubami. Do kołnierza napędowego wału przekładni tylnej przymocowane jest ośmioma śrubami śmigło ogonowe.

Przekładnia tylna składa się z następujących zespołów (rys. 3.58):

- korpus 1,
- kielich 2 z napędzającym kołem zębatym,
- pokrywa 14 z napędowym kołem zębatym 11,
- trzon 15 sterowania śmigłem ogonowym.

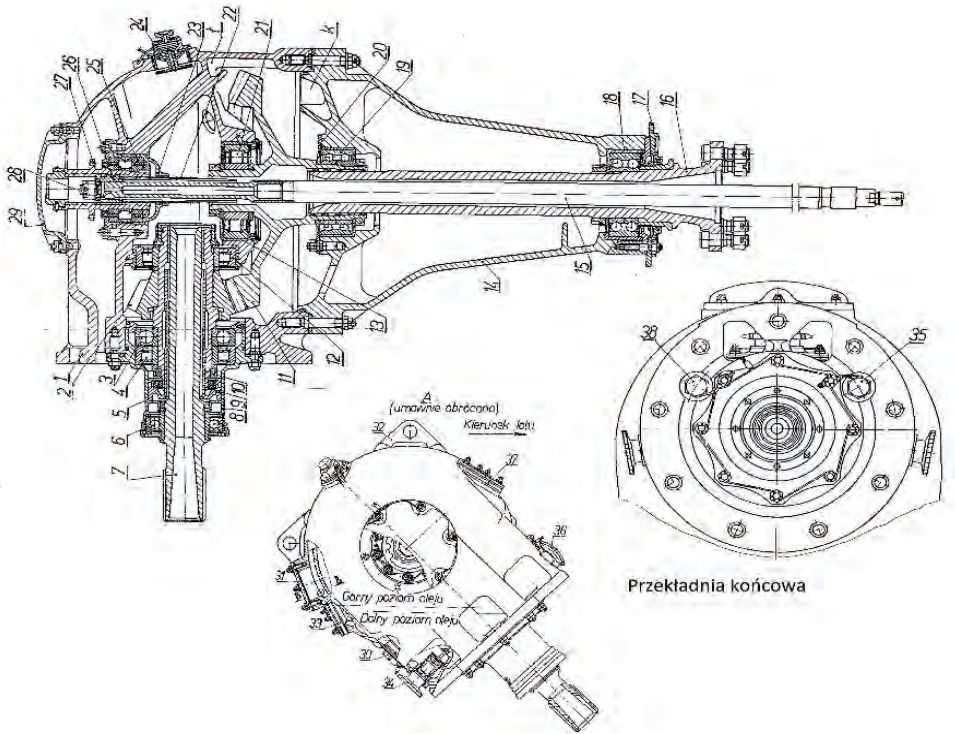
Korpus i pokrywa są odlane ze stopu magnezu. Obrobione powierzchnie elementów są oksydowane, a nie nieobrabiane, a następnie malowane. W korpusie umieszczony jest: kielich 8 z napędzającym kołem zębatym Z19, pokrywa 14 z napędzanym kołem zębatym i zespół trzonu 15 sterowania śmigłem ogonowym.

Odpowietrznik składa się z korpusu, siatek filtrujących i talerzyka ze stożkiem. Podczas pracy przekładni temperatura i ciśnienie oleju wzrastają. Odpowietrznik redukuje nadciśnienie, łącząc przestrzeń przekładni z atmosferą.

W przestrzeni korpusu są dwie przegrody, w których wytoczone są otwory na tuleje stalowe 13 do wałeczkowych łożysk 12, 21, będących podporą wałów stożkowych kół zębatych.

Napędzane koło zębate 2 osadzone jest na wielowypuszcie tulei 10. Tuleja osadzona jest na trzech łożyskach:

- kulkowym 3, przyjmującym obciążenia osiowe,
- dwóch rolkowych 4 i 12, przyjmujących obciążenia promieniowe.



**Rys. 3.58.** Przekładnia tylna śmigłowca Mi-24 – przekrój podłużny: 1 – korpus; 2 – napędzające koło zębate Z19; 3 – łożysko kulkowe ŁPK6; 4 – łożysko wałkowe ŁPK5; 5 – tuleja uszczelniająca; 6 – łożysko toczne kulkowe dolne ŁPK4 z dwustronnym uszczelnieniem (łożyskujące dolną końcówkę wału wejściowego); 7 – wał wejściowy napędzający; 8 – kielich łożysk tocznych koła zębatego napędzającego Z19; 9 – wzmocniona natłocznka gumowa; tuleja napędzająca koła zębatego Z19; 10 – napędzające koło zębate Z19; 11 – napędzane koło zębate Z44; 12 – łożysko wałkowe ŁPK7; 13 – tuleja; 14 – pokrywa korpusu; 15 – trzon sterowania śmigłem ogonowym; 16 – wał napędzany śmigła ogonowego; 17 – pokrywa uszczelnienia labiryntowego; 18 – dwurzędowe łożysko kulkowe ŁPK3; 19 – dwurzędowe łożysko kulkowe ŁPK2; 20 – pokrywa; 21 – łożysko wałkowe ŁPK1; 22 – tuleja z wielowypustem; 23 – kielich łożysk trzonu (z zespołu sterowania skokiem łopat śmigła ogonowego); 24 – odpowietrznik; łożysko kulkowe (z zespołu sterowania skokiem łopat śmigła ogonowego); 26 – ślimak trzonu (z zespołu sterowania skokiem łopat śmigła ogonowego); 27 – koło zębate łańcuchowe (napędzane przez łańcuch Galla); 28 – nakrętka mocowania trzonu (z zespołu sterowania skokiem łopat śmigła ogonowego); 29 – pokrywa; 30 – korek; 31 – pokrywa; 32 – śruba z uchem; 33 – szklany wskaźnik pomiarowy oleju; 34 – korek magnetyczny; 35 – korek-

-zaśleпка otworu do montowania nadajnika termometru elektrycznego; 36 – drugi korek magnetyczny; 37 – drugi szklany wskaźnik pomiarowy oleju; 38 – drugi korek-zaśleпка otworu do montowania nadajnika termometru elektrycznego; i, k, ł – komory-chwyty oleju smarowego [74]

Tuleja 10 napędzającego koła zębatego połączona jest wielowypustem z wałem napędzającym 7. Drugi koniec wału napędzającego osadzony jest na łożysku kulkowym typu zamkniętego, które napełnione jest specjalnym smarem na cały okres eksploatacji. Wał napędzający 7 zakończony jest wielowypustem, w który wchodzi pochylona część wału tylnego. Napędzające i napędzane koło zębate wykonane jest ze stali wysokostopowej. Zęby koła są spiralne, nawęglone i zahartowane.

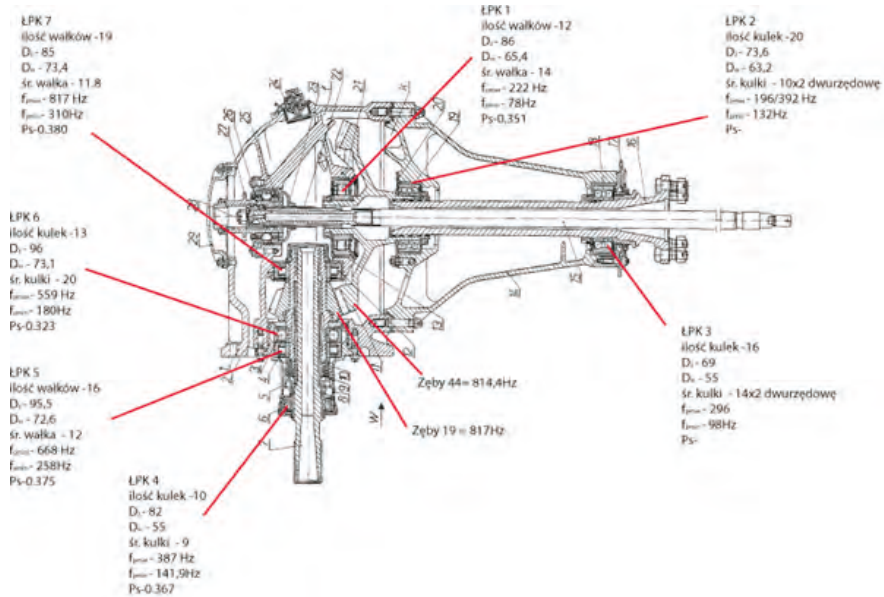
Wał napędzany 16 osadzony jest w dwurzędowym łożysku kulkowym 18 i połączony jest wielowypustem z napędzanym kołem zębatym 11. Zewnętrzny króciec wału napędzanego ma kołnierz, do którego przymocowane jest śmigło ogonowe. Przestrzeń łożyska wału napędzanego uszczelniona jest uszczelnieniem labiryntowym. Do pokrywy 17 uszczelnienia labiryntowego przymocowany jest kolektor prądowy instalacji między kołnierzem wału napędzanego i kołnierzem piasty śmigła ogonowego.

Zespół pokrywy korpusu, z osadzonym w nim napędzanym kołem zębatym i wałem napędzanym, przymocowany jest do korpusu przekładni dwunastoma sworzniami  $\varnothing$  10 mm.

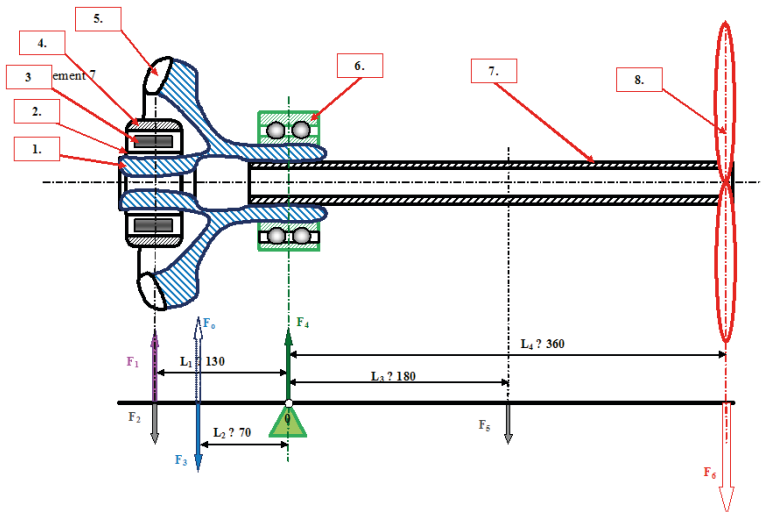
Skok śmigła ogonowego zmieniany jest trzonem 15 umieszczonym wewnątrz wału napędzanego. Trzon napędzany jest łańcuchem nałożonym na koło łańcuchowe 27, które osadzone jest w korpusie na dwóch łożyskach kulkowych 25. Ruch obrotowy koła łańcuchowego na ruch osiowy rury trzonu przetwarza ślimak 26 i gwint nacięty w otworze korpusu koła łańcuchowego 27. Gwint ślimaka jest lewy. Podczas obracania koła łańcuchowego zgodnie z ruchem wskazówek zegara (patrząc od strony łańcucha) trzon wysunie się na zewnątrz, co odpowiada wzrostowi skoku śmigła ogonowego i skręceniu śmigłowca w prawo.

Żeliwny ślimak 26 osadzony jest na stożkowej powierzchni trzonu i zamocowany na niej klinem oraz nakrętką 28. Trzon zabezpieczony jest przed obracaniem tuleją z wielowypustem 22, dopuszczając do osiowego przemieszczenia się trzonu i jego nieznacznych wahań względem nieruchomego kielicha 23. Jest to niezbędne do kompensowania możliwych przekoszeń. Całkowity ruch trzonu wynosi 68,6 mm. Trzon montowany jest i demontowany przez otwór zakryty pokrywą 29.

### Dane dotyczące podzespołów przekładni tylnej istotne dla analizy stanu technicznego przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 niezbędne do monitorowania metodą FAM-C



Rys. 3.59. Przekrój podłużny przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 z zaznaczonymi danymi dotyczącymi łożysk tocznych [74]



Rys. 3.60. Układ sił wału śmigła ogonowego przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 w czasie postoju: 1 – czop łożyska ŁPK1 (odlew koła zębatego Z44); 2 – pierścień wewnętrzny łożyska ŁPK1

wewnętrzny łożyska ŁPK1; 3 – element toczny (wałek) łożyska ŁPK1; 4 – pierścień zewnętrzny łożyska ŁPK1; 5 – wieniec stożkowego koła zębatego Z44; 6 – dwurzędowe łożysko zębate kulkowe ŁPK2; 7 – wał śmigła ogonowego; 8 – śmigło ogonowe;  $F_1$  – siła reakcji łożyska wałkowego ŁPK1 (łożyska wałkowego wału śmigła ogonowego);  $F_2$  – siła ciężkości łożyska ŁPK1, 1 kG;  $F_3$  – siła ciężkości stożkowego koła zębatego Z44, 11 kG;  $F_4$  – siła reakcji dwurzędowego łożyska kulkowego ŁPK2;  $F_5$  – siła ciężkości wału śmigła ogonowego, 7,5 kG;  $F_6$  – siła ciężkości śmigła ogonowego (wraz z piastą), 120 kG;  $F_o$  – siła odpychania koła zębatego Z44 przez (nieuwzględnione na niniejszym rysunku) koło zębate Z19 w czasie wirowania śmigła ogonowego

Równanie momentów względem punktu „O”:

$$F_1 L_1 - F_2 L_1 - F_3 L_2 + F_5 L_3 + F_6 L_4 = 0 \quad (3.6)$$

Równanie sił:

$$F_1 + F_4 = F_2 + F_3 + F_5 + F_6 \quad (3.7)$$

Z równań momentów wynika, że wartość siły reakcji łożyska tocznego FPK1 wynosi 121,25 kG, co stanowi znaczące obciążenie dla tego łożyska, a przy zwiększonym luzie promieniowym prowadzi do jego przekoszenia (łożyska wałkowe tolerują tylko niewielkie przekoszenia rzędu 20 minut kątowych). W celu identyfikacji zbiorów charakterystycznych na płaszczyźnie współrzędnych prostokątnych ( $f_p$ ,  $\Delta F$ ) z poszczególnymi łożyskami, zestawiono odpowiednie dane w poniższej tabelicy.

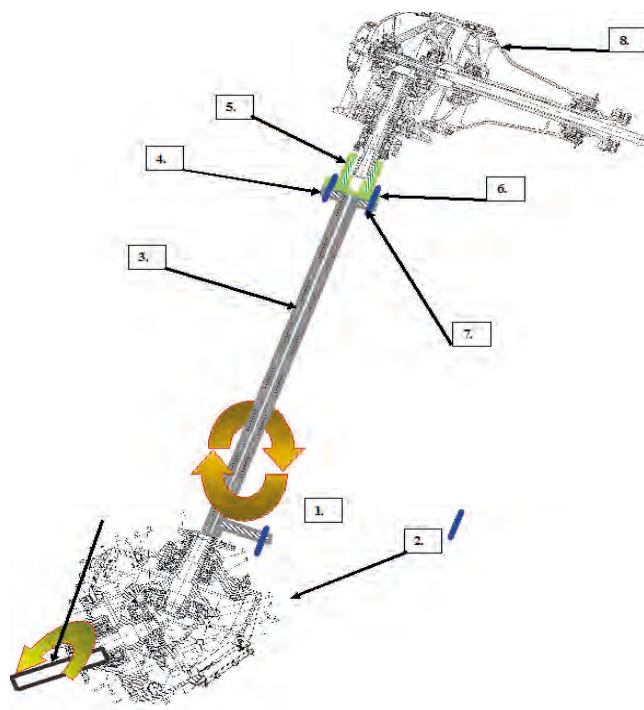
**Tablica 3.94**

**Dane kinematyczne łożysk przekładni tylnej**

Lp.	Oznaczenie podzespołu	Liczba elementów tocznych N	Prędkość znamionowa wału $n_N$ [obr/s]	Współczynnik toczenia $\rho_{sN}$	$f_{pNmin}$ [Hz]	$f_{pNmax}$ [Hz]	$f_{pmaxmax}$ [Hz]	Uwagi
1	ŁPK1	14	18,5	0,351	78	259	–	Wał śmigła ogonowego
2	ŁPK2	20	18,5	0,322	132,3	196,0	370,0	
3	ŁPK3	16	18,5	0,331	98,0	296,0	–	
4	ŁPK4	9	43,0	0,367	141,9	387,0	–	Wał wejściowy PK
5	ŁPK5	16	43,0	0,375	258,0	688,0	–	
6	ŁPK6	13	43,0	0,323	180,0	559,0	–	
7	ŁPK7	19	43,0	0,380	310	817	–	
8	Z19/Z44		43/18,5	–	814	–	–	

**Tablica 3.95**  
**Wartości współczynnika krotkości dla wszystkich dostępnych kanałów pomiarowych podzespołów mechanicznych przekładni tylnej**

Lp.	Oznaczenie łożyska tocznego	Oznaczenie koła zębatego	Liczba elementów tocznych N	Prędkość znamionowa $n_N$ obr/s	Współcz. ocenienia $p_{\text{sn}}$		Częstotliwość mecha- niczna generowana przez wybrane zało- żenie łożysko	Częstotliwość mecha- niczna generowana przez wybrane „ideal- ne” łożysko	Przełożenie me- chaniczne prądnicy względem obserwow- anego podzespołu	Częstotliwość prób- kowania	Częstotliwość kromo- skopania $f_k$	Częstotliwość kromo- skopania $f_k$ dla niestodo- wości wału	Współczynnik kromo- skopania $k_k$ dla jednej podziałki między- zębnej	Współczynnik kromo- skopania $k_k$ dla zablokowa- nego łożyska	Współczynnik kromo- skopania $k_k$ dla „idealnego” łożyska	Konfiguracja pomiarowa	
					$p_{\text{sn}}$	$p_{\text{sn}}$											
1	2	3	4	5	6	7	8	9	9	Hz	-	-	-	-	-	13	15
1	LPK1	Z44	14	18,5	0,351	602	184,5	2,11		477						0,6	C-1M na WR-24 3x36 V, 79 Hz
2	LPK2	Z44	20	18,5	0,322	602	184,5	2,11		400						0,5	D-GT-40PC6 1x115 V, 400 Hz
3	LPK3	Z44	16	18,5	0,331	516	168,5	2,11		2400						0,6	E, GT-40PC6 3x200 V, 400 Hz
4	LPK4	Z19	9	43,0	0,367	516	174,2	0,91		4800						0,31	F GT-40PC6 3x47V, 800 Hz
5	LPK5	Z19	16	43,0	0,375	516	174,2	0,91								0,32	
6	LPK6	Z19	13	43,0	0,323	516	168,5	0,91								0,27	
7	LPK7	Z19	19	43,0	0,380	602	184,5	0,91								0,27	
8	LPK1	Z44	14	18,5	0,351	602	184,5	5,40								1,1	
9	LPK2	Z44	20	18,5	0,322	602	184,5	5,40								1,0	
10	LPK3	Z44	16	18,5	0,331	516	168,5	5,40								1,2	
11	LPK4	Z19	9	43,0	0,367	516	174,2	2,33								0,58	
12	LPK5	Z19	16	43,0	0,375	516	174,2	2,33								0,60	
13	LPK6	Z19	13	43,0	0,323	516	168,5	2,33								0,51	
14	LPK7	Z19	19	43,0	0,380	602	184,5	2,33								0,52	
15	LPK1	Z44	14	18,5	0,351	602	184,5	5,40								3,3	
16	LPK2	Z44	20	18,5	0,322	602	184,5	5,40								3,0	
17	LPK3	Z44	16	18,5	0,331	516	168,5	5,40								3,6	
18	LPK4	Z19	9	43,0	0,367	516	174,2	2,33								4,0	
19	LPK5	Z19	16	43,0	0,375	516	174,2	2,33								4,1	
20	LPK6	Z19	13	43,0	0,323	516	168,5	2,33								3,5	
21	LPK7	Z19	19	43,0	0,380	602	184,5	2,33								3,5	
22	LPK1	Z44	14	18,5	0,351	602	184,5	5,40								6,9	
23	LPK2	Z44	20	18,5	0,322	602	184,5	5,40								6,0	
24	LPK3	Z44	16	18,5	0,331	516	168,5	5,40								7,2	
25	LPK4	Z19	9	43,0	0,367	516	174,2	2,33								8,0	
26	LPK5	Z19	16	43,0	0,375	516	174,2	2,33								8,1	
27	LPK6	Z19	13	43,0	0,323	516	168,5	2,33								7,0	
28	LPK7	Z19	19	43,0	0,380	602	184,5	2,33								7,1	



**Rys. 3.61.** Zespół przekładni pośredniczącej i przekładni tylnej połączonej wałem transmisji: 1 – wał wejściowy przekładni pośredniczącej; 2 – przekładnia pośrednicząca; 3 – odcinek tylny wału transmisji; 4 – kryza górna odcinka tylnego wału transmisji; 5 – łącznik cylindryczny (do montażu tylnego odcinka wału transmisji); 6 – kryza łącznika cylindrycznego (do montażu łącznika cylindrycznego z tylnym odcinkiem wału transmisji); 7 – sworzeń gwintowany z nakrętką; 8 – przekładnia tylna

### 3.3. Tarcze sterujące – zasada działania i problemy eksploatacyjne

Tarcze sterujące formalnie nie wchodzą w skład zespołu napędowego śmigłowca, lecz służą do ukierunkowania wektora ciągu łopat, tj. kierują wektorem mocy śmigłowca. Ponieważ podczas tego procesu ich podzespoły są obserwowalne metodą FAM-C, autorzy uznali za konieczne uwzględnienie zagadnień związanych z ich diagnozowaniem w niniejszej monografii.

#### 3.3.1. Opis funkcji tarczy sterującej w procesie sterowania śmigłowcem

Tarcza sterująca jest najbardziej skomplikowaną częścią urządzeń sterowniczych śmigłowca. Umiejscowiona jest w piaście wirnika nośnego lub w pobliżu



niej i przekazuje ruch drążka sterowego lub dźwigni skoku ogólnego z elementów nieobracających się na obracające się łopaty [42]. Wynaleziona przez B.N. Juriewa w 1911 r. tarcza sterująca stosowana jest obecnie na wszystkich śmigłowcach. Jest mechanizmem umożliwiającym zmianę kąta ustawienia łopat, a w wyniku tego wartości i kierunku wypadkowej sił aerodynamicznych wirnika nośnego [96] (rys. 3.62, 3.63).



**Rys. 3.62.** Śmigłowiec Mi-24W, będący obecnie na wyposażeniu SZ RP: 1 – pisata (głowica) śmigła głównego; 2 – tarcza sterująca (w położeniu neutralnym – płaszczyzna górnego, tj. ruchomego, talerza w położeniu poziomym, ekstremalnie nisko); 3 – popychacz (jeden z pięciu) [fot. Wikipedia, Radosław Idaszak]



**Rys. 3.63.** Mi-24 w zawisie z powolnym przemieszczaniem do przodu: 1 – tarcza sterująca – płaszczyzna górnego, tj. ruchomego, talerza w położeniu pochylonym do przodu, ekstremalnie wysoko

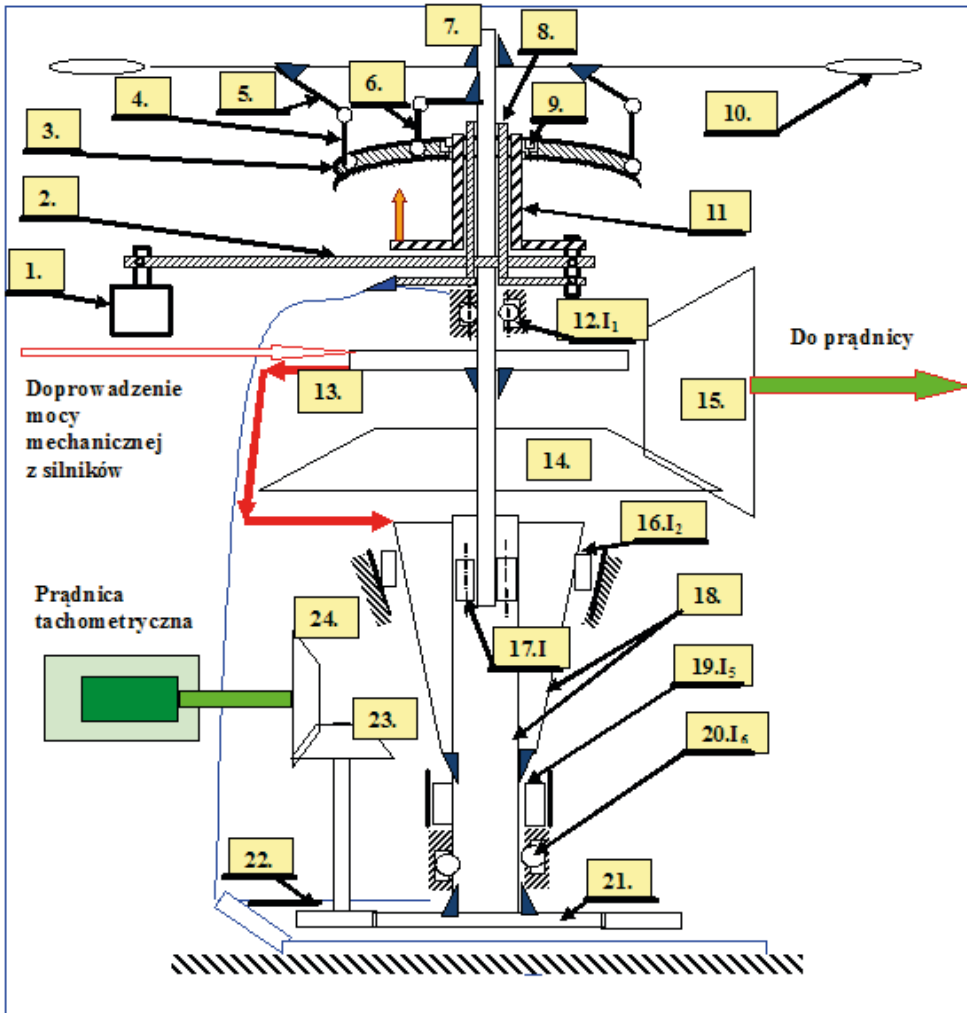
Zmianę wartości siły wypadkowej osiąga się dzięki zmianie skoku ogólnego wirnika nośnego, tj. poprzez zwiększanie lub zmniejszanie kątów ustawienia wszystkich pięciu łopat o tę samą wartość. Pilot realizuje tę czynność poprzez zaciągnięcie (do góry) dźwigni skoku i mocy po lewej stronie fotela pierwszego i drugiego pilota). Dźwignia poprzez system cięgien oddziałuje na wzmacniacz hydrauliczny (rys. 3.64, element 1). Siłownik przemieszcza widełki 2 dźwigni skoku ogólnego w zespole tarczy sterującej. Powoduje to pionowe (wzdłuż osi symetrii wału głównego) przemieszczenie suwaka 11 (ruchomej, tj. mającej możliwość poosiowego przemieszczania się wzdłuż wału głównego, tulei zewnętrznej), który napiera na główne łożysko toczne kulkowe dwurzędowe 9. Łożysko to pośredniczy w przekazywaniu ruchu talerza górnego 3. Przemieszczenie talerza w górę powoduje przemieszczenie wszystkich popychaczy (rys. 3.64, element 4) łopat. Przesunięcie popychaczy powoduje obrotowy ruch dźwigni obrotu każdej z łopat, co powoduje zmianę kąta natarcia każdej z łopat o tę samą wartość. W wyniku tego siła nośna każdej z łopat rośnie o tę samą wartość.

Lot śmigłowca do przodu jest realizowany poprzez odsunięcia drążka sterowego do przodu. Siła nacisku na drążek poprzez system cięgien oddziałuje na odpowiedni wzmacniacz hydrauliczny.

Kierunek siły wypadkowej wirnika nośnego zmienia się poprzez odpowiednie pochylenie płaszczyzny obrotu talerzy tarczy sterującej, w wyniku czego następuje cykliczna zmiana pochylenia każdej łopaty, które zmienia się sinusoidalnie w zależności od azymutu ich położenia.

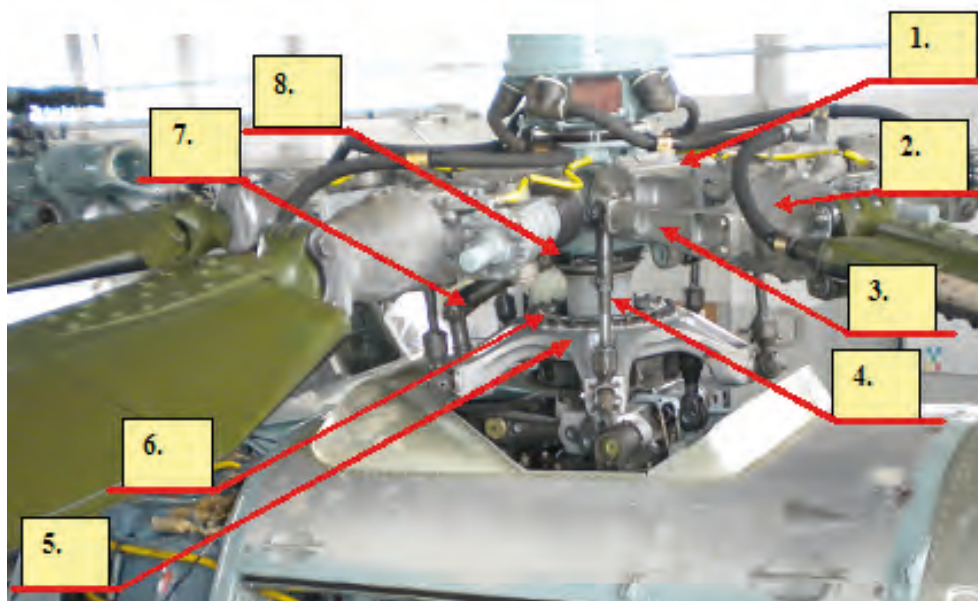
Talerz (górny) wprowadzany jest w ruch obrotowy wodzikami (pełniącym funkcję swego rodzaju synchronizatora sterowania) – rys. 3.64, element 6; rys. 3.65, element 7, którego ucho połączone jest ze wspornikiem zamontowanym na korpusie piasty wirnika nośnego (rys. 3.65, element 8). Przeguby talerza ruchomego (na końcach jego ramion) połączone są cięgnami z dźwigniami obrotu łopat. Sterowanie tarczą sterującą odbywa się za pomocą wzmacniaczy hydraulicznych, oddziałujących na wahacze sterowania podłużnego i poprzecznego oraz na dźwignię skoku ogólnego.

Suwak wykonany jest w kształcie stalowego cylindra z przynitowanymi z wewnątrz tulejami z brązu, które zapewniają niski współczynnik tarcia podczas przemieszczania się suwaka po prowadnicy. W górnej części suwaka są dwa przeciwległe położone otwory, w które wciśnięte są promieniowe łożyska kulkowe wewnętrznego przegubu Cardana. Pierścień ten jest połączony za pomocą dwóch sworzni i łożysk z pierścieniem zewnętrznym przegubu Cardana. W pierścieniu zewnętrznym przegubu Cardana umieszcza się dwa sworznie pod kątem  $90^\circ$ , które połączone są z cięgłami sterowania podłużnego i poprzecznego.



**Rys. 3.64.** Tarcza sterująca w układzie przekazywania pierwotnego sygnału diagnostycznego do prądnic-przetworników śmigłowca: 1 – siłownik hydrauliczny skoku ogólnego; 2 – widełki dźwigni skoku ogólnego; 3 – talerz (górny); 4 – popychacz łopaty (zmiana kąta natarcia łopaty); 5 – dźwignia obrotu łopaty (zmiana kąta natarcia łopaty); 6 – wodzik synchronizatora (wprowadza w ruch obrotowy talerz górny synchronicznie z kątem obrotu wału głównego przekładni WR); 7 – wał główny przekładni WR z piastą; 8 – prowadnica (nieruchoma tuleja wewnętrzna); 9 – główne łożysko toczne kulkowe dwurzędowe (46 kul) tarczy sterującej – zapewnia przekazywanie sił zmierzających do przemieszczenia lub pochylenia talerza (górnego) pod wpływem oddziaływania suwaka; 10 – łopata wirnika nośnego; 11 – suwak (ruchoma tuleja zewnętrzna); 12 – górne łożysko wału głównego przekładni WR; 13 – przekładnia planetarna; 14 – koło

stożkowe przekazywania mocy w kierunku skrzynki napędu prądnic; 15 – koło stożkowe odbioru mocy w kierunku skrzynki napędu prądnic; 16 – łożysko wałkowe stożkowe wału wyjściowego przekładni planetarnej; 17 – dolne łożysko podporowe wału głównego (łożysko przekładkowe pomiędzy wałem głównym a wałem wyjściowym przekładni planetarnej); 18 – wał wyjściowy przekładni planetarnej; 19 – łożysko wałkowe cylindryczne wału wyjściowego przekładni planetarnej; 20 – łożysko kulkowe oporowe wału wyjściowego przekładni planetarnej; 21 – koło zębate walcowe przekazywania mocy w kierunku prądnicy tachometrycznej; 22 – koło zębate walcowe odbioru mocy w kierunku prądnicy tachometrycznej; 23 – koło zębate stożkowe przekazywania mocy w kierunku prądnicy tachometrycznej; 24 – koło zębate stożkowe odbioru mocy w kierunku prądnicy tachometrycznej



**Rys. 3.65.** Tarcza sterująca śmigłowca Mi-24W: 1 – piasta wirnika nośnego; 2 – przegub poziomy łopaty (śmigła nośnego); 3 – dźwignia obrotu łopaty; 4 – ciągnio obrotu łopaty; 5 – górny talerz tarczy sterującej; 6 – łożysko wałkowe, zapewniające oddziaływanie dolnego (nieruchomego) talerza na górny; 7 – obrotowy wodzik (pełniący funkcję swego rodzaju synchronizatora sterowania); 8 – wspornik (jarzmo), zamontowane na korpusie piasty wirnika nośnego powodujące pociąganie wodzika obrotowego i wprawienie górnego talerza tarczy sterującej w ruch obrotowy [fot. Tomasz Radoń]

### 3.3.2. Wprowadzenie do problemu zużywania się elementów tarczy sterującej śmigłowca

Śmigłowce produkcji rosyjskiej są licznie reprezentowane w lotnictwie Sił Zbrojnych RP. Wymienić należy Mi-8, Mi-14, Mi-17, Mi-24. Prawdopodobnie coraz liczniej będzie wkraczała technologia zachodnia. Dlatego należy porównywać wady i zalety oraz analizować cechy konstrukcyjne:

1. Odwrotny kierunek wirowania łopat wirnika głównego pomiędzy standardem wschodnim i zachodnim.
2. Standard zachodni ma dwukrotnie mniejszą prędkość obrotową (2 obr/s).
3. Inny standard, a nawet idea, zabezpieczeń przy twardym lądowaniu:
  - standard wschodni: wzmacnia się konstrukcję kadłuba pod przekładnią główną, tak aby w razie awarii nie uległa ona zmiążdżeniu przez ciężką przekładnię główną,
  - standard zachodni: osłabia się konstrukcję kadłuba pod przekładnią główną (czasami w konstrukcji podłogi zostawia się specjalny otwór), tak aby w razie awarii przekładnia przeszła przez kadłub; „drogę przejścia” wydziela się często jako strefę zabronioną, przez co zmniejsza się powierzchnię ładunkową.
4. Wykorzystanie wnętrza wału głównego przekładni głównej:
  - standard wschodni: w środku (drażonego) wału głównego przekładni wstawiana jest nieruchoma rura osłonowa, którą prowadzi się przewody grzejne doprowadzające energię elektryczną do łopat wirnika nośnego. Dzięki temu możliwe jest elektryczne odładzanie krawędzi natarcia łopat. Umożliwia to loty w warunkach niskich temperatur w warunkach sprzyjających oblodzeniu;
  - standard zachodni dla śmigłowców lekkich i średnich: w środku (drażonego) wału znajdują się zazwyczaj ciągną sterowania tarczą sterującą. Umożliwia to zmniejszenie sił niezbędnych do wysterowania małych i średnich śmigłowców praktycznie biorąc bez konieczności zastosowania wzmacniaczy hydraulicznych;
  - w konstrukcjach rosyjskich jest prawie niemożliwe sterowanie średnim śmigłowcem w chwili awarii systemu wzmacniaczy hydraulicznych,
  - w konstrukcjach zachodnich brak ogrzewania śmigła nośnego (obecnie montuje się je na specjalne zamówienie) rekompensowany jest częściowo przez większą giętkość łopat, co powoduje łamanie powierzchni lodu. Według praktyków jest to skuteczne tylko w warunkach mało intensywnego oblodzenia.

W punkcie 4 wspomniano, że według standardu rosyjskiego wnętrze wału głównego przekładni głównej jest wykorzystane jako rynnka kabli elektrycznych obwodu ogrzewania łopat. W związku z tym elementy sterowania muszą być prowadzone po zewnętrznej stronie wału głównego. Zwiększa to masę tarczy sterującej, która swym obwodem musi objąć wał główny wirnika nośnego. Niewątpliwie zwiększa

to także siły (statyczne i dynamiczne) oddziałujące na tarczę sterującą, a przede wszystkim łożysko główne tarczy sterującej.

Niezależnie jednak, czy tarcza sterująca, którą należy zdiagnozować, jest w standardzie wschodnim czy zachodnim, to są w niej dwa newralgiczne podzespoły krytyczne, tzn. bardzo silnie obciążone i niemające „dublera” w razie awarii:

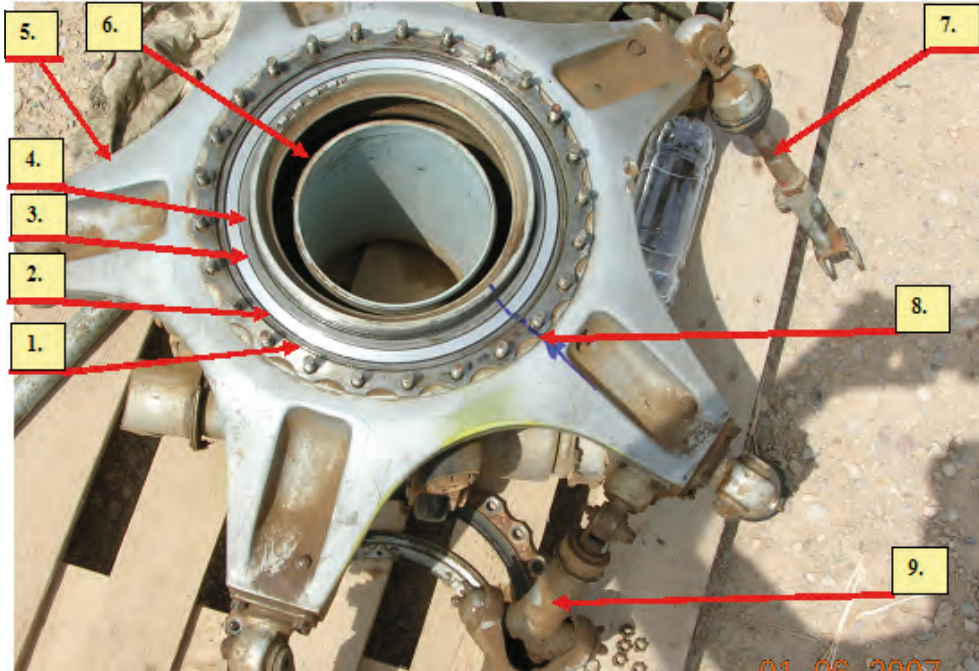
1. łożysko główne tarczy sterującej,
2. synchronizator, czyli wodzik.

Ad. 1. Jeżeli łożysko główne tarczy sterującej będzie miało uszkodzenia, to proces sterowania może ulec spowolnieniu – stanie się nieprecyzyjny, mogą pojawić się zwiększone wibracje w układzie sterowania. Dla pewnych typów uszkodzeń mogą się pojawić zwiększone uderzenia dynamiczne w ruchu obwodowym oddziałujące na synchronizator. Łożysko to uczestniczy bezpośrednio w procesie kątownego przemieszczania talerza ruchomego tarczy sterującej. Operacji tej często towarzyszą znaczne siły oporu (pokonywanie siły aerodynamicznej łopat przy zwiększaniu ich kąta natarcia), zmieniające się szybko w czasie co do kierunku i wartości (0,5÷4 zmian na sekundę). Łożysko to zatem pracuje w warunkach niestabilnych. Podobny problem występuje w przypadku łożyska głównego elektrowni wiatrowej [194] – zaleca się tam wtedy zwiększoną wydajność chłodzenia olejem smarnym. W tarczy sterującej, która w założeniu przemieszcza się poosiowo (wzdłuż wału wirnika nośnego) i kątowno, doprowadzenie oleju smarnego nie jest możliwe. Na łożysko to ponadto oddziałują znaczne siły promieniowe od niewyważenia łopat – już przy średnich luzach promieniowych mogą się pojawiać problemy eksploatacyjne klasyfikowane w teorii łożysk tocznych jako wpływ niewspółosiowości na rozkład naprężeń wewnątrz łożyska [187] – pozostaje tylko skuteczna diagnostyka.

Ad. 2. Synchronizator (rys. 3.66, element 9) spina dysk (górny) tarczy sterującej z wałem głównym przekładni WR-24. Dzięki temu zapewniona jest synchronizacja zmian kąta natarcia każdej łopaty wirnika głównego z jej azymutalnym położeniem względem podłużnej osi symetrii kadłuba śmigłowca. Synchronizator składa się z trzech drążków tworzących formę trapezu. Cztery jego przeguby mają łożyska igiełkowe. Górne ramię jest mocowane w pobliżu górnego zakończenia wału głównego tuż pod głowicą wirnika nośnego – w tym celu na wale konstruktorzy zastosowali silnie zaciśniętą obejmę.

Na wale głównym dodatkowo wyfrezowano płytki otwór w celu umożliwienia połączenia kołkowego z obejmą synchronizatora. Jednakże w tym właśnie miejscu, jak również w przegubach synchronizatora, niejednokrotnie pojawiały się znaczne wyczuwalne luzy obwodowe. Zmuszało ich to do natychmiastowej wymiany synchronizatora. Zwiększone luzy obwodowe synchronizatora stanowią utrudnienie dla pilota. Ścięcie kołka natomiast to pewna katastrofa – śmigłowiec traci możliwość synchronicznego azymutalnego ukierunkowania zmian kąta natarcia łopat w trak-

cie ich przemieszczania się w płaszczyźnie poziomej. Pilot będzie mógł sterować wówczas amplitudą kątów natarcia, ale straci wpływ na kierunek lotu. W zależności od wyważenia łopat i innych mechanizmów sterowania próba np. pochylenia śmigłowca przez oddanie drążka może objawiać się pochyleniem w bok lub tył lub ruchem obrotowym.

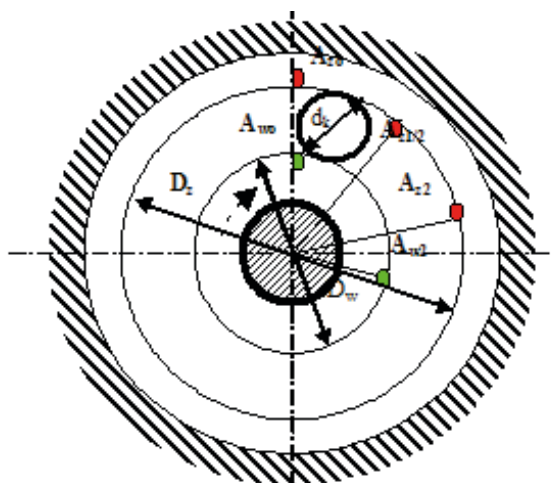


**Rys. 3.66.** Tarcza sterująca zdemontowana ze śmigłowca Mi-24: 1 – pierścień zewnętrzny łożyska tocznego walczkowego głównego tarczy sterującej; 2 – koszyk łożyska tocznego walczkowego głównego tarczy sterującej; 3 – pierścień zewnętrzny łożyska tocznego walczkowego głównego tarczy sterującej; 4 – suwak (ruchoma tuleja zewnętrzna); 5 – talerz górny; 6 – prowadnica (nieruchoma tuleja wewnętrzna); 7 – popychacz łopaty; 8 – znacznik kontrolny; 9 – wodzik synchronizatora

Uszkodzenia łożysk tocznych mogą być różnego rodzaju w zależności od odchyłek ich pasowań w procesie produkcyjnym lub remontowym [1, 2, 5÷7], a także w zależności od warunków eksploatacji. Jednym z najważniejszych parametrów jest wartość bieżąca współczynnika toczenia łożyska. Fizycznie jest to stosunek prędkości koszyka do prędkości obrotowej bieżni ruchomej oznaczany jako  $p_s$ . We wszystkich analizach tę wartość bieżącą należy przyrównać do wartości znamionowej wyznaczonej z danych geometrycznych danego łożyska. Wartość znamionową współczynnika

toczenia wyznacza się ze wzoru 3.8. Dane wymiarowe do wzoru przedstawiono na rys. 3.67. Dla śmigłowca Mi-24 wartość ta wynosi  $p_{sN} = 0,47356$ .

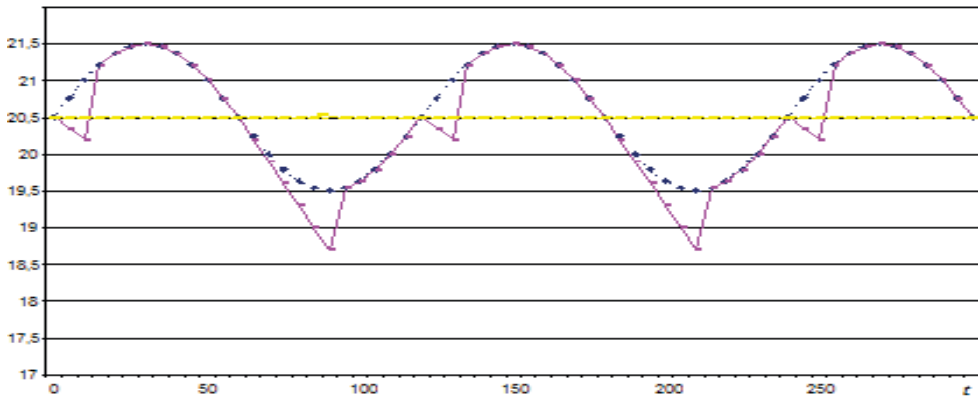
Oddziaływanie luzów powoduje wcięcia krzywej przebiegu wartości chwilowej prędkości kątowej  $\omega_2 = f(t)$  na narastającym zboczu sinusoidy (rys. 3.68). Na podstawie wielu badań laboratoryjnych na zespole napędowym LUZES III oraz symulacji komputerowych autorzy doszli do wniosku, że względna głębokość opisanych powyżej wcięć w narastającym zboczu przebiegu  $f_i = f(t)$  oraz opóźnień na zboczu opadającym jest wprost proporcjonalna do wartości luzu. Zdaniem autorów zależności te można byłoby wykorzystać do obserwacji stopnia wyluzowania przegubów wozdika synchronizatora oraz luzów obwodowych połączenia jarzma synchronizatora z wałem głównym i głowicą śmigła nośnego.



**Rys. 3.67.** Rysunek poglądowy łożyska tocznego – przemieszczanie się koszyka łożyska względem bieżni wewnętrznej, gdzie:  $D_w$  – średnica bieżni wewnętrznej (dla Mi-24  $d_k = 283$  mm);  $D_z$  – średnica bieżni zewnętrznej;  $d_k$  – średnica elementu tocznego (dla Mi-24  $d_k = 7,9$  mm)

$$p_{sN} = \frac{D_w}{2(D_w + 2d_k)} \quad (3.8)$$





**Rys. 3.68.** Teoretyczny przebieg zmian chwilowych wartości: prędkości obrotowej  $n = f(t)$  oraz częstotliwości dla sprzęgła z wadą mimośrodowości i luzem obwodowym

W celu określenia wartości bieżącego współczynnika toczenia należy na obu pierścieniach łożyskowych nanieść flamastrem jeden wspólny znak na pierścieniu ruchomym (przeważnie wewnętrznym) i koszyku łożyska. Obracając pierścieniem ruchomym (np. talerzem górnym tarczy sterującej) urządzenia, obserwować ruch względny znaku na koszyku względem znaku na pierścieniu ruchomym. Dokładniejszy pomiar można otrzymać, obracając tak długo bieżnię ruchomą, aż koszyk wykona jeden pełny obrót – wówczas kąt zakreślony przez bieżnię ruchomą powinien wykonać liczbę obrotów równą odwrotności wartości określonej wzorem (3.8).

Dla tarczy sterującej przedstawionej na rys. 3.66 uzyskano 2 obroty i  $40^\circ$ , czyli wartość bieżąca współczynnika toczenia  $p_s$  wynosi 0,375. Zważywszy, że wartość znamionowa współczynnika dla tego łożyska  $p_{sN} = 0,47356$ , czyli wartość bieżąca jest o 21% mniejsza, można wstępnie określić, że łożysko miało znacznie zwiększone luzy promieniowe. Prawdopodobnie ciężkie warunki eksploatacji przy znacznym zapyleniu powietrza oraz wysokiej temperaturze i zwiększonej intensywności lotów, jak również konieczność wykonywania szybkich manewrów przyspieszyły proces zużywania się łożyska.

Dostęp do łożyska jest wystarczająco dobry, także bez demontażu tarczy sterującej (rys. 3.65, element 6). Wystarczy odkontrolować (zdjąć drut zabezpieczający nakrętki przed samoodkręceniem nakrętek) i zdemontować osłonę łożyska i można już nanosić znak kontrolny na oba pierścienie łożyska i jego koszyk. Teraz należałoby ustawić aparaturę pomiaru położenia kąta wału wirnika nośnego. Następnie należy obracać wirnikiem śmigła głównego tak długo, aż znaki kontrolne na łożysku pokryją się ze sobą. Wówczas należy zmierzyć przyrost kąta obrotu wirnika nośnego i obliczyć wartość bieżącą współczynnika toczenia oraz porównać tę wartość z wartością znamionową.

Według autorów, należy powtórzyć ten pomiar dla kilku położeń tarczy sterującej, zarówno co do kierunku względem osi podłużnej śmigłowca, jak i amplitudy, tj. kąta przechylenia tej tarczy. W tym celu należałoby uprzednio zapewnić odpowiednie ciśnienie w instalacji hydraulicznej. Do precyzyjnego wykonania tych przechyleń tarczy sterującej korzystnie byłoby na czas pomiaru zainstalować przy podstawie drążka pilota dodatkowy kątomierz. Analogicznie należałoby wykonać pomiary wartości bieżącej współczynnika toczenia dla różnych zmian położenia kąтового dźwigni skoku i mocy.

Dodatkowo dobrze byłoby przedłużyć ten znak na odlew talerza górnego. W ten sposób podczas ewentualnych dalszych kontroli, można byłoby obserwować, czy pierścień zewnętrzny tego łożyska nie przemieścił się w gnieździe (w odlewie talerza głównego). Gdyby to nastąpiło, to tarczę sterującą należałoby natychmiast wymienić, z uwagi na zerwanie pasowania wciskowego łożysko–gniazdo na skutek zwiększonych sił oporu wewnątrz łożyska. Współpraca elementów toczych z bieżnią w czasie normalnej (eksploatacyjnej) pracy kompletnego urządzenia może być precyzyjnie obserwowana metodą FAM-C [110].

W dotychczasowych badaniach diagnostycznych węzłów łożyskowych silników samolotów TS-11 Iskra współczynnik toczenia obliczano ze stosunku max częstotliwości  $f_{pmax}$  pasma zajmowanego przez zbiór charakterystyczny danego łożyska do częstotliwości  $N$ -tej harmonicznej, gdzie  $N$  – liczba elementów toczych danego łożyska. W czasie badań węzłów łożyskowych silników turbinowych samolotów otrzymano oryginalne charakterystyki współczynnika toczenia  $p_s$  w funkcji prędkości obrotowej. Podobne charakterystyki można byłoby otrzymać dla łożyska głównego tarczy sterującej przy różnych prędkościach obrotów znamionowych wału wirnika głównego, pomimo że zakres zmian prędkości obrotowych, jakie są możliwe na śmigłowcu, jest znacznie mniejszy niż dla samolotów. W przypadku śmigłowców jest to  $\pm 10\%$  wartości znamionowej, natomiast w przypadku silników samolotów turboodrzutowych 200÷300%.

### 3.4. Sprzęgła i połączenia wielowypustowe

Jak wspomniano kilkakrotnie w poprzednich rozdziałach, śmigłowiec charakteryzuje szczególnie wysoki poziom wibracji elementów mechanicznych o szerokim spektrum częstotliwości. Stąd też niezbędne jest stosowanie w systemie zespołu napędowego sprzęgieł i połączeń wielowypustowych [41, 42, 113, 123, 129].

#### 3.4.1. Sprzęgła jednokierunkowe

W układzie przenoszenia napędu należy zastosować mechanizmy wolnego koła, tj. sprzęgła jednokierunkowego dla każdego silnika [42]. Jest to konieczne, aby zatrzymanie silnika podczas lotu nie utrudniało samokrętu wirnika nośnego i aby

zatrzymanie jednego z dwóch silników na śmigłowcu nie uniemożliwiło kontynuowania lotu z jednym silnikiem.

Konstrukcja sprzęgieł jednokierunkowych (rys. 1.1, element 8) – umożliwia przenoszenie mocy tylko w jednym kierunku obrotów. Jeśli jednak powierzchnia bieżni sprzęgła jednokierunkowego ulegnie uszkodzeniu [5, 6, 12, 13], to mogą powstawać nadwyżki dynamiczne w układzie transmisji. W wielu przypadkach przyczyna tkwi w błędnym wykonaniu podziałki koszyka sprzęgła jednokierunkowego albo w uszkodzeniu (złuszczeniu) bieżni wewnętrznej (w pierścieniu wewnętrznym). Zerwanie sprzęgła jednokierunkowego powoduje powstawanie impulsów zanikowych, tj. obniżenia wartości częstotliwości chwilowej  $f_i = f(t)$  poniżej  $0,707f_N$  (rys. 1.1, element 8). Każdy z dwóch silników połączony jest z przekładnią główną WR-24 za pomocą sprzęgła jednokierunkowego (rys. 3.46, element 14). Wyjściowy wał silnika jest połączony z przekładnią WR-24 przez wielowypusty tulei sprzęgła (rys. 3.69, element 1).

Zespół sprzęgła jednokierunkowego (rys. 3.70; rys. 3.71, element 3), zabudowany jest w odlanym korpusie żeliwnym. Składa się z dwóch części (modułów):

1. czynnej (rys. 3.73, elementy: 1÷4, 6) – mającej w swej strukturze m.in. bieżnię wewnętrzną sprzęgła jednokierunkowego z pryzmami (rys. 3.73, element 6);
2. biernej (rys. 3.72; rys. 3.73, elementy: 5, 7÷15) – mającej w swej strukturze m.in. bęben bieżni zewnętrznej sprzęgła jednokierunkowego – wrzeczono wyjściowe sprzęgła jednokierunkowego (rys. 3.73, element 5).

Wał napędzający sprzęgło biegu jałowego (rys. 3.73) podparty jest na dwóch łożyskach, z których jedno kulkowe umieszczone jest na półosi, a drugie rolkowe zamontowane jest na wale napędowym i w ten sposób oba wały są ze sobą sztywno połączone.

Sprzęgło jednokierunkowe, czyli sprzęgło biegu jałowego 4 ma 16 rolek (wałków), które oddzielone są od siebie koszykiem-separatorem (rys. 3.70). Gdy wał napędzający (od strony silnika głównego TW3-117) osiąga prędkość obrotową większą od prędkości obrotowej wału napędzanego (od strony śmigła nośnego śmigłowca), wówczas rolki zaklinują się w wycięciach wału napędzającego i pracują wtedy jako całość – silnik główny przekazuje wówczas moc m.in. w kierunku wirnika nośnego śmigłowca. Jest to możliwe dzięki temu, że wałki 4 sprzęgła jednokierunkowego rozpychane promieniowo przez skośne płaszczyzny bieżni wewnętrznej 6 są dociskane do powierzchni wewnętrznej bębna bieżni zewnętrznej tego sprzęgła 5, powodując zaklinowanie części czynnej sprzęgła (rys. 3.73, elementy grupy „a”) z częścią bierną (rys. 3.73, elementy grupy „b”).

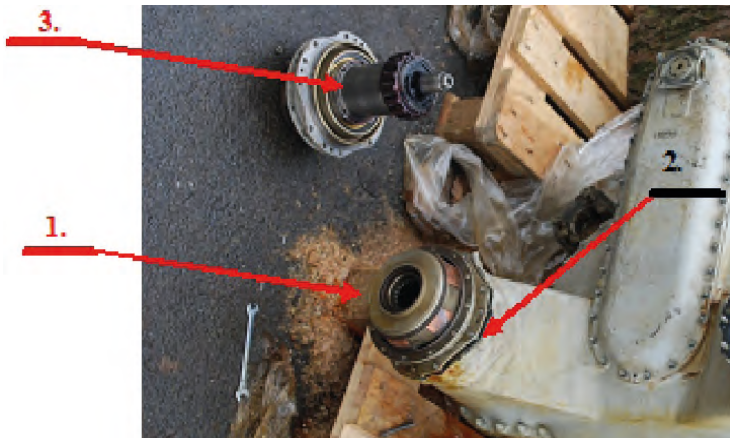


**Rys. 3.69.** Wejście wielowypustowe do pólki sprzęgła jednokierunkowego w przekładni głównej WR-24: 1 – wielowypust wewnętrzny; 2 – odlew korpusu sprzęgła jednokierunkowego

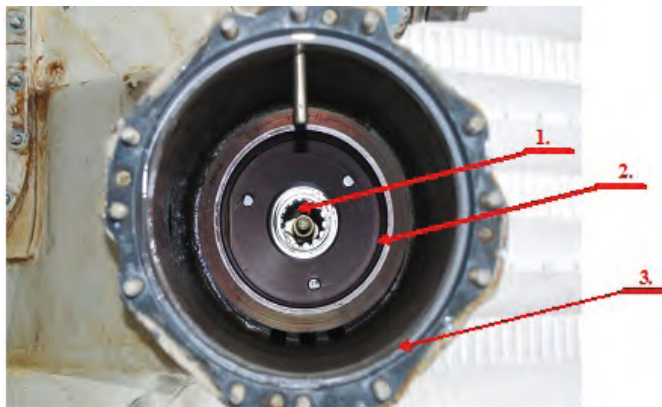


**Rys. 3.70.** Węzeł lewego sprzęgła jednokierunkowego po wymontowaniu z korpusu przekładni głównej WR-24 Po zdemontowaniu zespołu sprzęgła biegu jałowego (rys. 3.73, elementy grupy „a” i „b”) ukazują się napędowe koło zębate Z33 (zamontowane zarówno na wale wielowypustowym lewego, jak i prawego sprzęgła). Koła Z33 mają jednakową konstrukcję i napędzają jednocześnie koło zębate Z95. Zęby skośne wyważają siłę osiową  $F$ . Znaczna moc przenoszona przez węzły sprzęgła jednokierunkowego oraz wysoka prędkość obrotowa (250 obr/s) powodują, że pomiędzy zazębiającymi się kołami Z33 i Z95 wytwarzane są znaczne siły poosiowe  $F$ . Jedyną oporą przed poosiowym przemieszczaniem się zespołu sprzęgła jednokierunkowego jest tuleja dystansowa 8. Tuleja ta jest blo-

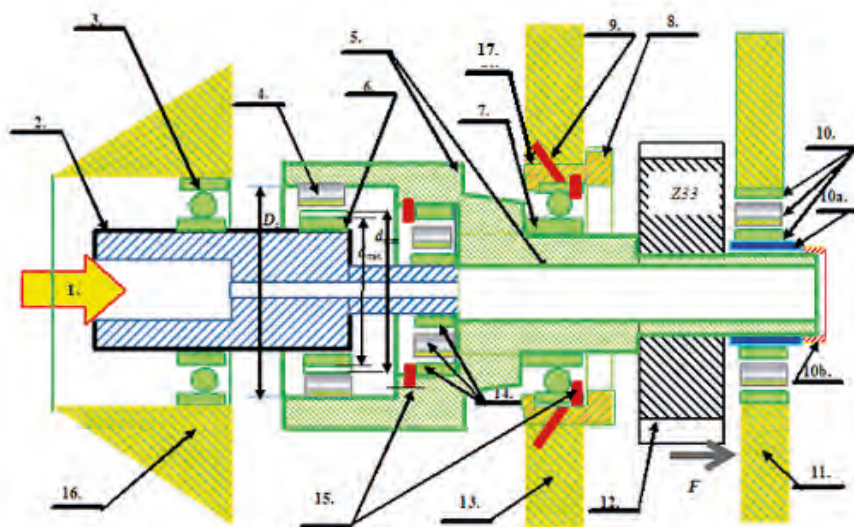
kowana w korpusie przekładni za pomocą kołków blokujących 9. Kiedy kołek ulega uszkodzeniu (ścięciu), koła zębate Z33 są poosiowo „wciągane” do wnętrza przekładni WR-24. Autorzy niniejszego opracowania spotkali się z takimi przypadkami. Zakład remontowy, prawdopodobnie by obniżyć koszty własne, zmniejszył wielkość wcisku pomiędzy tuleją 8 i jednocześnie wykonał kołki blokujące ze stali o niższej jakości niż w dokumentacji producenta. Spowodowało to wyrwanie łożyska oporowego 7 z korpusu 13 i wspomniane powyżej zjawisko wciągania zespołu sprzęgła jednokierunkowego zgodnie z wektorem siły  $F$ , a w efekcie „frezowanie” ścianki korpusu 11 – w oleju smarnym przekładni WR-24 pojawiły się opilki aluminium.



**Rys. 3.71.** Wejście wielowypustowe do półosi sprzęgła jednokierunkowego: 1 – wielowypust wewnętrzny; 2 – nadlew korpusu sprzęgła toru prawego silnika jednokierunkowego; 3 – zdemontowany węzeł lewego sprzęgła jednokierunkowego



**Rys. 3.72.** Część bierna sprzęgła jednokierunkowego (po zdemontowaniu części czynnej): 1 – łożysko wałkowe; 2 – bęben bieżni zewnętrznej sprzęgła jednokierunkowego; 3 – nadlew korpusu sprzęgła toru prawego sprzęgła jednokierunkowego

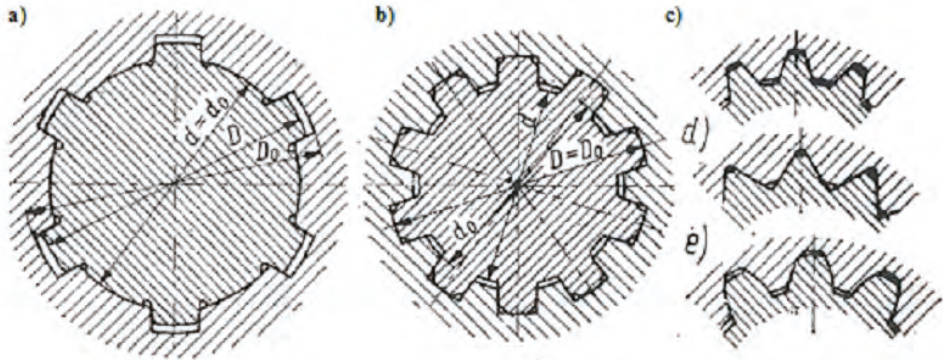


**Rys. 3.73.** Przekrój zespołu sprzęgła jednokierunkowego – rysunek poglądowy: **a) część czynna:** 1 – wejście wału wielowypustowego silnika TW-3; 2 – wrzeciono wejściowe sprzęgła jednokierunkowego; 3 – łożysko toczne kulkowe ( $D_w = 102$ ,  $d_k = 10,3$ ,  $N = 18$ ); 4 – element toczny – wałek ( $D_w = 90$ ,  $d_k = 22,8$ ,  $N = 16$ ) sprzęgła jednokierunkowego; 6 – bieżnia wewnętrzna sprzęgła jednokierunkowego (z pryzmami); **b) część bierna:** 5 – bęben bieżni zewnętrznej sprzęgła jednokierunkowego – wrzeciono wyjściowe sprzęgła jednokierunkowego; 7 – pierścień wewnętrzny łożyska kulkowego ( $D_w = 89,5$ ,  $d_k = 22,3$ ,  $N = 12$ ) podtrzymujące część napędzaną zespołu sprzęgła jednokierunkowego; 8 – tuleja łożyska kulkowego ( $N = 12$  kul); 9 – gwintowany kołek blokujący pokrywę łożyska; 10 – łożysko wałkowe ( $D_w = 73,6$ ,  $d_k = 9,2$ ,  $N = 14$ ); 10a – bieżnia łożyska wałkowego – tuleja osadzona na wcisk na wrzeciono sprzęgła jednokierunkowego; 10b – nakrętka blokująca bieżnię łożyska wałkowego; 11 – korpus główny; 12 – koło zębate walcowe z zębami skośnymi; 13, 16 – nadlew korpusu sprzęgła jednokierunkowego; 14 – łożysko wałeczkowe ( $D_w = 32$ ,  $d_k = 6,5$ ,  $N = 14$ ); 15 – rozprężny pierścień Segera blokujący ruchy podłużne łożyska tocznego;  $F$  – kierunek siły poosiowej od skośnego kształtu zębów kół Z33 oraz Z95; 16 – pierścień zewnętrzny łożyska kulkowego ( $D_w = 89,5$ ,  $d_k = 22,3$ ,  $N = 12$ ) podtrzymujące część napędzaną zespołu sprzęgła jednokierunkowego

### 3.4.2. Połączenia wielowypustowe

Wały przenoszenia napędu powinny być sprzęgane za pomocą przegubów kardanowych i sprzęgieł elastycznych, które ułatwiają montaż zespołów układu i zapewniają jego normalną pracę przy odkształcaniu się elementów konstrukcji śmigłowca, na którym umocowane są podpory wałów.

Połączenia wielowypustowe należą do połączeń bezpośrednich rozłącznych. Siły między częściami połączenia są przenoszone przez wypusty, wykonane na powierzchni czopa jednej części i na powierzchni otworu drugiej. Wypusty mogą mieć zarys prostokątny, osiowany na powierzchni wału (rys. 3.74a) lub na zewnętrznej powierzchni (rys. 3.74b), trapezowy (rys. 3.74c), trójkątny (rys. 3.74d), lub ewolwentowy (rys. 3.74e).



**Rys. 3.74.** Połączenia wielowypustowe o różnym kształcie zarysu zęba: a) prostokątny z osiowaniem na powierzchni wewnętrznej; b) prostokątny z osiowaniem na powierzchni zewnętrznej; c) trapezowym; d) trójkątnym; e) ewolwentowym [1]

Połączenia wielowypustowe od dawna są stosowane w lotnictwie w mechanicznych zespołach napędowych do silnie obciążonych połączeń dwóch wałów albo wału z tuleją napędową. Zęby tych połączeń mają kształt ewolwentowy, co powinno teoretycznie zapewniać prawie idealną powierzchnię przylegania i współpracy. Jednakże aby zapewnić możliwości przenoszenia odpowiednio dużych momentów sił przez takie połączenie, powierzchnia styku musi być odpowiednio duża. Uzyskuje się to poprzez odpowiednie wydłużanie wielowypustów oraz zwiększanie średnicy wałów. Długi wielowypust to jednocześnie zwiększona wrażliwość na wady montażowe: przekoszenie lub przesunięcie równoległe (wada mimośrodowości) osi symetrii tulei napędowej i napędzanego wałka.





## UKŁADY POMIAROWE DO MONITOROWANIA ZESPOŁÓW NAPĘDOWYCH METODAMI FAM-C I FDM-A

W niniejszym rozdziale zawarto charakterystykę układów pomiarowych stosowanych dla poszczególnych typów zespołów napędowych śmigłowców. Pomiarów wykonywano kilkoma torami jednocześnie, przy czym każdy tor wykorzystywał inny typ prądnicy-przetwornika albo korzystał z innej konfigurację fazowej. Należy już w tym miejscu podkreślić, iż każdy tor miał inne pasmo obserwacji, w wyniku czego przy większej liczbie par biegunów albo większej liczbie faz, pasmo obserwowalności przesuwało się w kierunku wyższych częstotliwości. Dzięki temu możliwe było monitorowanie zarówno podzespołów nisko-, jak i wysokoobrotowych.

W dwóch podrozdziałach opisano dwa różne układy pomiarowe i związane z tym dwa różne systemy analizy wyników:

1. pomiary nieautomatyczne realizowane za pomocą układów pomiarowych sterowanych przez komputery przenośne;
2. pomiary realizowane za pomocą testerów półautomatycznych (konstrukcji ITWL).

Ad 1. Uzyskane zbiory pomiarowe były analizowane w systemie eksperckim [154, 158]. Na bazie analizy schematu kinetycznego [153] lub danych z modelu dynamicznego [154] danego zespołu napędowego dokonywano identyfikacji otrzymanych (z pomiarów FAM-C lub FDM-A) zbiorów charakterystycznych z poszczególnymi elementami mechanicznymi monitorowanego mechanicznego zespołu napędowego. Następnie ekspert oceniał stan techniczny poszczególnych elementów mechanicznych poprzez porównanie z zespołem parametrów granicznych danego elementu. Parametry te były pozyskiwane poprzez przyrównanie parametrów zbiorów charakterystycznych (uzyskanych z pomiarów FAM-C albo FDM-A) danego

elementu z badanego statku powietrznego z parametrami uzyskanymi z archiwum danych dotyczących statku powietrznego tego samego typu, ale z uszkodzonym elementem mechanicznym, i to w sposób zagrażający bezpieczeństwu lotu. Zwykle taki „wzorzec negatywny” danego elementu był pozyskiwany poprzez jego weryfikację mechaniczną. W przypadku niepozyskania takiego wzorca, nazwijmy go „negatywnym mechaniczno-weryfikacyjnym”, stosowany jest wzorzec „negatywny statystyczny”. Ostatni z nich był wybierany przez eksperta na podstawie stopnia odchylenia zespołu parametrów zbioru charakterystycznego danego rodzaju elementu mechanicznego od średnich statystycznych parametrów uzyskanych z wielu badań FAM-C na pewnej populacji statków powietrznych danego typu. Proces określania stanu technicznego wszystkich elementów mechanicznych zespołu napędowego jest obecnie pracochłonny i długotrwały. Często użytkownik wstrzymuje lot danego samolotu czy śmigłowca do chwili wydania orzeczenia diagnosty o jego sprawności technicznej. Sytuację komplikuje sprawa mechanicznej weryfikacji wielu zaobserwowanych metodami FAM-C oraz FDM-A zjawisk – komisyjne demontaże są kosztowne i użytkownik decyduje się na nie tylko wtedy, kiedy diagnosta stwierdza, że dane zużycie (obserwowane metodą FAM-C) może stanowić znaczne zagrożenie bezpieczeństwa lotu. Dlatego też autorzy skupiają się nad oceną diagnostyczną elementów zweryfikowanych mechanicznie, tj. dla których mechanicy potwierdzili, że dany element jest pozanormalnie zużyty.

Ad 2. Testery (w odróżnieniu od pomiarów nieautomatycznych) „obserwują” tylko wybrane przez konstruktora pasma. Dokonują jednocześnie bardzo szybko (praktycznie w czasie zbliżonym do rzeczywistego) analizy, identyfikacji i klasyfikacji stanu technicznego poszczególnych mechanicznych par kinematycznych badanego zespołu napędowego, wykorzystując opracowane przez konstruktora oprogramowanie. Każdy z testerów ma pamięć wewnętrzną, umożliwiającą magazynowanie danych uzyskanych z testów. Istnieje możliwość przenoszenia pozyskanych danych do bazy danych. W kolejnym etapie można analizować zużycie danego zespołu napędowego w każdym diagnozowanym statku powietrznym w czasie eksploatacji. Z uwagi na różnorodne wyspecjalizowanie testerów, omówiono wszystkie skonstruowane przez zespół autorów układy pomiarowe FAM-C, niezależnie od ich formalnego przyporządkowania do typów SP. Każdy z typów statków powietrznych, praktycznie biorąc, ma zbliżone właściwości pokładowych prądnic-przetworników oraz obowiązują podobne relacje pomiędzy transformacją zmodulowań zużywających się elementów mechanicznego zespołu napędowego na zmiany zmodulowań częstotliwości i fazy napięcia. Oczywiście w różnych statkach powietrznych mechaniczne zespoły napędowe mają różne obciążenia i ich awaria inaczej wpływa na stan zagrożenia bezpieczeństwa lotu. Testery opracowane i wykonane przez autorów monitorują obecnie tylko podzespoły mechaniczne sta-

nowiące elementy krytyczne dla bezpieczeństwa eksploatowanej konstrukcji. Docelowo liczba algorytmów dotyczących monitorowania kolejnych podzespołów na poszczególnych statkach powietrznych będzie zwiększana.

## **4.1. Nieautomatyczne układy pomiarowe FAM-C i FDM-A i ich właściwości**

### **4.1.1. Wprowadzenie do idei techniki pomiarowej FAM-C i FDM-A – porównanie z systemem SNDŁ**

Przełomowym momentem w diagnostyce łopatek turbin parowych było wprowadzenie metod bezdotykowych, dzięki zastosowaniu czujnika reluktancyjnego, tj. czujnika złożonego z magnesu, cewki indukcyjnej i obwodu magnetycznego przerwanego w kierunku wirującej łopatki. Kiedy stalowa łopatka turbiny parowej przemieszczała się pod takim otwartym obwodem magnetycznym czujnika, powodowała zamknięcie tego obwodu – indukcyjność cewki w tym momencie wzrastała i indukował się w niej elektryczny impuls wybiciowy. Obserwując taki ciąg impulsów, diagnosta obserwował w rzeczywistości równomierność przemieszczania się łopatek turbiny parowej. W ten sposób narodziła się idea TOA [46, 353, 354]. W przypadku pęknięcia łopatek równomierność tego cyklu ulegała zakłóceniu – diagnosta przekazywał operatorowi prognozę o stanie zagrożenia turbiny. Operator dostawał dane o szacowanym czasie do awarii i miał czas na przedsięwzięcia profilaktyczne, takie jak przygotowanie do rozruchu awaryjnego bloku energetycznego i wyłączenie uszkodzonej turbiny, zanim uszkodzenie przerodzi się w awarię. Z czasem system złożony z czujnika reluktancyjnego umieszczonego na obudowie śledzącego równomierność przemieszczania się stalowych łopatek zastosowano w silnikach turboodrzutowych – notowano tam bowiem również zjawiska pęknięć łopatek sprężarek. Jedną z odmian takiego systemu jest system SNDŁ, stosowany m.in. przez specjalistów ITWL [303, 324÷329, 353, 354].

W metodzie SNDŁ zadaniem nieruchomego czujnika TTM jest wygenerowanie sygnału bramkującego, którego kształt jest skorelowany z przestrzennym położeniem wirującej i drgającej łopatki. Dany impuls elektryczny (wygenerowany w momencie przejścia pod czujnikiem reluktancyjnym stalowej łopatki turbiny lub sprężarki) generuje, jak wspomniano, elektryczny impuls wybiciowy. Impuls ten uruchamia układ obliczania czasu. Kolejny impuls elektryczny zamyka odliczanie pierwszego odcinka czasu (TOA) i uruchamia pomiar drugiego. Następne impulsy napięciowe indukowane w momencie przejścia kolejnej stalowej łopatki sprężarki lub turbiny stanowią więc impuls bramkujący dla układu cyfrowego odliczania przyrostów czasu. W metodach FAM-C i FDM-A także mamy do czynienia ze swego

rodzaju impulsami bramkującymi – przy przemieszczeniu pod krawędzią nieruchomego nabiegownika (rys. 1.2, elementy:  $N_1 \div N_3$  oraz  $S_1 \div S_3$ ) wektora prostopadłego do płaszczyzny zezwoju wirnika (rys. 1.2, wektor  $w$ ) następuje zmiana polaryzacji sygnału napięciowego indukowanego w zezwoju wirnika z dodatniego na ujemny (lub odwrotnie w zależności od kolejności „mijanych” przez wektor  $w$  popularyzacji nabiegowników stojana). Takie przejście przez poziom zero wywołuje reakcje komparatora, który wysyła impuls bramkujący i uruchamia układ obliczania czasu. Ponieważ same drgania wirnika prądnicy-przetwornika są stosunkowo niewielkie<sup>1</sup> w stosunku do drgań wirujących (i drgających) elementów zespołu napędowego, autorzy uznali, że prądnica pokładowa jest dobrym przetwornikiem w procesie monitorowania mechanicznego zespołu napędowego. W metodach FAM-C i FDM-A z uwagi na znaczną sztywność zębów wirnika (stabilność kątovej podziałki wirnika), znaczną sztywność nabiegowników stojana (stabilność kątovej podziałki wirnika) i inne korzystne cechy opisane w [154] odzwierciedlenie fazowe sygnału elektrycznego w stosunku do wahań elementu ma znacznie większą dokładność i rozdzielczość niż w SNDŁ. Dzięki temu metodami FAM-C i FDM-A można identyfikować sygnały z wielu węzłów mechanicznych jednocześnie.

Podobnie jak w SNDŁ, w metodach FAM-C i FDM-A wykorzystuje się m.in. algorytm PPZ (zliczanie przejść przez zero) i DWT (dyskretna transformata Walsha w dziedzinie czasu) [353, 354].

Znaczną poprawę rozdzielczości pomiarowej w metodzie FAM-C wniosły także:

1. Wykorzystanie sygnału elektrycznego podwzбудnicy prądnicy rozrusznika:
  - a) wartość częstotliwości znamionowej prądnicy-przetwornika ( $f_{NG}$ ), która dla pomiaru jednofazowego wynosi  $f_{NG} = 400$  Hz, dla podwzбудnicy jest dwukrotnie większa i wynosi  $f_{NG} = 800$  Hz; zwiększa się w ten sposób dwukrotnie wartość współczynnika krotności (wzór 2.5) oraz górnej częstotliwości pasma obserwowalności (okna obserwowalności);
  - b) w wielu podwzбудnicach występują znaczne, ale stabilne odkształcenia kształtu sinusoidy – po rozłożeniu na szereg Fouriera [36, 99, 190] występują w niektórych podwzбудnicach nieparzyste harmoniczne  $h_3 \div h_9$  o znacznej amplitudzie rzędu kilku do kilkunastu woltów, a więc pozyskiwane przez układ pomiarowy FAM-C w procesie zliczania odległości czasowej przez poziom zero; otrzymuje się w ten sposób wtórne częstotliwości nośne podwzбудnicy:  $f_{NG3} = 2,4$  kHz,  $f_{NG5} = 4,0$  kHz,  $f_{NG7} = 5,6$  kHz,  $f_{NG9} = 7,2$  kHz; zwiększa się w ten sposób (odpowiednio: 3-, 5-, 7-, 9-krotnie) wartość współczynnika krotności (wzór 2.5) oraz górnej częstotliwości pasma obserwowalności (okna obserwowalności).

<sup>1</sup> Drgania kątovej własne są stosunkowo niewielkie dla prądnicy z uwagi na znaczną sztywność stojana i wirnika w stosunku do węzłów.

2. Wykorzystanie przejść przez zero (PPZ) dla prądnicy trójfazowej ze wszystkich faz jednocześnie – rzutowanie PPZ na jedną oś czasu [150, 152, 154] – umożliwiło to przesunięcie górnej częstotliwości pasma obserwowalności (okna obserwowalności) trzykrotnie w górę, a więc monitorowaniem zostały objęte mechaniczne sygnały pierwotne szybkozmiennie o trzykrotnie większej górnej częstotliwości drgań mechanicznych niż dotychczas obserwowane procesy mechaniczne przy jednofazowym pomiarze FAM-C.

Na koniec warto przypomnieć kwestię poruszaną już w podrozdziale 2.2. Stosowanie kilku torów pomiarowych o różnych oknach obserwowalności powoduje, że tory pomiarowe wzajemnie się uzupełniają, z tego powodu metodami FAM-C można monitorować, praktycznie biorąc, wszystkie elementy zespołu napędowego. Jednocześnie część zjawisk dynamiki ruchu kąтового poszczególnych podzespołów jest obserwowana przez dwa różne kanały pomiarowe. Każdy z nich ma inną częstotliwość zegara wzorcowego:  $T_{w1}$ ,  $T_{w2}$ . Dzięki temu zmniejsza się błąd zliczania parametrów fazowych takich zjawisk, zgodnie ze wzorem (2.4).

#### 4.1.2. Identyfikacja wad węzłów mechanicznych w metodzie FAM-C

Każda para kinematyczna powinna być opisana w postaci równań ruchu kąтового. Relacje te należy sprowadzić do harmonicznych względem znamionowej prędkości kątovej badanej pary kinematycznej. Dane te dla poszczególnych typów zespołów napędowych śmigłowców w zakresie elementów były podane w rozdziale 3. Tworzy się w ten sposób zbiór danych kinematycznych niezbędny do:

1. identyfikacji częstotliwości nośnych poszczególnych zbiorów charakterystycznych  $\{f_{oNj}\}$  odzwierciedlanych w metodzie FAM-C na płaszczyźnie  $\Delta F = f(f_p)$  z konkretnymi  $j$ ymi parami kinematycznymi badanego zespołu napędowego; w przypadku niektórych podzespołów, np. łożysk tocznych, położenie zbiorów charakterystycznych względem osi  $f_p$  określa także (częściowo – tzn. umożliwia wyliczenie niektórych parametrów związanych ze zużyciem) stopień zużycia pary kinematycznej;
2. określenia stanu zużycia poszczególnych par kinematycznych badanego zespołu napędowego. Etap ten polega na porównaniu głównie wysokości zbiorów charakterystycznych z wzorcowymi poziomami diagnostycznymi określonymi wcześniej dla „wzorców negatywnych” rzeczywistych zespołów napędowych danego typu i rodzaju;
3. identyfikacji przebiegów częstotliwości chwilowej  $f_i = f(t)$  – analizy zjawisk okresowych (periodycznych) i nieokresowych, np. impulsów szpilkowych. Tutaj także dokonywana jest analiza odcinków przebiegu okresowego i nieokresowego z:
  - a) wartościami częstotliwości nośnych  $\{f_{oNj}\}$  uzyskanych ze schematu kinematycznego,

- b) wartościami częstotliwości własnych [6, 7, 21, 98, 207, 214, 268, 269, 232, 325, 344, 354] określonymi lub wyznaczonymi dla danej pary kinematycznej z danych dynamicznych.

Podobnie zatem jak w metodach wibroakustycznych [98], przed analizą ekspert korzysta z przygotowanego wcześniej podziału widma drgań mechanicznych odzwierciedlonych w metodzie FAM-C na pasma związane z poszczególnymi elementami i z poszczególnymi rodzajami defektów.

W celu poprawnego przeanalizowania rozdzielczości, czułości i błędów metody, należy także pozyskać wiedzę na temat wartości przełożeń mechanicznych pomiędzy wirnikiem prądnicy-przetwornika a monitorowaną parą kinematyczną.

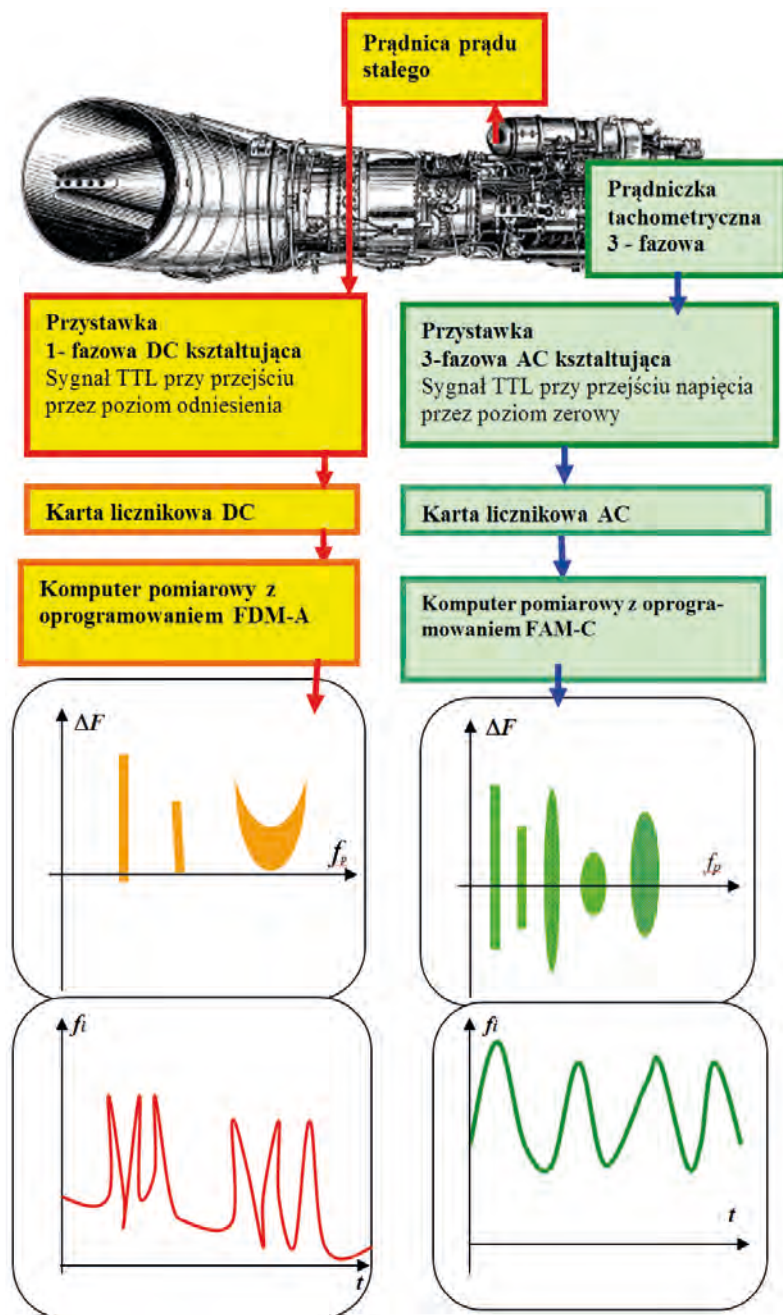
Wszystkie te dane przedstawiono w rozdziale 3.

#### 4.1.3. Układ pomiarowy zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 i jego właściwości

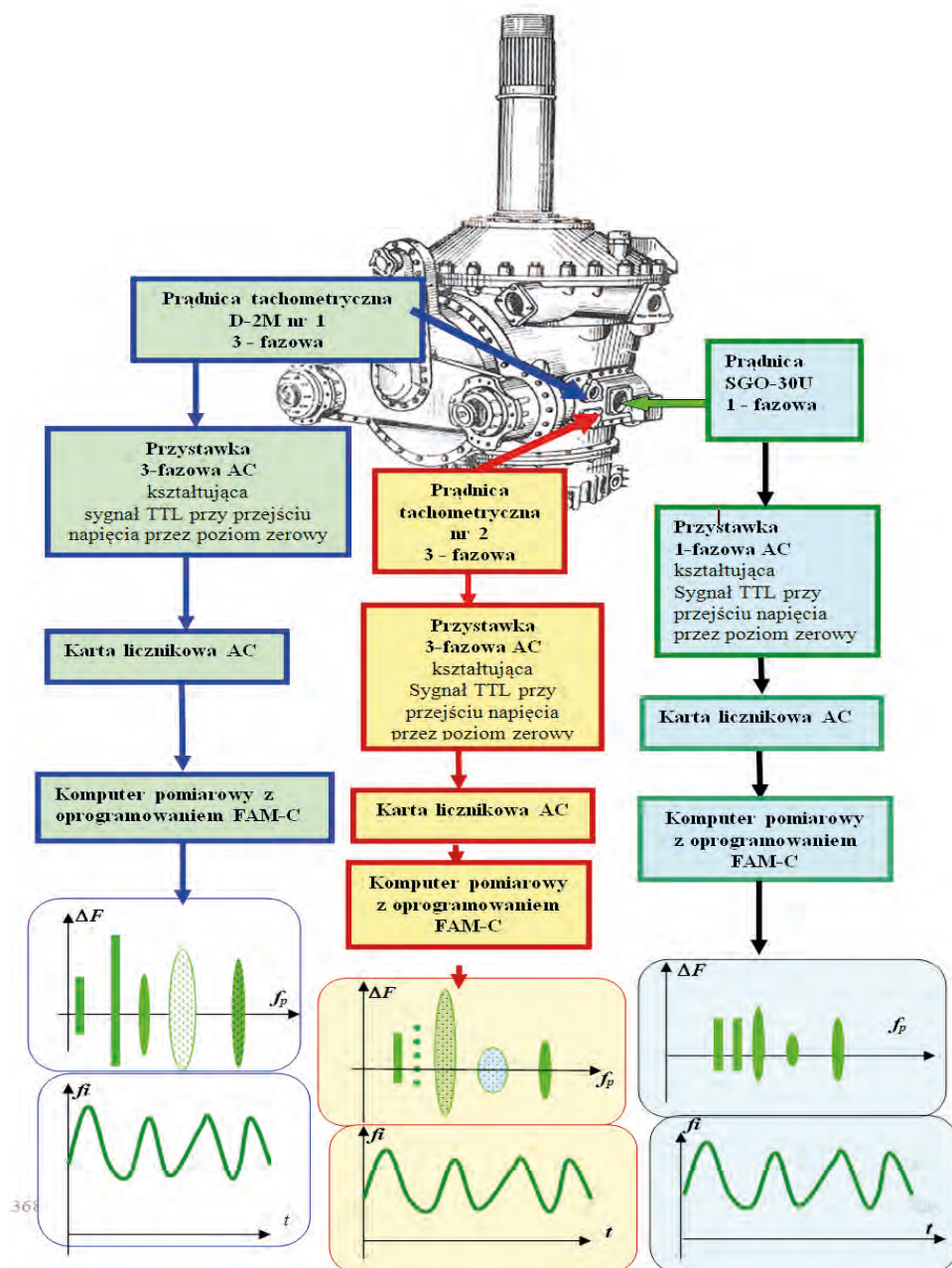
Pomiary zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 wykonywano wielotorowo (rys. 4.1 i 4.2). Na potrzeby badań wykorzystano sygnały wyjściowe z prądnicy prądu stałego (kanał DC) i trójfazowej prądnicy tachometrycznej prądu przemiennego (kanał AC).

Każdy element zespołu napędowego ma inną wartość znamionową prędkości kątowej. Ponadto każdy taki element może w pewnych uwarunkowaniach (zależnych m.in. od poziomu jego zużycia) pełnić funkcję modulatora. Każda z prądnic wytwarza pewną częstotliwość nośną (częstotliwość znamionową) – tab. 3.88.

Dla każdego typu wady mechanicznej danego elementu badanego silnika można obliczyć współczynnik krotności  $k_r$  – dla wad mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów (tab. 3.89÷3.92). Największe wartości  $k_r$  osiąga dla prądnicy prądu stałego (tab. 4.8÷4.11). W tablicach 3.93÷3.102 przedstawiono wartości współczynnika krotności  $k_r$  dla poszczególnych łożysk głównych zespołu napędowego. Wartości te zestawiono w funkcji zmian współczynnika toczenia  $p_s = 0,3 ÷ 1$  (w wierszach ze skokiem 0,1). W kolumnach zestawiono wartości  $k_r$  dla poszczególnych (siedmiu) znamionowych wartości prędkości obrotowych wału głównego. Można zauważyć, że wraz ze wzrostem współczynnika toczenia  $p_s$  zmniejsza się rozdzielczość metody (zmniejsza się wartość  $k_r$ ). Jednocześnie można zaobserwować, że wartości  $k_r$  nie zależą od zmian znamionowych wartości prędkości obrotowych wału głównego. Jest to z matematycznego punktu oczywiście, gdyż wałek prądnicy (prądu stałego albo przemiennego) jest sztywno sprzężony z obserwowanym obiektem.



**Rys. 4.1.** Sposób pozyskiwania sygnału diagnostycznego z silnika TW2-117 zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 metodami FDM-A oraz FAM-C



Rys. 4.2. Sposób pozyskiwania sygnału diagnostycznego przekładni głównej zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 metodami FDM-A oraz FAM-C



## Ogólne wskazówki dotyczące wykorzystywania wyników pomiarów dokonywanych metodami FAM-C i FDM-A w diagnozowaniu zespołu napędowego śmigłowca Mi-8

Należy zaznaczyć, że oba tory pomiarowe (DC i AC) wzajemnie się uzupełniają. Z uwagi na znaczną liczbę zębów komutatorowej prądnicy prądu stałego oraz dużą prędkość wirowania jej wirnika w stosunku do wału głównego obserwowanego silnika wykorzystano ją do obserwacji przebiegów szybkozmiennych, takich jak widmo sygnałów diagnostycznych łożysk tocznych w silniku głównym. Zastosowania praktyczne wykazały, że „okno widzialności” tej prądnicy nie obejmuje wolnozmiennych zmodulowań prędkości kątowej związanych z takimi parametrami jak przekoszenie obu części wału głównego. Tego rodzaju wolnozmiennne procesy są dobrze „obserwowane” przy pomocy trójfazowych prądnic prądu przemiennego:

1. tachometrycznych:
  - a) D-1M – rys. 3.22, elementy: 2 i 16 oraz rys. 4.3, szczegóły: „Prądnica tachometryczna D-1M nr 1 – na reduktorze prawego silnika” i „Prądnica tachometryczna D-1M nr 2 – na reduktorze lewego silnika”;
  - b) D-2M – rys. 3.22, elementy: 8 i 9 oraz rys. 4.3, szczegóły: „Prądnica tachometryczna D-2M nr 1 – na WR-8” i „Prądnica tachometryczna D-2M nr 2 – na WR-8”;
2. pokładowej jednofazowej SGO-30U – rys. 3.22, element 10 oraz rys. 4.3, szczegół „Jednofazowa prądnica prądu przemiennego SGO-30U.

Prądnice tachometryczne mają znacznie mniejszą liczbę par biegunów (tylko jedna para biegunów na wirniku i jedna para biegunów na stojanie) oraz dużo mniejszą prędkość kątową wirnika. Dlatego też nadaje się ona do obserwacji przebiegów wolnozmiennych.

Podsumowując, tzw. okna widzialności obu prądnic pokładowych GS-18MO oraz czterech prądnic tachometrycznych (D-1M i D-2M) praktycznie zapewniają monitorowanie wszystkich podstawowych ogniw kinematycznych zespołu napędowego śmigłowca Mi-8. Proces pomiarowo-diagnostyczny jest zbliżony dla wszystkich torów pomiarowych. Dla każdego z nich wykonywane są wydruki: zbiorów charakterystycznych  $\Delta F = f(f_p)$  oraz przebiegów częstotliwości chwilowych  $f_i = f(t)$ .

Zbiory charakterystyczne umożliwiają szybkie i dokładne lokalizowanie uszkodzonych elementów i podzespołów badanego zespołu napędowego (patrz p. 3.2.4). Zaproponowany sposób obrazowania informacji diagnostycznej o danym zespole napędowym umożliwi także automatyzację procesu diagnostycznego (podrozdział 3.4). Jednakże należy uściślić, że sposób ten może być stosowany dla elementów, podzespołów i typów wad par kinematycznych dobrze poznanych zarówno eksperymentalnie, jak też analitycznie.

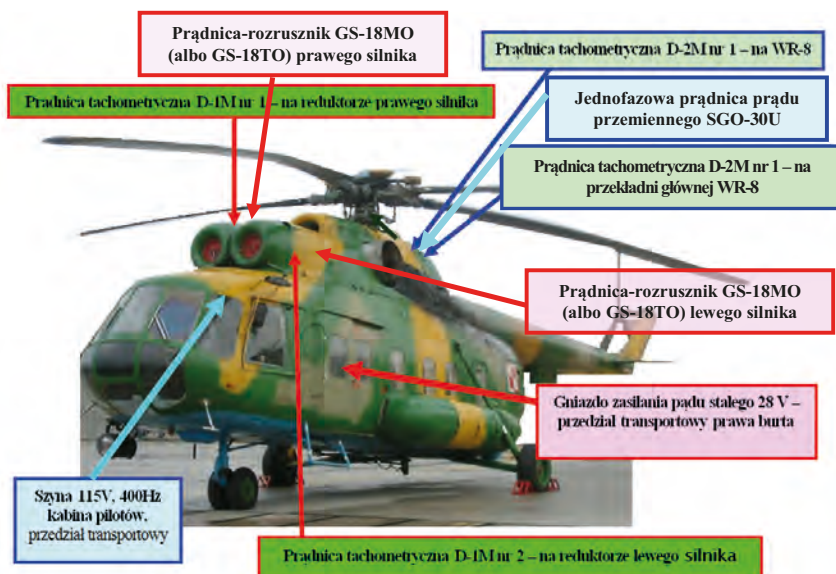
W przypadku mniej znanych typów wad par kinematycznych należy korzystać z przebiegów częstotliwości chwilowej. Proces badania zmiany częstotliwości chwilowej sprowadza się do obserwacji dyskretnego przebiegu zmian prędkości chwilowej. Jest to istna kopalnia wiedzy o niezbyt dobrze znanym obiekcie dla doświadczonego diagnosty.

### Przygotowanie do badań na lotnisku

Do badań wykonywanych przez specjalistów ITWL samolot przygotowuje personel techniczny użytkownika.

Przed przystąpieniem do badań należy:

1. Zapoznać się z dokumentacją techniczną śmigłowca.
2. Przygotować aparaturę kontrolno-pomiarową (sprawdzenie działania, kalibracja).
3. Przygotować układ pomiarowy FAM-C, a następnie podłączyć do śmigłowca zgodnie z rys. 4.1÷4.3. W tym celu należy podłączyć (JW) przewody pomiarowe układu pomiarowego metodą FAM-C do bezpiecznika szyny obwodu prądu przemiennego 1x115V, 400 Hz za prawym pulpitem elektrycznym umieszczonym w kabinie pilotów i sprawdzić (ITWL) poprawność biegunowania układu pomiarowego.



**Rys. 4.3.** Rozmieszczenie miejsc podłączeń układu pomiarowego FAM-C i FDM-A na śmigłowcu Mi-8

## Przebieg badań

1. Uruchomić lewy silnik.
2. Podgrzać lewy silnik i węzeł elektroenergetyczny prądu stałego przez 5 min – załączyć wszystkie odbiorniki prądu stałego.
3. Sprawdzić miernikiem uniwersalnym poziom napięcia prądu stałego (wartość napięcia prądnicy prądu stałego powinna zawierać się w zakresie od 24 V do 29 V).
4. Wyłączyć wszystkie odbiorniki prądu stałego z wyjątkiem obwodów niezbędnych do kontroli pracy silnika.
5. Wyłączyć „AKUMULATORY” (dla toru pomiaru FDM-A, tłumią one bowiem składową pulsacji).
6. Załączyć lewą prądnicę prądu stałego (nie należy prowadzić pomiarów FDM-A przy równolegle załączonej szynie prądu stałego obu prądnic, gdyż ich składowe pulsacje zakłócałyby się wzajemnie).
7. Zarejestrować parametry za pomocą układu pomiarowego FDM-A dla ustalonych prędkości obrotowych lewego silnika:
  - dla zakresu minimalnego – minimalne obroty sprężarki ( $n_s = 64\%$ ),
  - dla zakresu przelotowego –  $n_s = 94,5\%$ ,  $n_s = 95\%$ ,
  - dla zakresu nominalnego –  $n_s = 96\%$ ,  $n_s = 95\%$ ,
  - dla zakresu startowego –  $n_s = 98,5\%$ ,  $n_s = 93\%$ .
8. Uruchomić prawy silnik.
9. Podgrzać prawy silnik i węzeł elektroenergetyczny prądu stałego przez 5 min – załączyć wszystkie odbiorniki prądu stałego.
10. Sprawdzić miernikiem uniwersalnym poziom napięcia prądu stałego (wartość napięcia prądnicy prądu stałego powinna zawierać się w zakresie od 24 V do 29 V).
11. Wyłączyć wszystkie odbiorniki prądu stałego z wyjątkiem obwodów niezbędnych do kontroli pracy silnika.
12. Wyłączyć „AKUMULATORY”.
13. Załączyć prawą prądnicę prądu stałego.
14. Zarejestrować parametry za pomocą układu pomiarowego FDM-A dla ustalonych prędkości obrotowych lewego silnika:
  - dla zakresu minimalnego – minimalne obroty sprężarki ( $n_s = 64\%$ ),
  - dla zakresu przelotowego –  $n_s = 94,5\%$ ,  $n_s = 95\%$ ,
  - dla zakresu nominalnego –  $n_s = 96\%$ ,  $n_s = 95\%$ ,
  - dla zakresu startowego –  $n_s = 98,5\%$ ,  $n_s = 93\%$ .
15. Włączyć lewą prądnicę prądu stałego.
16. Załączyć „AKUMULATORY” i przeprowadzić procedurę chłodzenia, a następnie wyłączyć silniki.

17. Odłączyć układ pomiarowy.

- odłączyć wtyczkę „28 V” układu pomiarowego FDM-A z gniazda „47K” obwodu prądu stałego,
- odkręcić złącze przejściówki pomiarowej układu pomiarowego FAM-C od obrotomierza w kabinie drugiego pilota, a następnie przykręcić i zakontrolować złącze wiązki obrotomierza na wskaźniku obrotomierza.

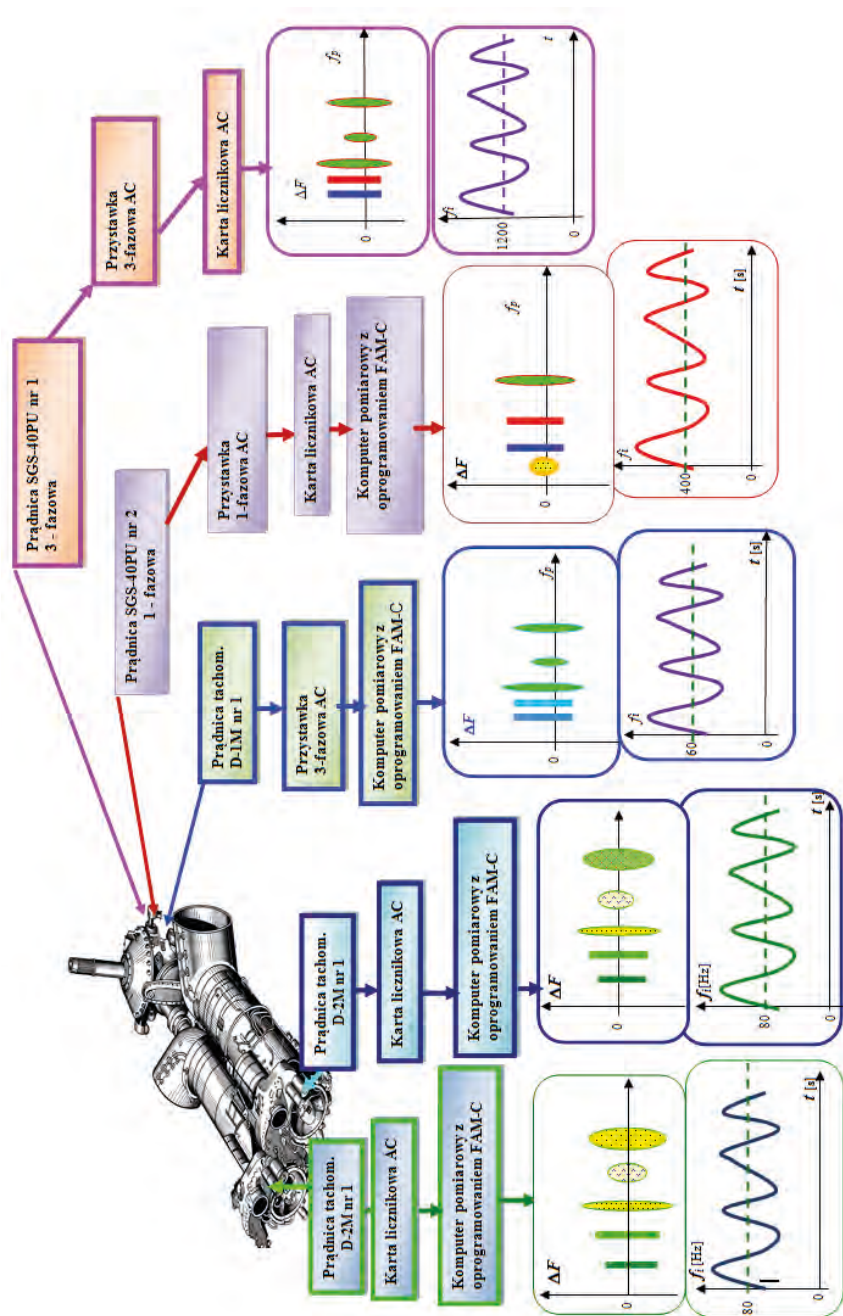
Trójfazowa prądnica tachometryczna prądu przemiennego D-1M (rys. 4.3) dostarcza informacji o stanie technicznym podzespołów powiązanych z procesami wolnozmiennymi zachodzącymi w prędkości kątowej podzespołów:

1. wału głównego (ze sprężarką i turbiną) silnika głównego TW2, m.in. w wyniku:
  - a) niewyważenia zespołu wirnikowego,
  - b) luzów promieniowych w podporach łożyskowych,
  - c) skoszenia wału głównego,
  - d) zwiększonego momentu skręcającego wału głównego silnika,
  - e) błędu prostopadłości podłużnej osi symetrii czopa względem płaszczyzny wirowania tarczy sprężarki.
2. łożyska środkowego silnika głównego (rys. 3.26, element 2) TW2, m.in. w wyniku:
  - a) pęknięcia tulei mocującej łożysko środkowe,
  - b) zwiększenia owalu (błędem okrągłości) gniazda łożyskowego,
  - c) pęknięcia (wyłamaniem) odcinków separacyjnych koszyka.

Prądnica prądu stałego dostarcza informacji o wadach związanych z procesami szybkozmiennymi. Można z jej pomocą obserwować i diagnozować:

1. współpracę wału głównego z tłumikiem drgań poprzecznych (środkowa podpora),
2. zwiększoną siłę tarcia łożyska przedniego na skutek ruchów podłużnych wału sprężarki ( $h \geq N$ ,  $p_s \geq 0,4$ ),
3. blokowanie koszyka (separatora) łożyska przedniego – pojawianie się  $N_p$ -ej harmonicznej prędkości obrotowej wału, gdzie  $N_p$  – liczba elementów tocznych łożyska przedniego,
4. blokowanie koszyka (separatora) łożyska środkowego – pojawianie się  $N_s$ -ej harmonicznej prędkości obrotowej wału głównego, gdzie  $N_s$  – liczba elementów tocznych łożyska środkowego,
5. ogólny poziom zużycia węzła łożyskowego.

#### 4.1.4. Układ pomiarowy zespołu napędowego śmigłowców Mi-14 oraz Mi-17 i jego właściwości



Rys. 4.4. Układ pomiarowy do badania zespołu napędowego śmigłowców Mi-14 oraz Mi-17

### **Przygotowanie do badań**

Przed przystąpieniem do badań należy:

1. Zapoznać się z dokumentacją techniczną śmigłowca.
2. Przygotować aparaturę kontrolno-pomiarową (sprawdzenie działania, kalibracja).
3. Przygotować układ pomiarowy FAM-C, a następnie podłączyć do śmigłowca zgodnie z rys. 4.4, w tym celu należy:
  - w przypadku śmigłowca Mi-14 – podłączyć (JW) przewody pomiarowe układu pomiarowego FAM-C do bezpieczników SP (oznaczonych „109” na tablicy bezpieczników prądu przemiennego w przedziale transportowym) szyny obwodu prądu przemiennego transformatora 3x36V, 400 Hz i sprawdzić (ITWL) kolejność podłączenia faz układu pomiarowego,
  - w przypadku śmigłowca Mi-17 – podłączyć (JW) przewody pomiarowe układu pomiarowego FAM-C do bezpieczników PM-2 (oznaczone „29/51”, „39/51” i „31/51” na tablicy bezpieczników prądu przemiennego w przedziale transportowym) szyny obwodu prądu przemiennego transformatora 3x36V, 400 Hz i sprawdzić (ITWL) kolejność podłączenia faz układu pomiarowego.

### **Przebieg badań**

1. Uruchomić jeden silnik (lewy lub prawy).
2. Podgrzać silnik i węzeł elektroenergetyczny prądu stałego i przemiennego przez 5 min – załączyć wszystkie odbiorniki prądu stałego i przemiennego.
3. Sprawdzić miernikiem uniwersalnym poziom napięcia prądu stałego i przemiennego; wartość napięcia prądnic prądu stałego powinna zawierać się w zakresie od 24 V do 29 V, a napięcia przemiennego od 34 V do 40 V, zaś częstotliwość od 380 Hz do 420 Hz.
4. Wyłączyć wszystkie odbiorniki prądu przemiennego z wyjątkiem obwodów niezbędnych do kontroli pracy silnika.
5. Zarejestrować metodą FAM-C parametry napięć kanału prądu przemiennego dla ustalonej prędkości obrotowej silnika – obroty prawej korekcji 95%.
6. Przeprowadzić procedurę chłodzenia, a następnie wyłączyć silnik.
7. Odłączyć układ pomiarowy.

#### 4.1.5. Układ pomiarowy zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 i jego właściwości

##### 4.1.5.1. Możliwości monitorowania podzespołów mechanicznych śmigłowca Mi-24 przez poszczególne kanały pomiarowe

Dotychczasowe pomiary FAM-C na śmigłowcach Mi-24 były przeprowadzane jednocześnie w trzech kanałach pomiarowych, osobno dla lewej i osobno dla prawej prądnicy GT40PCz6 (rys. 4.5):

- A. Kanał jednofazowy 1x115 V, 400 Hz,
- B. Kanał trójfazowy 3x200 V, 400 Hz (opcjonalnie 3x36 V, 400 Hz) zacisków siłowych prądnicy GT40PCz6; dla pomiaru FAM-C bazującego na metodzie TTM, w aspekcie praktycznego zastosowania wartość napięcia nie ma znaczenia, natomiast bardzo istotna jest wartość częstotliwości nośnej,
- C. Kanał trójfazowy 3x47 V, 800 Hz podwzбудnicy prądnicy GT40PCz6.

Każdy z ww. kanałów składa się z następujących bloków (rys. 4.5):

- a) przystawki elektronicznej (rys. 4.5, elementy: Aa, Ba, Ca),
- b) karty licznikowej (rys. 4.5, elementy: Ab, Bb, Cb),
- c) sterownika karty licznikowej – komputera z oprogramowaniem FAM-C (rys. 4.5, elementy: Ac, Bc, Cc).

Aby układy pomiarowe zapewniały wiarygodną informację o wahanich poszczególnych podzespołów mechanicznych zespołu napędowego śmigłowca, musi być zapewniona określona rozdzielczość i dokładność pomiaru. Na etapie próbkowania elektromaszynowego wskaźnikiem takiej dokładności i rozdzielczości jest współczynnik krotności  $k_r$  – iloraz częstotliwości nośnej prądnicy-przetwornika do częstotliwości wahań własnych monitorowanej pary kinematycznej. Jak już omówiono w podrozdziale 3.2.1, dana wada danego elementu jest obserwowalna, jeżeli wartość współczynnika krotności danej prądnicy-przetwornika w stosunku do tego elementu będzie zawarta w granicach 1,1÷50. Za optymalne wartości należy uznać  $k_r = 7÷30$ . Analizując dane dotyczące współczynnika krotności zestawione w podrozdziale 3.2.5 – tablice: 3.83÷3.86, 3.88÷3.91, 3.93, 3.95, obserwujemy, że widzialność i rozróżnialność danego elementu mechanicznego zależy od jego położenia w schemacie kinematycznym mechanicznego zespołu napędowego (m.in. od wartości jego prędkości znamionowej), od częstotliwości znamionowej danego kanału pomiarowego oraz od częstotliwości znamionowej danej prądnicy w danym kanale pomiarowym. Na podstawie ww. zestawień teoretycznych oraz obserwacji praktycznych można stwierdzić, że poszczególne kanały umożliwiają śledzenie zjawisk zmodulowań mechanicznych zespołu transmisji śmigłowca Mi-24 w następujących pasmach (tab. 4.1):

- A. Kanał jednofazowy 1x115 V, 400 Hz – zakres częstotliwości mechanicznych  $f_p = 2 \div 250$  Hz (rys. 4.5, elementy Aa÷Ad; rys. 4.6, elementy Aa÷Ac).
- B. Kanał trójfazowy 3x200 V, 400 Hz (opcjonalnie<sup>2</sup> 3x36 V, 400 Hz) zacisków siłowych prądnicy GT40PCz6 – zakres częstotliwości mechanicznych  $f_p = 180 \div 1200$  Hz (rys. 4.5, elementy Ba÷Bc; rys. 4.6, elementy Ba÷Bc).
- C. Kanał trójfazowy 3x47 V, 800 Hz podwzbudnicy prądnicy GT-40PCz6 – zakres częstotliwości mechanicznych  $f_p = 580 \div 2500$  Hz (rys. 4.5, elementy Ca÷Cd; rys. 4.7, elementy Ca÷Cc).

Należy zaznaczyć, że kanał pomiarowy C został zastosowany po raz pierwszy dopiero w styczniu 2015 r. Wcześniej były stosowane tylko kanały A+B, a niekiedy tylko kanał pomiarowy A. W obu wariantach na uwagę zasługuje znaczna liczba kabli łączących pomiędzy blokami każdego z kanałów. Połączenia te w praktyce pomiarowej są niekiedy źródłem awarii. Dlatego ich zredukowanie stało się potrzebą eksploatacyjną.

#### **4.1.5.2. Problemy niezawodności i dokładności pomiarowej w przypadku śmigłowca Mi-24**

Niezawodność procesu pomiarowego FAM-C w warunkach lotniskowych jest zależna od intensywności oddziaływania czynników mechanicznych podczas trwania pomiaru:

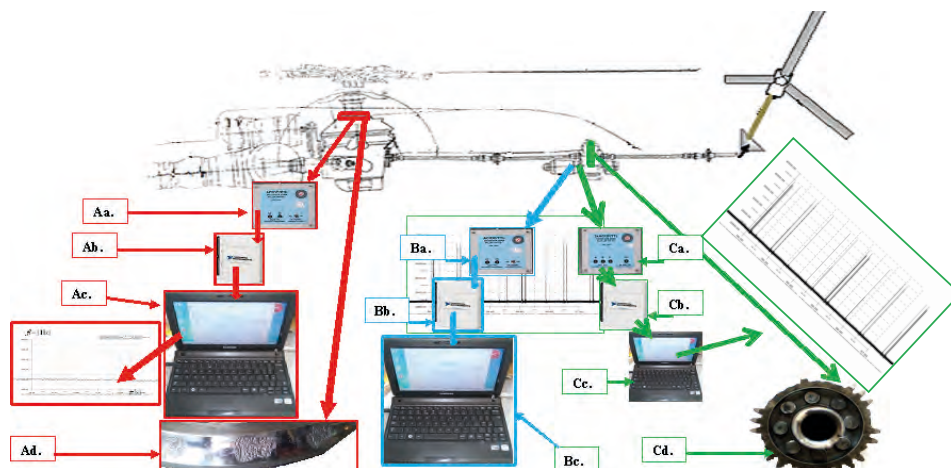
- wibracji od pracujących silników turbinowych wprawiających głowicę dysku twardego w drgania (nie dotyczy dysków twardych bez elementów ruchomych typu flash),
- uszkodzeń mechanicznych elementów zestawu pomiarowego, np. przypadkowego rozłączenia obwodu pomiarowego w ciasnym wnętrzu śmigłowca Mi-24 podczas przemieszczania się personelu pokładowego.

Z tego względu autorzy zdecydowali się na wykonanie zestawów pomiarowych FAM-C upakowanych w zwartych skrzynkach metalowych, odizolowanych od wibracji i uszkodzeń mechanicznych, ograniczyli również liczbę elementów ruchomych montowanych przed pomiarem (w szczególności złączy i kabli). Ponadto, w czasie procesu remontowego zaprojektowano i wdrożono montaż wiązek diagnostycznych w strukturze śmigłowca.

---

<sup>2</sup> Dla pomiaru FAM-C bazującego na idei TTM, wartość napięcia nie ma praktycznie biorąc znaczenia, natomiast bardzo istotna jest wartość częstotliwości nośnej.





**Rys. 4.5.** Schemat blokowy zestawu pomiarowego stosowanego dotychczas podczas badań stanu technicznego zespołu napędowego śmigłowca Mi-24: A. Tor pomiarowy 1x115 V, 400 Hz: Aa – przystawka elektroniczna 1x115 V, 400 Hz, Ab – karta licznikowa NI USB-6210, Ac – sterownik karty licznikowej Samsung NP-N150, Ad – przykładowy uszkodzony element mechaniczny zdiagnozowany metodą FAM-C – złączona bieżnia wewnętrzna łożyska głównego przekładni WR-24, B. Tor pomiarowy 3x200 V, 400 Hz: Ba – przystawka elektroniczna 3x200 V, 400 Hz, Bb – karta licznikowa NI USB-6210, Bc – sterownik karty licznikowej Samsung NP.N150, C. Tor pomiarowy 3x47 V, 800 Hz: Ca – przystawka elektroniczna 3x36 V, 800 Hz, Cb – karta licznikowa NI USB-6210, Cc – sterownik karty licznikowej Samsung NP-N150, Cd – przykładowy element mechaniczny zdiagnozowany metodą FAM-C – zwiększone luzy dwóch zębów koła Z30 zakończone ich dynamicznym wyłamaniem

Konstrukcja i struktura zespołu pomiarowego FAM-C umożliwia maksymalne uproszczenie procedury wykonywania pomiarów, tj. jednoczesny lub następujący jeden po drugim pomiar w trzech kanałach (A÷C) osobno dla lewej i prawej prądnicy GT40PCz6.

Oddzielne pomiary dla każdej z obu prądnic prądu przemiennego są niezbędne z uwagi na istotne zróżnicowanie funkcji i wielkości obciążeń mechanicznych torów napędowych każdej z prądnic (rys. 3.48). Jak wynika z p. 3.2.5.1 oraz rys. 3.48 i 3.49, gniazdo napędowe lewej prądnicy GT40PCz6 jest jednocześnie osią obrotu koła zębatego Z30 w skrzynce napędów agregatów (SNA), przenoszącego moc mechaniczną o znacznej wartości na śmigło ogonowe. Zwiększone luzy obwodowe pomiędzy tym kołem Z30 a współpracującym z nim Z70 mogą być przyczyną kłopotów z utrzymaniem kierunku lotu (na skutek nierównomiernej prędkości obrotowej śmigła ogonowego), zaś rozłączenie ww. kół zębatych może nawet spowodować

katastrofę śmigłowca (utrata momentu korekcyjnego dla momentu reakcji kadłuba śmigłowca na skutek obrotów śmigła głównego; moment korekcyjny w śmigłowcu Mi-24 wytwarza śmigło ogonowe). Dlatego przewidziano oprócz torów pomiarowych {A, B, C} czwarty kanał pomiarowy, mierzący przesunięcia fazowe pomiędzy prądnicami. Kanał ten dokonywałby tzw. komparacji sygnałów pomiarowych pomiędzy prądnicami. Konfiguracja ta, jakkolwiek niewypróbowana w praktyce, powinna umożliwić dokładną obserwację wzajemnych ruchów kątowych kół zębatych Z30 pomiędzy lewą i prawą prądnicą.

Aparaturę pomiarową przyłącza się do dowolnego złącza elektrycznego w danym obwodzie elektrycznym (1x115 V, 400 Hz; albo 3x200 V, 400 Hz; albo 3x47 V, 800 Hz), połączonego elektrycznie z daną prądnicą, czyli dowolnie odległego od miejsc stanowiących zagrożenie dla obsługi.

W przypadku śmigłowca Mi-24 zastosowano równoległy pomiar w trzech kanałach określanych jako:

- A. kanał pomiarowy jednofazowy: 1x115 V, 400 Hz – zakres częstotliwości mechanicznych  $f_p = 2 \div 250$  Hz, który zapewnia obserwowalność zbiorów charakterystycznych  $A_1 \div A_6$  (rys. 4.6);
- B. kanał pomiarowy trójfazowy: 3x200 V, 400 Hz – zakres częstotliwości mechanicznych  $f_p = 180 \div 1200$  Hz, zapewniający obserwowalność zbiorów charakterystycznych  $A_6 \div A_{82}$  (rys. 4.7÷4.9);
- C. kanał pomiarowy trójfazowy podwzbudnicy (pobierany ze złącza diagnostycznego III3 bloku regulatora napięcia BRN): 3x48 V, 800 Hz – zakres częstotliwości mechanicznych  $f_p = 580 \div 2500$  Hz, który zapewnia obserwowalność zbiorów charakterystycznych  $A_{72} \div A_9$  (rys. 4.10 i 4.11).

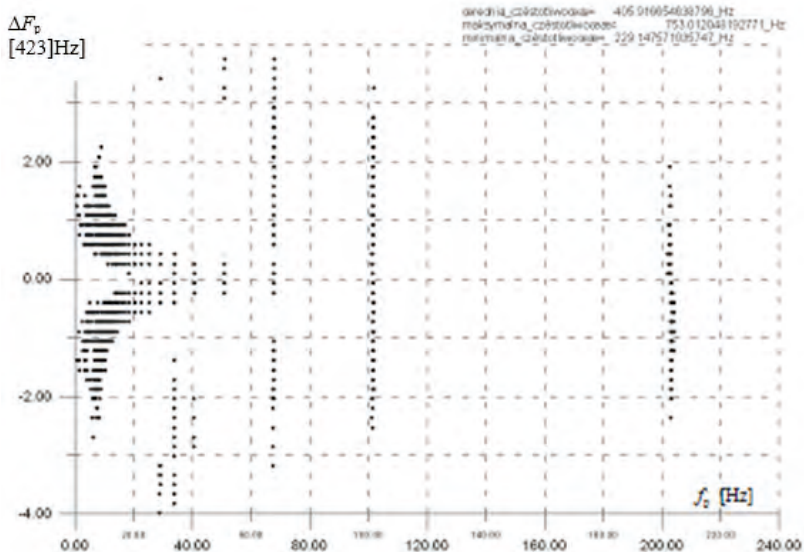
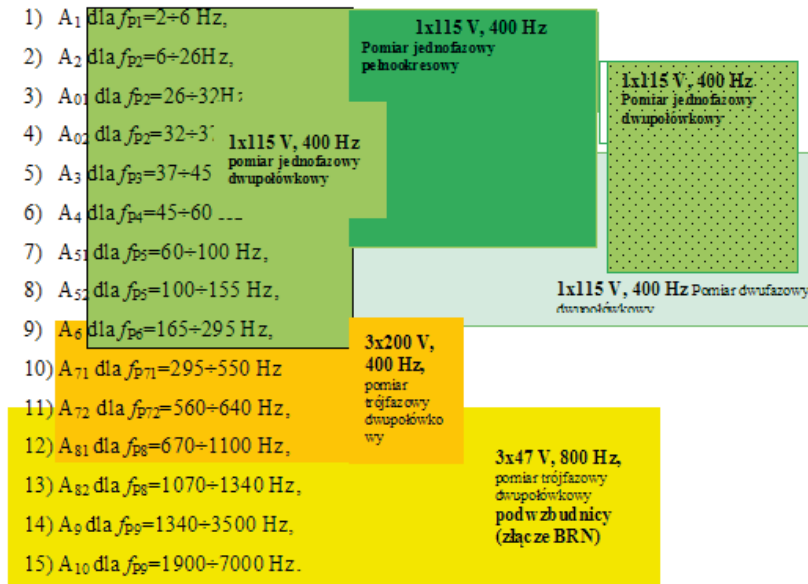
Należy zaznaczyć, że sygnały mechaniczne zmodulowań ruchu kątowego o ww. zakresie częstotliwości są przetwarzane na zbiory charakterystyczne obrazujące wady poszczególnych podzespołów, jednocześnie umożliwiając szybką i precyzyjną ocenę i klasyfikację diagnostyczną.

Obserwując niniejsze przyporządkowanie pasm obserwowalności poszczególnych kanałów pomiarowych, można wstępnie wprowadzić podział obserwowanych zjawisk dynamiki ruchu podzespołów mechanicznych zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 na trzy grupy według pasm częstotliwości procesu mechanicznego:

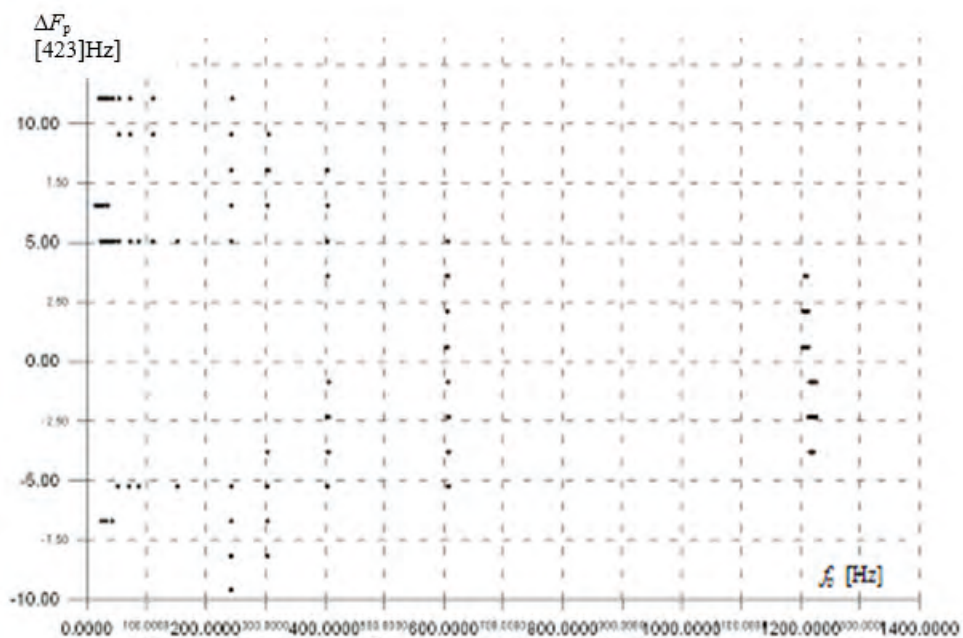
- a) wolnozmiennie –  $f_p = 2 \div 60$  Hz,
- b) średniozmiennie –  $f_p = 60 \div 640$  Hz,
- c) szybkozmiennie –  $f_p = 640 \div 7000$  Hz.

Zbiory charakterystyczne (wraz z ich częstotliwościami  $f_p$ ) można zestawić w postaci poniższego diagramu, gdzie kolorowymi obwódkami zaznaczono pasma obserwowalności poszczególnych prądnic, które łącznie zawierają się w szerokim zakresie częstotliwości wynoszącym  $f_p = 2 \div 7000$  Hz, co praktycznie wystarcza do

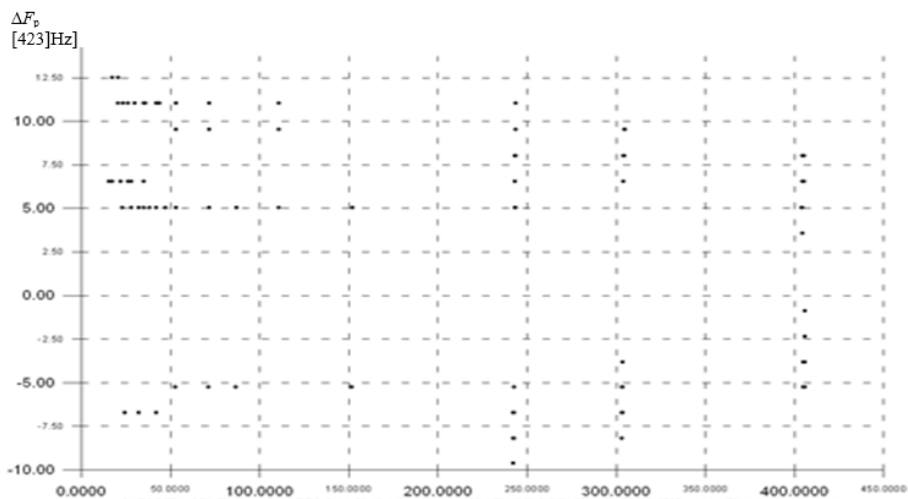
monitorowania prawie wszystkich elementów mechanicznych zespołu napędowego śmigłowca Mi-24:



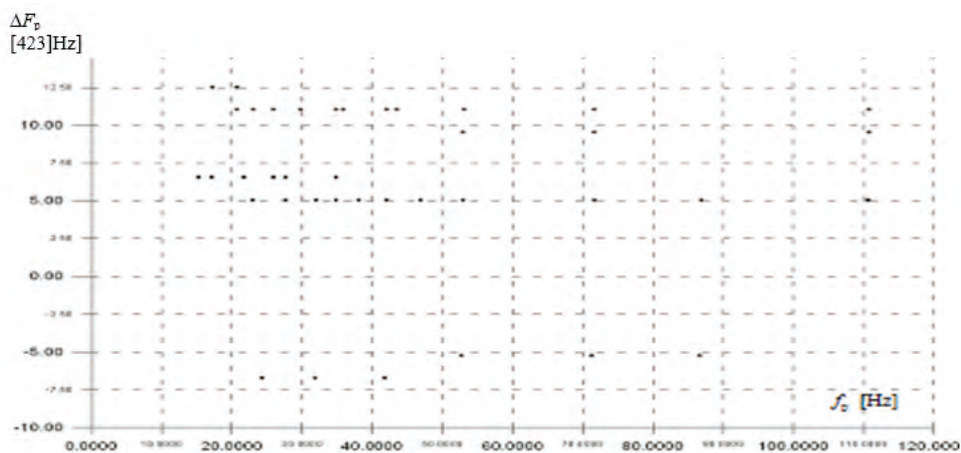
Rys. 4.6. Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego jednofazowego: 1x115 V, 400 Hz (widok ogólny)



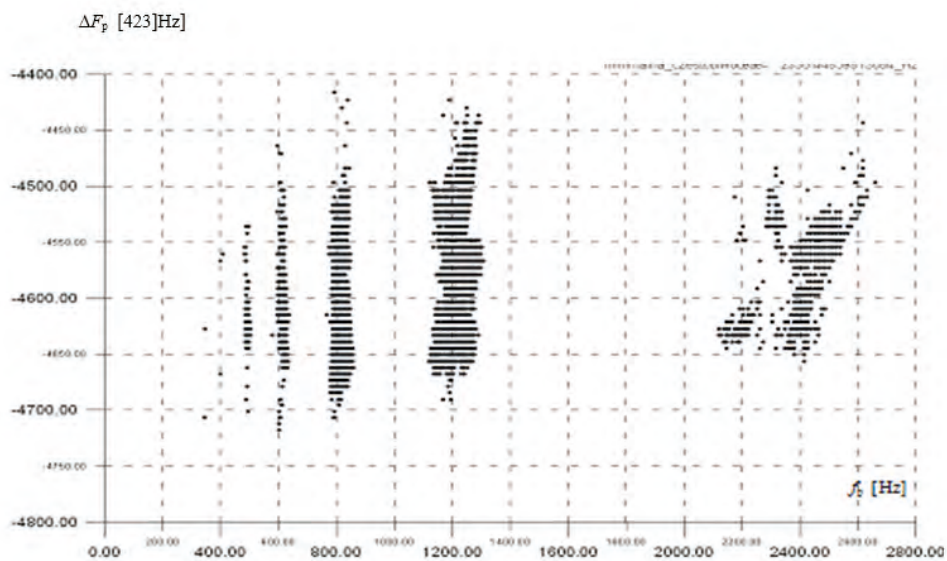
**Rys. 4.7.** Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego trójfazowego: 3x200 V, 400 Hz (widok ogólny)



**Rys. 4.8.** Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego trójfazowego: 3x200 V, 400 Hz (I powiększenie)



**Rys. 4.9.** Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego trójfazowego: 3x200 V, 400 Hz (II powiększenie)

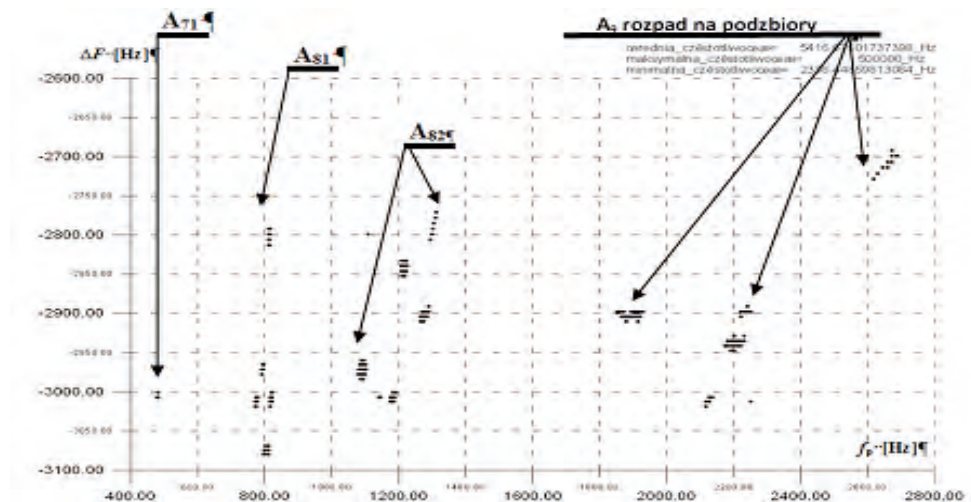


**Rys. 4.10.** Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego trójfazowego: 3x47 V, 800 Hz podwzбудnicy prądnicy GT40PCz6

**Tablica 4.1**

**Podstawowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 – podzespoły przekładni WR-24, skrzynki napędów agregatów (SNA), tarczy sterującej, wolnej turbiny silnika**

	Symbol zbioru charakterystycznego	Pasma drgań podzespołów transmisji Pełnokresowy		1x115 V, 400Hz		2x115 V, 400Hz	3x200 V, 400Hz	3x47 V, 800 Hz	Opis wady	Numer rysunku	Nr elementu na rysunku
		ΔB [Hz]		Dwupółowkowy	Dwupółowkowy	Dwupółowkowy	Dwupółowkowy				
		$f_{pmin}$	$F_{pmin}$								
		1	2	6							
1	A1	2	6						Luz promieniowy (mimośród) wału wirnika nośnego	rys. 3.46	28
2	A2	6	26						Dynamika przyhamowań elementów tocznych łożyska górnego (I <sub>1</sub> ) przekładni WR-24		30(I <sub>1</sub> )
3	A01	26	32						Połączona wada przekoszenia i luzu promieniowego węzła napędu wału wyjściowego transmisji WR-24 wraz ze stożkowym kołem zębatym Z31 oraz podporami łożyskowymi		6 (Z31) 25 32 33
4	A02	32	37						Wada luzu promieniowego węzła drążonej osi przekładni planetarnej WR-24 wraz ze stożkowym kołem zębatym Z41 oraz podporami łożyskowymi		31 5(Z41) I <sub>5</sub> I <sub>6</sub> I <sub>3</sub>
5	A3	37	45						Wada luzu promieniowego wału wyjściowego SNA (skrzynki agregatów) oraz przekładni tylnej	rys. 3.48	4
6	A4	45	60						Wada luzu promieniowego wału wejściowego SNA ( $f_{rot} = 54$ Hz) oraz podpór dwóch sekcji wału transmisji mocy		3
7	A5	60	100						Wada luzu promieniowego i przekoszenia drążonej osi koła zębatego Z35 i Z30		1 S8 S3
8	A6	165	295						Dynamika przyhamowań elementów tocznych łożyska (podwójnego) w tarczy sterującej śmigła głównego	rys. 3.66	1÷3
9	A71	295	550						Zbiór charakterystyczny łożyska S1:5-115B podtrzymującego wał wyjściowy SNA	rys. 3.48	S1
10	A72	560	640						Zbiór charakterystyczny łożyska tocznego w przekładni WR-24 oznaczanego jako I łożyskującego oba stopnie przekładni planetarnej względem siebie	rys. 3.46	I <sub>2</sub>
11	A8	670	1070	1340					Zbiór charakterystyczny łożyska (I) –górnej podpory wału wejściowego przekładni planetarnej		I <sub>3</sub>
12	A9	1340	3500						Zbiór charakterystyczny związany z dynamiką współpracy kół zębatych Z30 i Z70 w SNA	rys. 3.48	Z30 Z70
13	A10	1900	7000						Zbiór charakterystyczny łożyska IV podpory silnika lub łożyska V podpory silnika łożyskującego wał tzw. wolnej turbiny	rys. 3.43	IV V



**Rys. 4.11.** Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego trójfazowego: 3x47 V, 800 Hz podwzбудnicy prądnicy GT40PCz6, stanowiące zbiór charakterystyczny  $A_9$  rozpadający się na kilka podzbiorów, co świadczy o silnym rezonansie zazębnienia kół zębatych Z30 i Z70 w skrzynce napędów SNA

## 4.2. Półautomatyczne testery diagnostyczne do pomiarów FAM-C i FDM-A

Duża dokładność i rozdzielczość metod FAM-C i FDM-A oraz dyskretny charakter zobrazowań umożliwiają stosunkowo proste skonstruowanie półautomatycznego testera diagnostycznego. Pomiar trwający 1÷2 min jest w sposób automatyczny analizowany, a następnie po 1÷2 s wyświetlane są symbole zużytych elementów mechanicznych badanego zespołu napędowego wraz z jego klasyfikacją diagnostyczną.

Przedstawione w monografii testery diagnostyczne, opracowane przez autorów, badają poprawność działania węzłów mechanicznych samolotów i śmigłowców przy stałej prędkości obrotowej badanego zespołu napędowego na ziemi. Sposób przyłączania testera do prądnicy pokładowej (połączonej mechanicznie z badanym zespołem napędowym) jest analogiczny jak opisany w poprzednim rozdziale. W przypadku testerów wykorzystywane jest także zjawisko synchronicznego odzwierciedlenia wahań prędkości obrotowej na modulacje częstotliwości napięcia prądnicy, tj. informacje diagnostyczne o stanie technicznym węzłów mechanicznych zespołu napędowego pozyskuje się metodą FAM-C.

Oprogramowanie testerów umożliwia automatyczną ocenę poszczególnych podzespołów zespołu napędowego w chwili dokonywania testu, bazując na wykorzystaniu parametrów zbiorów charakterystycznych, takich jak wysokość i pasmo zbioru. Każdy z testerów ma pamięć wewnętrzną umożliwiającą magazynowanie danych uzyskanych z testów. Istnieje możliwość przenoszenia pozyskanych danych do bazy danych, gdzie w kolejnym etapie można dokonać analizy danego zespołu napędowego w czasie eksploatacji. Na tej podstawie personel inżynieryjno-techniczny może prognozować dalsze zużycie poszczególnych statków powietrznych oraz poszczególnych modułów technicznych ich zespołów napędowych. Dzięki temu możliwe jest wcześniejsze zamówienie danego modułu i zaplanowanie prac remontowych przez użytkownika.

Jak wspomniano na początku niniejszego rozdziału, przedstawione zostaną wszystkie testery wykorzystywane w metodzie FAM-C. Każdy ze skonstruowanych testerów jest przeznaczony dla danego typu statku powietrznego. Jednakże, jak wspomniano, każdy z typów statków powietrznych ma w strukturze mechanicznej, praktycznie biorąc, te same rodzaje mechanizmów. Każdy z tych statków powietrznych ma inną ścieżkę krytyczną – dla jednego zagrożeniem dla bezpieczeństwa lotu jest uszkodzenie łożyska tocznego środkowej podpory silnika głównego, dla innego zużycie sprzęgła jednokierunkowego skrzyni napędów KSA-2, dla jeszcze innego sprzężenie rezonansowe pomiędzy zespołem kół zębatych w skrzynce napędów agregatów a wolnoobrotowym łożyskiem wału wirnika nośnego w przekładni głównej.

#### **4.2.1. Tester diagnostyczny DIA-KSA-CM**

Tester diagnostyczny DIA-KSA-CM służy do określenia stopnia zużycia sprzęgieł jednokierunkowych skrzyni napędów KSA-2 oraz stopnia zapowietrzenia bloku hydraulicznego agregatu GP-21-3PS. Realizacja pomiaru jest stosunkowo prosta: przyłączenie testera do złącza elektrycznego, włączenie silnika na prędkość znamionową „małego gazu” i włączenie przycisku „START” (rys. 4.12) [11].

Tester służy do pomiaru jednofazowego modulacji częstotliwości napięcia wyjściowego elektroenergetycznej prądnicy pokładowej GTŻ-30 [11]. Charakteryzuje się znaczną ergonomią, a także jest prosty w obsłudze. Wstępny wynik (na podstawie pomiarów wysokości zbiorów charakterystycznych w poszczególnych pasmach identyfikujących uszkodzony element) jest wyświetlany po jednodominutowym teście. Pojemność pamięci wewnętrznej testera diagnostycznego wynosi 100 zapisów.





**Rys. 4.12.** Sposób podłączenia testera diagnostycznego DIA-KSA-CM do samolotu MiG-29: 1 – obudowa testera diagnostycznego DIA-KSA-CM; 2 – kabel łączący tester z pokładową siecią elektroenergetyczną prądu przemiennego 1x115 V, 400 Hz; 3 – złącze elektryczne we wnęce lewego podwozia; 4 – złącze CANON DB9 obwodu wejściowego testera; 5 – wyświetlacz; 6 – dioda LED koloru zielonego sygnalizująca stan bezpiecznej eksploatacji; 7 – dioda LED koloru żółtego sygnalizująca stan częściowego zużycia; 8 – dioda LED koloru czerwonego sygnalizująca stan zagrożenia awarią lub stan awarii; 9 – przyciski manipulacyjne („+” i „-”) do wprowadzania numeru samolotu, oznaczania silnika oraz do przeszukiwania danych diagnostycznych dla danego testu; 9a – przycisk manipulacyjny „+” (po jego naciśnięciu przed testem następuje zmiana rosnąca wprowadzanego numeru taktycznego SP; po jego naciśnięciu po teście wyświetlony zostaje symbol elementu mechanicznego zespołu napędowego o wyższym poziomie zużycia); 9b – przycisk manipulacyjny „-” (po jego naciśnięciu przed testem następuje zmiana malejąca wprowadzanego numeru taktycznego SP; po jego naciśnięciu po teście wyświetlony zostaje symbol elementu mechanicznego zespołu napędowego o niższym poziomie zużycia); 10 – przycisk włączania testu START; 11 – dioda LED koloru pomarańczowego sygnalizująca trwanie testu; 12 – złącze do przyłączania komputera (do odczytu danych zawartych w pamięci testera)

#### 4.2.2. Tester diagnostyczny DIA-SO3

Tester DIA-SO3 jest zwartą i zminiaturyzowaną wersją wcześniej stosowanego zestawu komputerowego do pomiarów FAM-C i FDM-A. Służy do określania bieżącego stanu zużycia podpór łożyskowych silników SO-3/3W samolotu TS-11 Iskra. Można w nim wyróżnić dwa kanały pomiarowe (rys. 4.13÷4.15):

- a) prądu stałego – pomiar parametrów modulacji FM składowej pulsacji napięcia wyjściowego prądnicy prądu stałego GSR-ST-6000WT,

b) prądu przemiennego – pomiar parametrów modulacji FM napięcia wyjściowego prądnicy tachometrycznej D-10/2.

Miejsca podłączania układu pomiarowego testera do instalacji elektrycznej samolotu TS-11 Iskra przedstawiono na rys. 4.16. Każdy z kanałów pomiarowych (rys. 4.13÷4.15) składa się z:

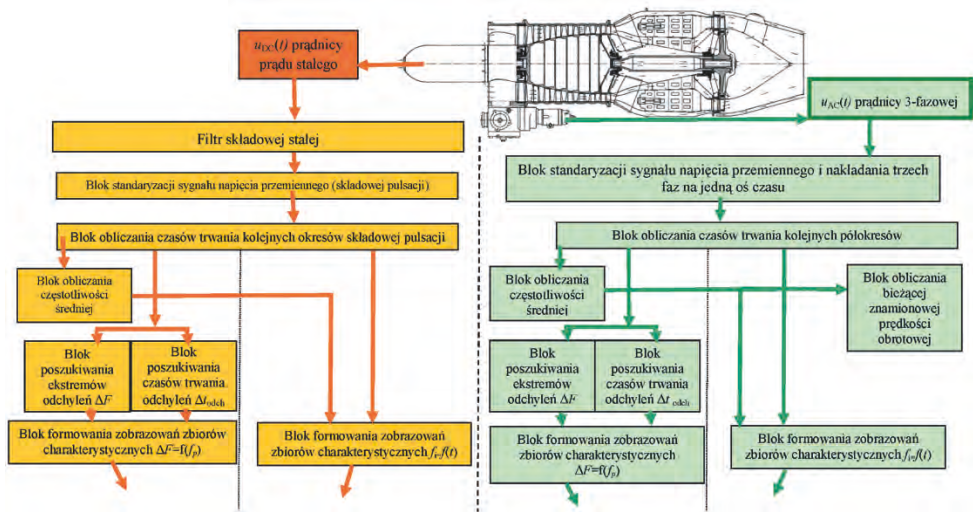
- a) bloku standaryzacji sygnału napięcia wejściowego;
- b) bloku pomiaru przyrostów czasu pomiędzy kolejnymi przejściami przebiegu napięcia wejściowego  $u = f(t)$  przez poziom odniesienia, tj. bloku obliczania czasów trwania kolejnych okresów lub półokresów (rys. 4.15);
- c) bloków formowania zobrazowań:
  - przebiegu częstotliwości chwilowej  $f_i = f(t)$ ,
  - zbiorów charakterystycznych na płaszczyźnie  $\Delta F = f(f_p)$ ;
- d) bloków wyliczania 27 wymiennych parametrów ze zobrazowań:  $f_i = f(t)$ ,  $\Delta F = f(f_p)$ , zilustrowanych na rys. 4.14;
- e) bloków komparacji zmierzonych wartości (27 wymiennych parametrów) z poziomami granicznymi, określającymi klasy zużycia dla każdego parametru (rys. 4.14);
- f) bloków wypracowania decyzji diagnostycznej (rys. 4.15):
  - bloku funkcji wagowych,
  - bloku wypracowania klasyfikacji rodzaju modelu zużyciowego;
- g) bloku pamięci wewnętrznej do przechowywania:
  - danych pomiarowych,
  - wyników procesu diagnostycznego;
- h) elementów świetlnych (indykatorów) do:
  - wyświetlania typu modelu zużyciowego poszczególnych podpór łożyskowych (rys. 4.14),
  - sygnalizacji poziomu zużycia podpór łożyskowych (rys. 4.15);
- i) bloków wypracowania prognozy diagnostycznej dla danego modelu zużyciowego, tj. bloków komparacji (porównania) wytypowanych dla danego modelu zużyciowego parametrów i zależności uzyskanych na podstawie pomiarów z poziomami i zależnościami wzorcowymi (rys. 4.15).

Tester diagnostyczny DIA-SO3 w prosty sposób podłącza się do struktury pomiarowej (rys. 4.16), jego zaletą są również niewielkie wymiary. Jest to szczególnie cenne w eksploatacji wojskowej w warunkach często spotykanego deficytu czasu.

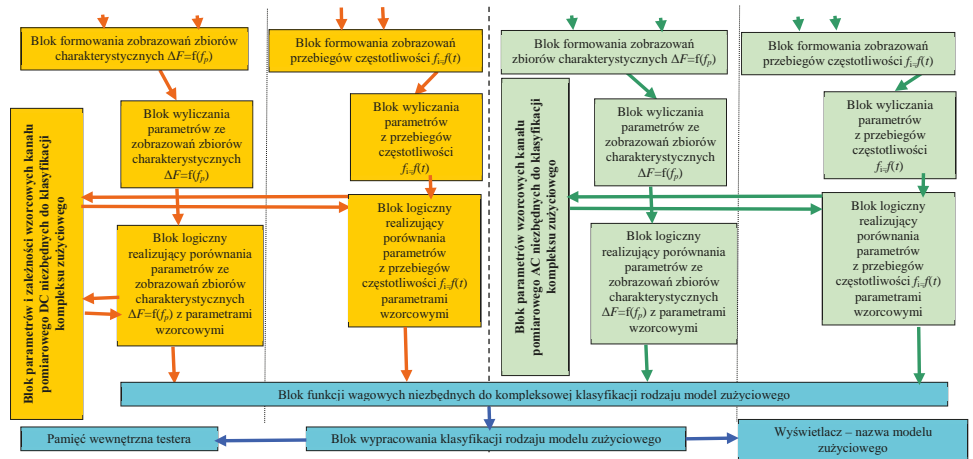
Jak wspomniano, tester służy do określania bieżącego stanu zużycia podpór łożyskowych silników SO-3/3W samolotu TS-11 Iskra [1, 154, 155, 158]. Rozpoznaje cztery modele zużycia (rys. 4.15), mianowicie:

- zwiększonych oporów biernych,
- zaciśniętych elementów tocznych pomiędzy bieżniami,

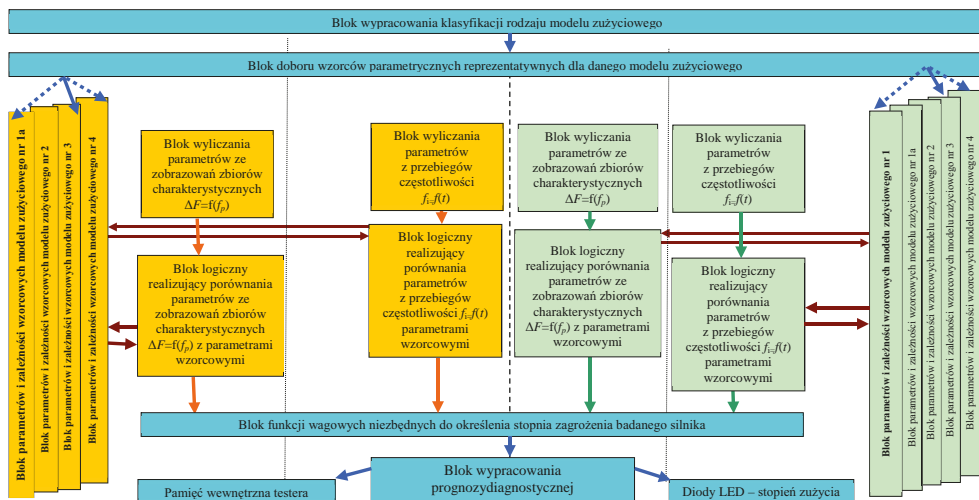
- zwiększonych luzów promieniowych z uwzględnieniem aspektu rezonansowego,
- zwiększonych luzów podłużnych.



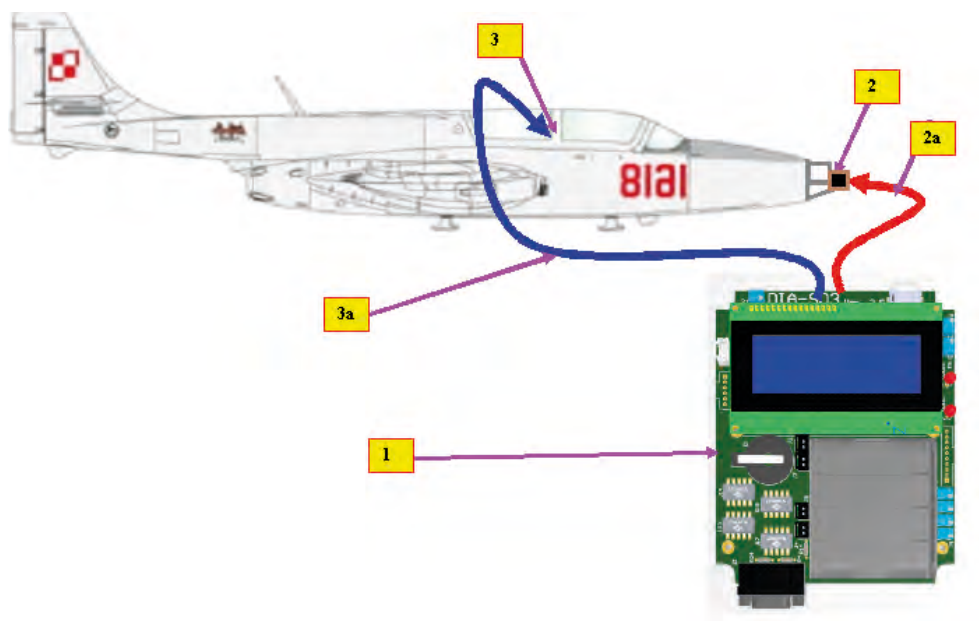
Rys. 4.13. Schemat blokowy struktury logicznej polowego testera do krótkookresowego diagnozowania podpór łożyskowych silników SO-3/3W, cz. 1. Formowanie zbiorów charakterystycznych i przebiegów czasowych



Rys. 4.14. Schemat blokowy struktury logicznej polowego testera do krótkookresowego diagnozowania podpór łożyskowych silników SO-3/3W, cz. 2. Rozpoznawanie rodzaju modelu zużyciowego



Rys. 4.15. Schemat blokowy struktury logicznej polowego testera do krótkookresowego diagnozowania podpór łożyskowych silników SO-3/3W, cz. 3. Wypracowanie prognozy diagnostycznej



Rys. 4.16. Samolot TS-11 Iskra z przyłączonym testerem diagnostycznym DIA-SO3 (rysunek poglądowy): 1 – tester diagnostyczny DIA-SO3; 2 – gniazdo prądu stałego 28 V (w części nosowej kadłuba) – miejsce podłączenia kanału pomiarowego prądu stałego (DC) obwodu testera DIA-SO3; 2a – kabel łączący tester

z pokładową siecią elektroenergetyczną 28 V; 3 – złącze obrotomierza (tablica przyrządów w drugiej kabinie) – miejsce podłączenia kanału pomiarowego AC (trójfazowego) do testera DIA-SO3; 3a – kabel łączący tester z siecią trójfazową prądnicy tachometrycznej

#### 4.2.3. Tester diagnostyczny DIA-Mi24

Tester elektroniczny DIA-Mi24 (rys. 4.17 i 4.18) ma na celu wykonywanie pomiarów i analizy stanu technicznego podzespołów mechanicznych zespołu transmisji mocy śmigłowca Mi-24 na podstawie pomiarów zmodulowań częstotliwości napięcia prądnic pokładowych. Dotychczas wykonano pierwszy model pracujący testera do pomiaru i akwizycji danych. Przeprowadzono także pierwsze badania laboratoryjne poprawności działania tego egzemplarza. Pomiary FAM-C na śmigłowcu Mi-24 mogą być realizowane jednocześnie w trzech kanałach pomiarowych:

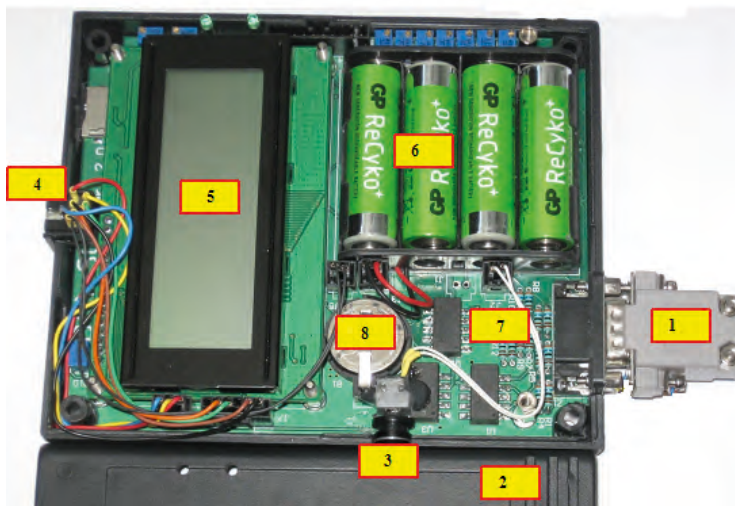
- a) w kanale jednofazowym 1x115 V, 400 Hz,
- b) w kanale trójfazowym 3x36 V, 400 Hz (opcjonalnie 3x200 V, 400 Hz) napięcia wyjściowego prądnicy GT40PCz6 (3x200 V, 400 Hz) po zmniejszeniu napięcia przez pokładowy transformator trójfazowy,
- c) w kanale trójfazowym 3x47 V, 800 Hz podwzбудnicy prądnicy GT-40PCz6.

Sposób podłączenia testera DIA-Mi24 do sieci elektrycznej śmigłowca przedstawiono na rys. 4.19.

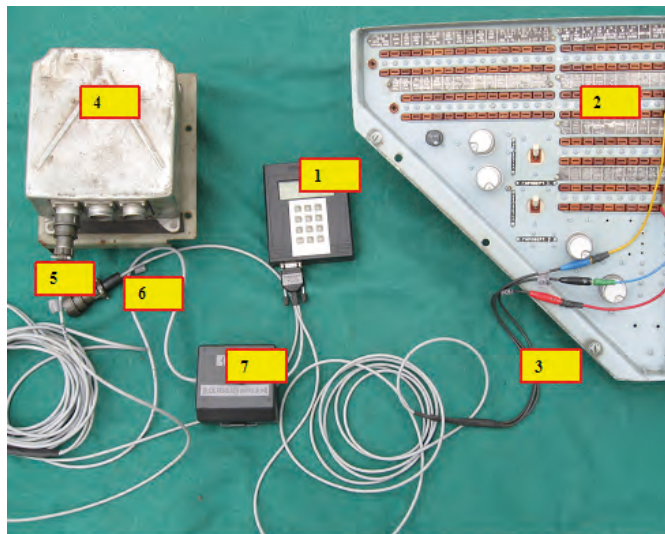
W jedynej zrealizowanej i obecnie testowanej konstrukcji jest jeden układ DC oraz dwa układy trójfazowe. Jednocześnie należy zaznaczyć, że układ trójfazowy ma możliwość indywidualnego programowego realizowania pomiaru jednofazowego równoległe z pomiarem trójfazowym. Wobec tego, tester diagnostyczny DIA-Mi24 może mierzyć kompleksowo wszystkie napięcia jednej prądnicy GT40PCz6, czyli realizować pomiar FAM-C:

- A. jednofazowo ( $f_N = 400$  Hz, tj.  $f_{sr} = 400$  Hz),
- B. trójfazowo z zacisków wyjściowych trójfazowych ( $f_N = 3 \times 400$  Hz, tj.  $f_{sr} = 1200$  Hz),
- C. trójfazowo z podwzбудnicy wewnętrznej ( $f_N = 3 \times 800$  Hz, czyli  $f_{sr} = 2400$  Hz).

Należy uściślić, iż kanał DC obecnie nie jest używany, docelowo planowane jest jego zastosowanie do pomiarów na pokładzie śmigłowców W-3 Sokół (jedna prądnica prądu stałego WG-7500Ja i trójfazowa prądnica z uziemionym zerem GT40PCz6) oraz do diagnozowania stanu technicznego turborozruszników.



**Rys. 4.17.** Model półautomatycznego testera DIA-Mi24: 1 – wiązka kabli elektrycznych zewnętrznych przeznaczona do przyłączenia do zacisków elektrycznych prądnic pokładowych; 2 – obudowa; 3 – włącznik (przycisk) zasilania; 4 – złącze do przyłączenia zasilacza 12 V DC ładowania wewnętrznych akumulatorów zasilających; 5 – ekran wyświetlacza; 6 – wewnętrzne akumulatory zasilające; 7 – płytki elektroniczne z mikroprocesorem; 8 – bateria podtrzymania pamięci



**Rys. 4.18.** Tester DIA-Mi24 przyłączony do podzespołów infrastruktury elektrycznej śmigłowca Mi-24: 1 – tester DIA-Mi24; 2 – tablica rozdzielcza prądu przemiennego śmigłowca Mi-24; 3 – wiązka elektryczna trójfazowa łącząca obwody elektryczne

ne śmigłowca 3x36 V, 400 Hz z testerem DIA-Mi24 (kanał A+B); 4 – regulator napięcia prądnicy pokładowej nr 1 (miejsce podłączenia obwodu testera diagnostycznego); 5 – złącze poboru sygnału napięcia podwzбудnicy z regulatora napięcia prądnicy nr 1; 6 – złącze poboru sygnału napięcia podwzбудnicy z regulatora napięcia prądnicy nr 2; 7 – przełącznik dwupołożeniowy toru pomiarowego napięcia (podwzбудnica nr 1/ podwzбудnica nr 2)

Obecnie tester diagnostyczny DIA-Mi24 pobiera sygnały z prądnicy-przetwornika GT40PCz6 i diagnozuje w trybie automatycznych alarmów podzespoły mechaniczne zespołu napędowego śmigłowca:

- a) sprzęgło jednokierunkowe,
- b) wał główny (wirnika nośnego), w tym:
  - wylicza luzy podłużne i promieniowe,
  - wykrywa rezonans wału i określa jego intensywność;
- c) łożysko górne przekładni WR-24, w tym:
  - oblicza współczynnik toczenia i na tej podstawie podaje klasyfikację,
  - oblicza dobroć, analizuje liczebność podzbiorów i na podstawie tych danych podaje klasyfikację diagnostyczną;
- d) skrzynkę napędu agregatów, w tym:
  - analizuje liczebność podzbiorów w paśmie pierwszej podharmonicznej oraz w paśmie pierwszej harmonicznej wału pośredniczącego, określa wielkość luzów promieniowych oraz przekoszenie wału, a także wylicza niebezpieczeństwo rozprężenia kół zębatych, tj. możliwość zaniku przesyłu mocy mechanicznej w kierunku śmigła ogonowego,
  - określa na podstawie przesunięcia zbiorów charakterystycznych oraz wielkość przemieszczenia środka symetrii łożyska środkowego,
  - określa wielkość luzów międzyzębnych, oraz
  - umożliwia gromadzenie danych niezbędnych do eksperckiej oceny pozostałych węzłów transmisji mocy śmigłowca.

Oprogramowanie urządzenia umożliwia gromadzenie oraz dokonywanie analizy danych pomiarowych zgodnie z algorytmami przewidzianymi dla poszczególnych statków powietrznych. Wynikiem działania obliczeń będzie określenie stopnia zużycia badanych elementów. Przewidziano umieszczenie urządzenia w obudowie plastikowej o wymiarach ok. 143x120 mm. Jest to więc urządzenie niewielkie, porównywalne z kieszonkowym miernikiem uniwersalnym, mieszczące się w dłoni technika.

#### **4.2.4. Podsumowanie możliwości wykorzystania testerów diagnostycznych w eksploatacji śmigłowców**

W niniejszym rozdziale przedstawiono trzy testery diagnostyczne przeznaczone do monitorowania wybranych elementów zespołu napędowego różnego typu statków powietrznych:

1. DIA-KSA-CM – diagnostowanie uszkodzenia sprzęgła jednokierunkowego oraz stopnia zapowietrzenia bloku hydraulicznego samolotu MiG-29,
2. DIA-SO3 – diagnostowanie stanu technicznego łożysk tocznych podpór łożyskowych turbodrzutowego silnika jednowałowego SO-3 na samolocie TS-11 Iskra,
3. DIA-Mi24 – diagnostowanie łożysk tocznych, stanu technicznego kół zębatych i innych podzespołów transmisji śmigłowca Mi-24.

Opisane testery powstały w wyniku postępu w poznawaniu mechanizmów zużycia się zespołu napędowego i odzwierciedlenia tych procesów w zobrazeniach dostarczanych przez naturalny przetwornik, jakim jest prądnica pokładowa. Dzięki temu autorzy już obecnie mogą podjąć się opracowania testerów diagnostycznych dla praktycznie dowolnych mechanicznych zespołów napędowych wyposażonych w zespoloną prądnicę pokładową.

Należy zaznaczyć, że systematyczne doskonalenie technologii wykonywania testerów pozwala mieć nadzieję, że będą one mogły być stosowane, po kolejnych modyfikacjach, jako stały element infrastruktury pokładowej sieci diagnostycznej.

Stąd zaledwie jeden krok do systemu autonomicznego diagnostowania (HUMS). Metoda FAM-C wprowadziłaby tu kompleksowość i precyzję monitorowania elementów mechanicznego zespołu napędowego przy niewielkiej rozbudowie etatowej sieci pomiarowej.



## TEORIA SYGNAŁÓW A ZOBRAZOWANIA FAM-C ORAZ FDM-A

### 5.1. Wprowadzenie do teorii sygnałów z perspektywy wdrożenia metod FAM-C i FDM-A

Fizyczne modele diagnostyczne oparte na przetwarzaniu sygnałów diagnostycznych, zgodnym z zasadami teorii sygnałów, generują symptomy diagnostyczne, takie jak np.: masę niewyważenia w gramach, wartość skuteczną przyśpieszenia, prędkości, przemieszczenia drgań, FFT sygnału drganiowego, poziom hałasu w otoczeniu silnika, wartość napięcia prądnic, poziom zawartości harmoniczných tego sygnału czy zniekształcenia nieliniowe.

W danym zespole napędowym podzespoły mechaniczne zwykle różnią się od siebie w zależności od iloczynu prędkości znamionowej oraz współczynnika zależnego od rodzaju wady. W środowisku radiowym iloczyn ten jest nazywany częstotliwością podnośną lub nośną, a w metodach FAM-C i FDM-A częstotliwością charakterystyczną danej pary kinematycznej. Na płaszczyźnie współrzędnych prostokątnych  $\Delta F = f(f_p)$  wokół tej częstotliwości grupują się punkty charakterystyczne danego podzespołu mechanicznego (danej pary kinematycznej).

Znajomość tych częstotliwości (można je pozyskać ze schematu kinematycznego danego zespołu napędowego) decyduje o szybkiej i niezawodnej identyfikacji zbiorów charakterystycznych (pozyskanych z pomiarów FAM-C lub FDM-A na obiekcie rzeczywistym) z poszczególnymi podzespołami mechanicznymi.

Każda prądnica-przetwornik ma swoją częstotliwość znamionową:

$$f_{NG} = n_G / 60 \cdot z_w \cdot p_{st} \cdot f_z \quad (5.1)$$

gdzie:  $n$  – prędkość obrotowa wału głównego [obr/min],  $z_w$  – liczba par biegunów wirnika prądnicy prądu przemiennego;  $p_{st}$  – liczba par biegunów stojana prądnicy prądu przemiennego,  $f_z$  – liczba faz,  $n_G$  – prędkość znamionowa wałka napędowego prądnicy (według danych pozyskanych ze schematu kinematycznego badanego mechanicznego zespołu napędowego) [obr/min].

Aby obliczyć maksymalną częstotliwość wahań mechanicznych, jaką może różnić dana prądnica, należy jeszcze uwzględnić przełożenie pomiędzy obserwowanym podzespołem mechanicznym a prądnicą – im większa jest prędkość znamionowa wału wirnika prądnicy-przetwornika w stosunku do prędkości wirowania obserwowanego elementu lub podzespołu mechanicznego, tym większa jest rozdzielczość w metodzie FAM-C. W wyniku tego maksymalną częstotliwość obserwowalności danego podzespołu mechanicznego można wyrazić wzorem:

$$f_{NGmax} = \frac{n}{60} \mathbf{Z} \mathbf{p}_{st} \mathbf{i}_p \mathbf{f}_z \quad (5.2)$$

gdzie:  $n$  – prędkość obrotowa łożyskowanego wału, tj. czopa łożyska tocznego [obr/min],  $i_p$  – wartość przełożenia pomiędzy obserwowanym elementem lub podzespołem mechanicznym a wirnikiem prądnicy-przetwornika  $f_z$  – liczba faz prądnicy-przetwornika (użytych jednocześnie w procesie pomiarowym FAM-C).

Niektóre podzespoły mechaniczne, np. łożyska toczne, objawiają zużycie w postaci drgania szerokopasmowego [40, 102, 234], szerokość pasma wyraża się wzorem:

$$\Delta f_p = (p_{smin} \div p_{smax}) \cdot N \cdot \frac{n_N}{60} \quad (5.3)$$

gdzie:  $N$  – liczba elementów tocznych łożyska,  $p_s$  – współczynnik toczenia, gdzie dla poprawnie (bez poślizgu żadnego z elementów tocznych w czasie jego toczenia po bieżni łożyskowej) działającego łożyska jego wartość jest równa  $p_{sN}$  – w rzeczywistości dla monitorowanych łożysk tocznych wartość współczynnika toczenia zmienia się w granicach ( $p_{smin} \div p_{smax}$ ).

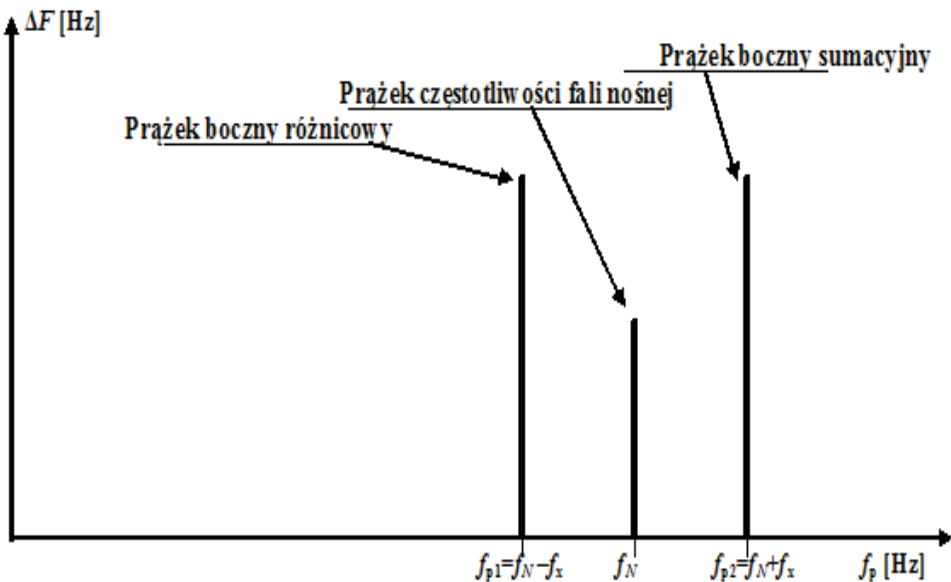
Wartość znamionowa współczynnika toczenia dla łożyska „idealnego”  $p_{sN}$  jest obliczana zgodnie ze wzorem 3.8. W rzeczywistości zwykle  $p_{smin} \div p_{smax} = 0,35 \div 0,7$ . Wielkość tego zakresu oraz wartości  $p_{smin}$ ,  $p_{smax}$  informują dodatkowo o wadach łożyska, np.:

- a) jeżeli  $p_{smax} = 1$ , to elementy toczne łożyska blokują się okresowo z powodu np. zbyt dużej ilości zanieczyszczeń wewnątrz łożyska tocznego,

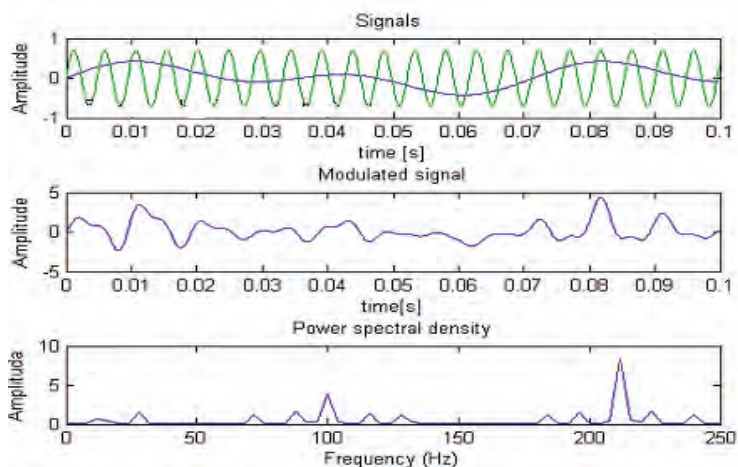
- b) jeżeli  $p_{s_{\min}} < p_{s_N}$ , to elementy toczne łożyska mają zbyt duże luzy promieniowe i elementy toczne okresowo tracą kontakt mechaniczny z bieżnią łożyska tocznego,
- c) jeżeli  $p_{s_{\max}/p_{s_{\min}}} > 4$ , to elementy toczne łożyska są zbyt silnie zaciśnięte pomiędzy bieżniami.

Jeżeli elementy łożyska tocznego w danym zakresie pracy mają nieliniową charakterystykę, to emitują nie jedną harmoniczną, a całą rodzinę harmoniczných. Wówczas w miejsce prążków różnicowych i prążków sumacyjnych powstają wstęgi dolne (różnicowe) i wstęgi górne (sumacyjne), co zostało przedstawione na rys. 5.4÷5.6.

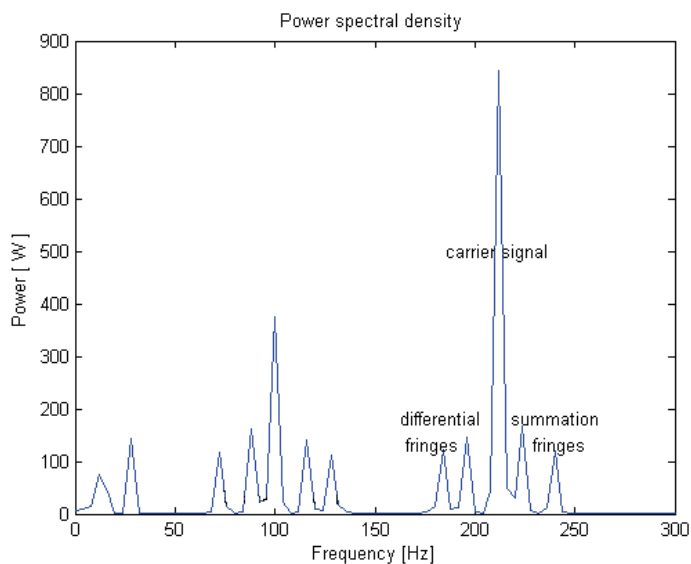
W czasie diagnozowania mechanicznych zespołów napędowych metodą FDM-A autorzy spotykali się niekiedy ze zjawiskiem lustrzanego odbicia. Zjawisko to, opisanie w [190], polega na obróceniu prążka bocznego sumacyjnego (rys. 5.1) o kąt  $90^\circ$ , a właściwie całej wstęgi górnej wraz z zawartymi wewnątrz tej wstęgi zbiorami charakterystycznymi (rys. 5.5 i 5.6).



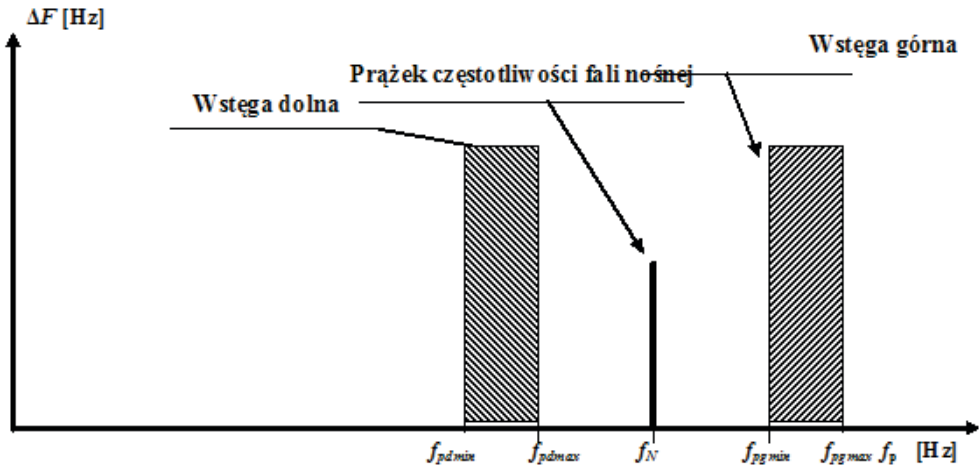
**Rys. 5.1.** Widmo częstotliwości sygnału lotniczego zespołu napędowego (silnika turbodrzutowego) obserwowanego metodą FAM-C dla wady pary kinematycznej tworzącej prążki bocznej prędkości wału głównego – rysunek poglądowy



**Rys. 5.2.** Sygnały i widmo częstotliwości sygnału dla modelu sygnałowego lotniczego zespołu napędowego (silnika turbodrzutowego) obserwowanego metodą FAM-C dla wady pary kinematycznej tworzącej prążki bocznej prędkości wału głównego



**Rys. 5.3.** Sygnały i widmo częstotliwości sygnału dla modelu sygnałowego lotniczego zespołu napędowego (silnika turbodrzutowego) obserwowanego metodą FAM-C dla wady pary kinematycznej tworzącej prążki bocznej prędkości wału głównego o małej wartości rozchylenia – rzeczywiste zbiory charakterystyczne otrzymane z prądnicy trójfazowej prądu przemiennego – uzyskane z symulacji w Matlabie



**Rys. 5.4.** Widmo częstotliwości sygnału lotniczego zespołu napędowego (silnika turbodrzutowego) obserwowanego metodą FDM-A dla wady pary kinematycznej tworzącej prążki bocznej prędkości wału głównego bez zjawiska „lustrzanego odbicia” – rysunek poglądowy

W praktyce diagnostycznej FDM-A zaobserwowano, że zmiana fazy zobrazowania o kąt  $90^\circ$  odbywa się zwykle dla częstotliwości mniejszej niż  $f_{NG}$ , a jednak znacznie wyższej, niż wynika to z twierdzenia Shannona [19, 121, 122, 277, 313, 321]. Wytlumaczeniem tego jest naturalny synchronizm fazy sygnału napięciowego, generowanego przez prądnicę lotniczą, ze źródłami modulacji mechanicznej. Inaczej mówiąc, prążek częstotliwości znamionowej prądnicy-przetwornika jest w stałej korelacji fazowej względem częstotliwości nośnych poszczególnych par kinematycznych mechanicznego zespołu napędowego.

Aby dana para kinematyczna była „widoczna” po przetworzeniu metodą FAM-C, wystarczy, aby pasmo danej pary kinematycznej (pasmo zbioru charakterystycznego danej pary kinematycznej) chociażby w dolnej swej granicy było co najmniej dwukrotnie mniejsze niż częstotliwość znamionowa prądnicy-przetwornika, tj. dolna częstotliwość pasma zajmowanego przez dany zbiór charakterystyczny  $j$ -ej pary kinematycznej musi spełniać warunek Kotelnikowa-Shannona:

$$2f_{p\min} < f_{NG} \quad (5.4)$$

Uwarunkowane w ten sposób pasmo jest obserwowane w całości aż do uzyskania (przez górną częstotliwość pasma zajmowanego przez zbiór charakterystyczny danej  $j$ -ej pary kinematycznej) wartości częstotliwości  $f_{NG}$ .

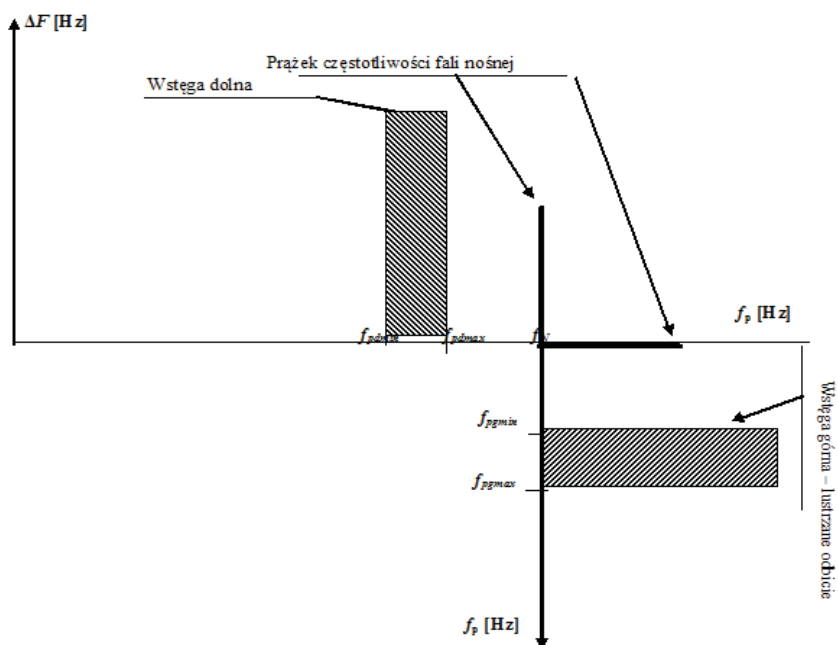
Z dotychczasowej praktyki diagnostycznej autorów wynika, że górne granice pasm obserwowalnych przez dany typ prądnicy-przetwornika są niższe od często-

liwości  $f_{NG}$  ( $f_{mg} < f_{NG}$ ). Stwierdzono, że dla  $f_p = f_{pmax}$  rozpoczyna się zmiana fazy zobrazowania o kąt równy  $90^\circ$  (rys. 5.5 i 5.6).

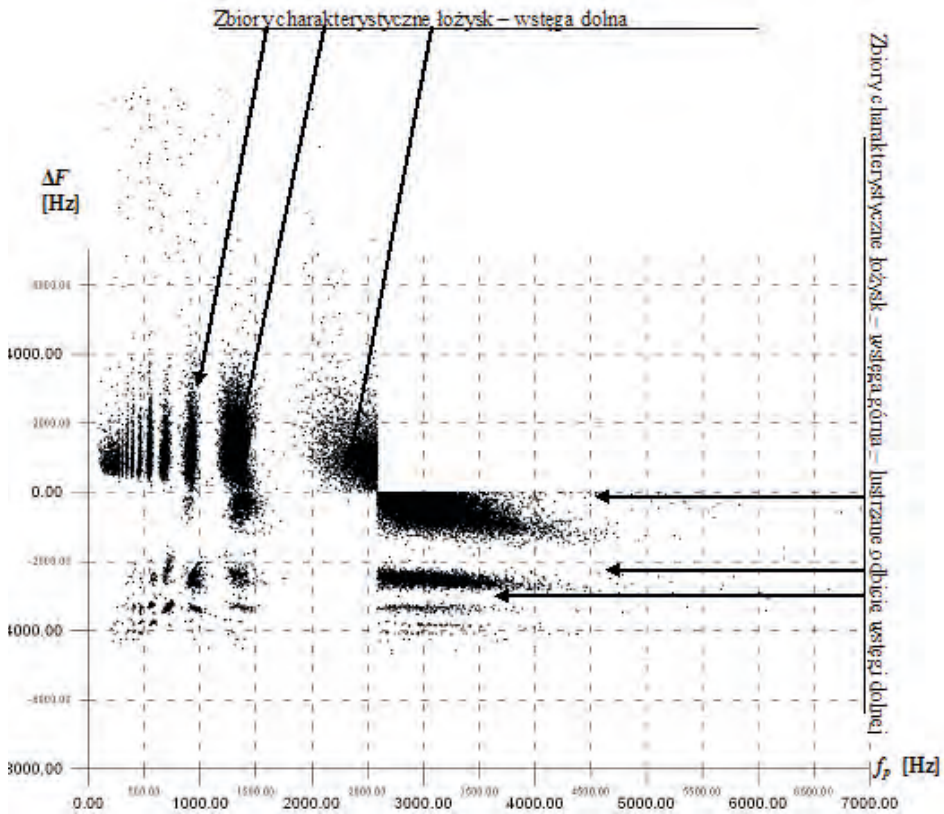
**Tablica 5.1**

**Przykładowe relacje pomiędzy danymi konstrukcyjnymi prądnic lotniczych prądu stałego a ich częstotliwością nośną dla poszczególnych prędkości wału głównego zespołu napędowego**

Lp.	Prędkość znamionowa wału prądnic-przetwornika	Częstotliwość znamionowa wału prądnic-przetwornika	Częstotliwość nośna prądnicy	Liczba żłobków wirnika prądnicy-przetwornika
	$n_N$	$n_N$	$f_N$	$Z$
	obr/min	Hz	Hz	–
1	6000	100	2500	25
2	12000	200	5000	25
3	18000	300	7500	25
4	6000	100	5000	50
5	12000	200	10000	50



**Rys. 5.5.** Widmo częstotliwości sygnału lotniczego zespołu napędowego (silnika turbodrzutowego) obserwowanego metodą FDM-A (prądnica prądu stałego) dla wady pary kinematycznej tworzącej „prążki boczne” prędkości wału głównego ze zjawiskiem „lustrzanego odbicia” – rysunek poglądowy



**Rys. 5.6.** Widmo częstotliwości sygnału lotniczego zespołu napędowego (silnika turbodrzutowego) obserwowanego metodą FDM-A dla wady pary kinematycznej tworzącej „prążki boczne” prędkości wału głównego ze zjawiskiem „lustrzanego odbicia”, które stanowi rzeczywiste zbiory charakterystyczne otrzymane z prądnicy trójfazowej prądu stałego (badania silnika SO-3)

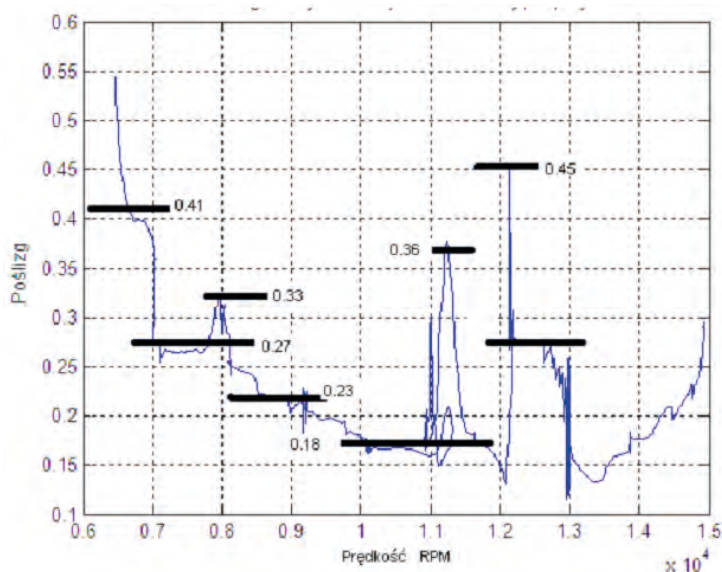
## 5.2. Zastosowanie przekształcenia Hilberta w diagnostyce

W niniejszym podrozdziale przedstawiono pewne skojarzenia i relacje, które są wspólne dla metody diagnostycznej FAM-C oraz zjawisk znanych z teorii sygnałów i jej zastosowania praktycznego. Na potrzeby metody opracowano w oprogramowaniu Matlab/Simulink sygnałowe modele identyfikowanych diagnostycznie zjawisk.

Modele wspomagające analizy diagnostyczne FAM-C oparte są na założeniu, że konstrukcja badanego obiektu jest medium z uwięzioną w niej wieloczęstotliwościową trójwymiarową funkcją falową drgań [241, 300] generowaną przez zamontowane w konstrukcji obiektu podzespoły robocze, takie jak: silniki, przekładnie,

wały przekazu mocy. Należy zauważyć, że w tworzonym modelu konstrukcja statku powietrznego jest akumulatorem energii drgań wytworzonych przez podzespoły badanego obiektu. Część zgromadzonej energii drgań konstrukcji oddawana jest do otoczenia lub innym podzespołom. Wymiana energii z otoczeniem może odbywać się w sposób liniowy lub nieliniowy [59].

W przypadku nieliniowej wymiany energii istnieje bardzo duże prawdopodobieństwo wystąpienia zjawiska fali uderzeniowej. Wynika to nie z konstrukcji statku powietrznego, ale bezpośrednio z analizy matematycznej, opisującej rozchodzenie się fal, w szczególności drgań. Na rys. 5.7 przedstawiono opracowanie autorskie [301] portretu fazowego, zmierzonego metodą FAM-C współczynnika toczenia łożyska tocznego.



**Rys. 5.7.** Portret fazowy współczynnika toczenia nowego łożyska z naniesionymi preferowanymi stanami modelu synchronizacji łożyska tocznego – uzyskane z pomiarów opatentowanym przez ITWL czujnikiem prędkości koszyeczka łożyska, zobraowanie w Matlabie

Z powyższego wykresu wynika, że współczynnik toczenia nowego łożyska jest nieliniową funkcją prędkości obrotowej. Wobec tego powstawanie fal uderzeniowych w łożysku w początkowym okresie eksploatacji wynika bezpośrednio z matematycznego modelu fal, a nie ze stopnia zużycia. Wszystkie podzespoły robocze pozostają pod wpływem funkcji falowej drgań oraz same są źródłem składowych fali. Do identyfikacji parametrów funkcji falowej drgań konstrukcji wykorzystana



no jako czujniki prądnice pokładowe. Na potrzeby modeli, czujniki te traktowane są jako synchroniczne demodulatory parametrów umiejscowionych w konstrukcji obiektu falowej funkcji drgań. Identyfikują one parametry funkcji falowej w miejscu ich zamontowania.

Każdy pracujący element zespołu napędowego może być generatorem albo modulatorem drgań. Poziom wytwarzanych drgań zależny jest od jego konstrukcji oraz stopnia zużycia. Wraz ze zużyciem mogą pojawić się nowe sygnały oraz dodatkowe modulacje. W opracowanych modelach sygnały prądnic są sygnałami wejściowymi transformat Hilberta i Fouriera. Uzyskane z transformat Hilberta ortogonalne wektory sygnału pozwalają na wyznaczenie analitycznego sygnału czasowego.

Transformata Hilberta jest przekształceniem rzeczywistego wektora sygnału w dziedzinie czasu na ortogonalny wektor sygnału także w dziedzinie czasu. Rozpatrywane przekształcenie określone jest wzorem całkowym:

$$\hat{x}(t) = H[x(t)] = \frac{1}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{x(\tau)}{t - \tau} d\tau \quad (5.5)$$

Uzyskany wektor  $\hat{x}(t)$  jest ortogonalny do wektora  $x(t)$ , przy czym oba wektory pozwalają na przejście do analizy sygnału w dziedzinie liczb zespolonych. Zastosowanie przekształcenia Hilberta w analizie sygnałów diagnostycznych wiąże się z pojęciami sygnału analitycznego, fazy chwilowej i częstotliwości chwilowej. Sygnał analityczny  $z(t)$  jest sygnałem zespolonym, zaś sygnał pierwotny  $x(t)$  stanowi jego część rzeczywistą. Z kolei, transformata Hilberta sygnału pierwotnego tworzy część urojoną. Charakterystyczne parametry rozpatrywanego przekształcenia zdefiniowano za pomocą poniższych wzorów (5.6÷5.10):

$$z(t) = x(t) + iH[x(t)] = x(t) + i\hat{x}(t) \quad (5.6)$$

Faza chwilowa  $\varphi(t)$  to:

$$\varphi(t) = \arctan \left\{ \frac{\hat{x}(t)}{x(t)} \right\} \quad (5.7)$$

Obwiednia sygnału analitycznego:

$$A(t) = [x(t)^2 + \hat{x}(t)^2]^{1/2} \quad (5.8)$$

Częstotliwość chwilowa sygnału:

$$f(t) = \frac{1}{2\pi} \frac{d\phi(t)}{x(t)} \quad (5.9)$$

Faza chwilowa sygnału może być opisana wzorem:

$$\phi(t) = \arctan \left\{ \frac{\hat{x}(t)}{x(t)} \right\} = 2\pi \int f(t) dt \quad (5.10)$$

Należy zaznaczyć, że zastosowana powyżej (określona wzorem 5.9) definicja częstotliwości została sprowadzona do częstotliwości chwilowej i odbiega od znanej powszechnie definicji wyrażonej wzorem  $f = \frac{1}{T}$ . Wyznaczenie częstotliwości chwilowej  $f_i$  wymaga znajomości fazy, która w ogólności może być nieliniową funkcją czasu.

W diagnostyce transformata Hilberta poprzez tworzenie sygnału analitycznego w dziedzinie liczb zespolonych pozwala na:

- wyznaczenie częstotliwości chwilowej sygnału,
- detekcję obwiedni,
- analizę fazy sygnału analitycznego,
- identyfikację sygnałów dopplerowskich, będących separacją sygnałów pochodzących od przeciwnych kierunków przepływu,
- estymację czasu opóźnienia,
- zastosowanie innych metod analizy sygnału w zależności od potrzeb.

Dwuwymiarowe przekształcenie Hilberta znalazło zastosowanie w innych metodach, takich jak:

- analiza sygnału poprzez badanie zmienności kształtu sygnału,
- ocena zdolności diagnostycznej poprzez badanie istotności metod pomiarowych,
- badanie synchronizacji dwóch lub więcej jednocześnie rejestrowanych sygnałów diagnostycznych.

Za pomocą przekształcenia Hilberta można szacować wskaźnik synchronizacji fazowej  $Y_H$  obliczany bezpośrednio z różnicy faz oraz inny wskaźnik synchronizacji fazowej  $Y_{H-Sh}$  szacowany z entropii Shannona rozkładu różnicy faz.

Wskaźniki  $Y_H$  i  $Y_{H-Sh}$  oceniano w ruchomym oknie, zaś różnicę faz obliczano ze wzoru:

$$\varphi_{xy}^H(t) = n\varphi_x^H(t) - m\varphi_y^H(t), \text{ dla } n = 1 \text{ i } m = 1 \quad (5.11)$$

Powyższe modele i obliczenia przeprowadzono w środowisku Matlab/Simulink, korzystając z pakietu do przetwarzania sygnałów SPT (*Signal Processing Toolbox*).

Sygnał uzyskany metodami FAM-C oraz FDM-A wykorzystywany jest do określenia częstotliwości chwilowej (5.9) badanego procesu, a w następnej kolejności wyznaczenie zmienności fazy sygnału. Umożliwia to identyfikację modulacji występujących w konstrukcji. Porównanie wyników modelu i ich zobrazowania sygnału metodami FAM-C oraz FDM-A stanowi podstawę do doskonalenia metod diagnostycznych zespołów napędowych.

Zobrazowania sygnału metodami FAM-C i FDM-A są odmianami metody *Time of arrival* (TOA [218, 354]) oraz nie wymagają stosowania przetworników o wysokiej rozdzielczości i częstotliwości próbkowania. Wadą ich jest konieczność uwzględniania powielania widmowego metody oraz nierównomierności próbkowania, wynikające ze sposobu pobrania próbek. Efektywniej zastosowane metody FAM-C i FDM-A są również dokładne zarówno w identyfikacji symptomów diagnostycznych, jak też w zakresie stosowania niezwykle zaawansowanych przetworników AC i metod przetwarzania sygnałów.

Należy zaznaczyć, że wzbudzone w konstrukcji drgania są identyfikowane przez czujniki niezależnie od miejsca wystąpienia pobudzenia. Pobudzenie od procesu diagnostycznego w modelu przedstawiono w postaci dystrybuanty, np. uszkodzenia łożyska. Dystrybuanta jest określana w dziedzinie czasu i częstotliwości. Badana jest zarówno statystyka odpowiedzi czujnika (prądnicy) na wymuszenia eksploatacyjne, jak też ich korelacja z dystrybucją diagnostyczną uszkodzenia łożyska.

### 5.3. Okresowe zmiany amplitudy drgania wypadkowego – dudnienia

W teorii i praktyce wibroakustycznej znane są złożenia dwóch fal o zbliżonych częstotliwościach, których skutkiem są niskoczęstotliwościowe (niskotonowe) dźwięki wypadkowe, zwane dudnieniami. Podobne zjawiska występują w technice świetlnej i mechanice. Zazwyczaj oba oscylatory (sygnały pierwotne) są ze sobą słabo sprzężone. Jak wynika z symulacji autorów, w wyniku interferencji dwu fal pierwotnych (rys. 5.8) o jednakowych amplitudach, np.  $U_1 = U_2 = U$ , może być utworzona zróżnicowana forma fali wypadkowej o ilorazie częstotliwości:

1. mniejszym niż 0,995 – zmodulowania częstotliwości obwiedni o częstotliwości różnicowej i amplitudzie zmieniającej się od zera do  $2U$  (rys. 5.9a),
2. większym niż 0,995 (rys. 5.9b).

Występuje jeszcze liczna grupa kombinacji zależności częstotliwości i amplitudy przedstawiona na rys. 5.10÷5.15.

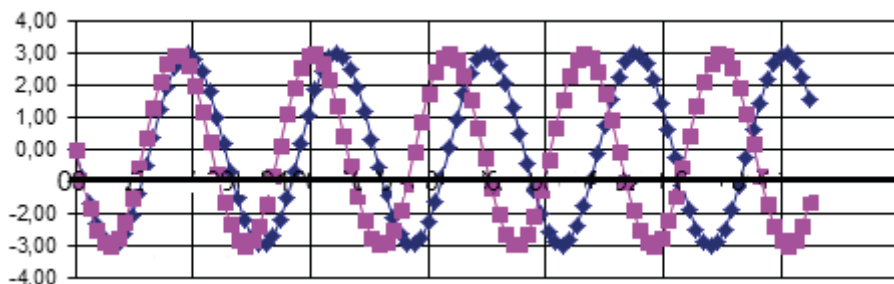
Ogólnie zduńnienia można opisać w postaci:

$$u_1(t) = U_1 \sin \omega_1 t \quad (5.12)$$

$$u_2(t) = U_2 \sin \omega_2 t \quad (5.13)$$

Oba sygnały ulegają zsumowaniu geometrycznemu. Jeżeli  $\omega_1 \neq \omega_2$ , oraz  $\omega_1 \approx \omega_2$ , to sygnał wypadkowy  $u_3$  może być opisany wzorem:

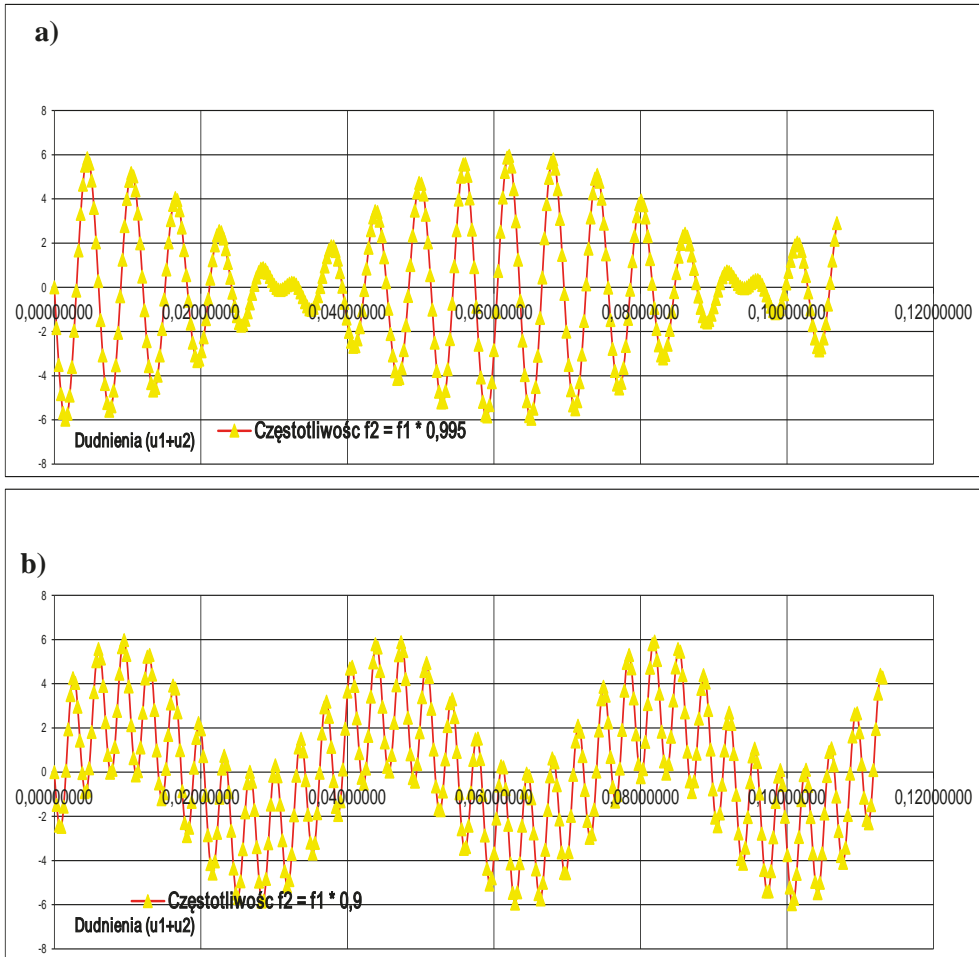
$$u_3 = (U_1 + U_2) \cos \frac{\omega_1 - \omega_2}{2} t \sin \frac{\omega_1 + \omega_2}{2} t \quad (5.14)$$



Rys. 5.8. Przebiegi pierwotne dwóch oscylatorów:  $U_1$  i  $U_2$

Podstawowy algorytm analizy modulacji częstotliwości w metodzie FAM-C zakłada analizę parametrów zbiorów charakterystycznych o rozdzielonych pasmach, np.  $f_1 \gg f_2$ . Przy takich założeniach analiza zostaje uproszczona dzięki filtracji pasmowej. W zastosowanych modelach matematycznych nie można wykorzystać filtracji pasmowej, ponieważ parametry niezbędnych filtrów powodowałyby więcej zakłóceń niż korzyści z filtracji. W takim przypadku dolnopasmowa filtracja produktów modulacji jest podstawą identyfikacji procesów diagnostycznych.

W przypadku gdy  $f_1 \rightarrow f_2$ , ten algorytm jest nie do przyjęcia. Najefektywniejsze rezultaty można uzyskać z pomiaru zmienności fazy przy stałej różnicy częstotliwości badanych procesów lub dążącej do zera. W badaniach zespołu napędowego śmigłowca nr „e” zaobserwowano kilka zjawisk interferencyjnych wywołujących dudnienia:



**Rys. 5.9.** Przebiegi wypadkowe (z dwóch oscylatorów:  $U_1$  i  $U_2$ ) przy jednakowych amplitudach i różnych wartościach ilorazu częstotliwości oscylatorów: a) poniżej 0,995; b) powyżej 0,995

1. W czasie badań dwusilnikowych zespołów napędowych – niekiedy pojawiały się zmodulowania napięcia wyjściowego podobne do zobrazowanego na rys. 5.9a.
2. W czasie monitorowania drgań wału wirnika nośnego śmigłowców – występujące luzy promieniowe ww. wału generują w dziedzinie czasu zmodulowania wolnozmiennie o częstotliwości pierwszej harmonicznej ww. wału. Wał ten jest napędzany zespołem kół zębatych o zębach ukośnych. Jeżeli wał na skutek zu-

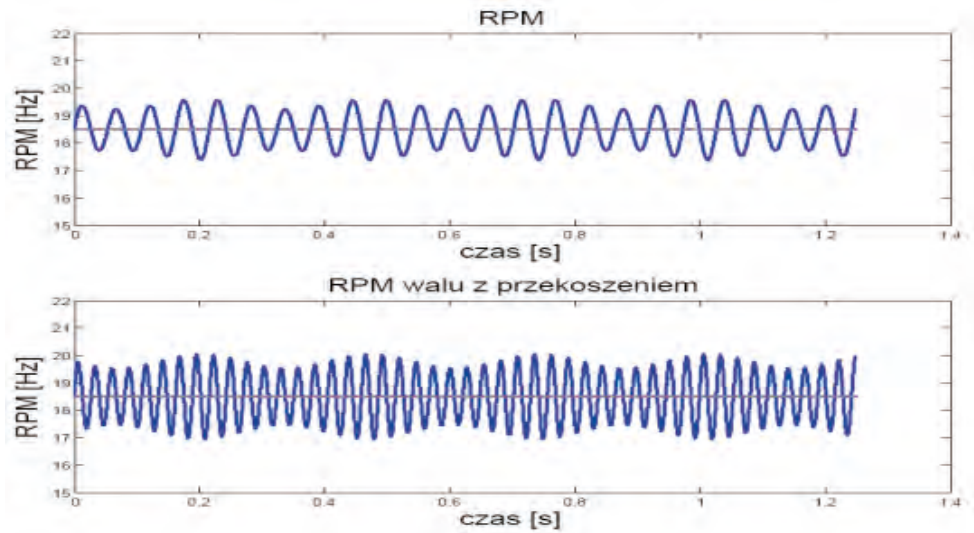
życia górnego łożyska tocznego przekładni głównej ma znaczne luzy podłużne to powstają zmodulowania wolnozmiennie na wyjściu wału transmisji.

Innym przykładem zjawiska dudnienia jest oddziaływanie na siebie dwóch wałów przekładni tylnej na śmigłowcu Mi-24 nr „e” (szczegółowy opis procesu zużycia mechanicznego zawarto w rozdziale 6):

- 1) wału śmigła ogonowego (rys. 3.58, element 16) – pojawiła się (niewystępująca na innych śmigłowcach, gdzie obserwowano tylko zbiór charakterystyczny o częstotliwości nośnej pierwszej harmonicznej, tj.  $f_{p_{NI50}} = 18,5$  Hz) druga harmoniczna ( $f_{p_{NI50}} = 37$  Hz); (rozd. 3.2.1, rys. 3.12, szczegóły:  $m_1, r_1, m_2, r_2$ ; rys. 1.5, szczegół A62);
- 2) wału wejściowego przekładni tylnej (rys. 3.58, element 7) – powstawały drgania prędkości kątowej równe pierwszej harmonicznej prędkości znamionowej tego wału ( $f_{p_{3n}} = 43$  Hz);
- 3) zsumowanie (interferencja) ww. dwóch sygnałów drgań kątowych wywołało drgania dudnieniowe o częstotliwości (różnicowej) 6 Hz, powodujące wibracje konstrukcji podłogi przedziału desantowego. Drgania te były odczuwane w czasie lotu i słyszalne przez załogę w formie niskotonowych dźwięków podczas zmniejszania prędkości obrotowej.

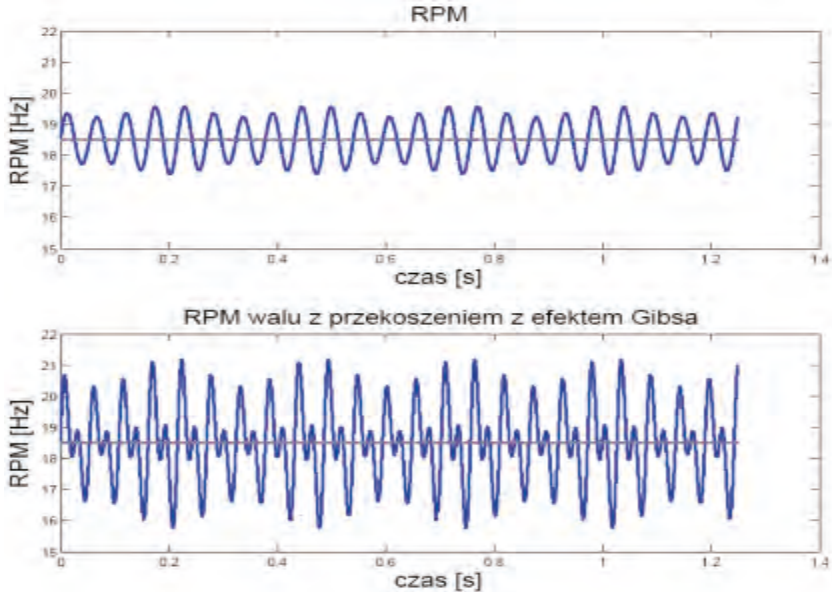
Dwie częstotliwości nośne okresowo oddalały się od siebie i przybliżały na skutek przekoszenia się jednego z wałów i znacznego wzrostu luzów wzajemnych między nimi. Pojawiło się w ten sposób niewyważenie zespołu śmigła ogonowego (rozdział 3.2.1, rys. 3.12, szczegóły:  $m_1, r_1, m_2, r_2$ ). W obrazowaniu FAM-C objawiło się ono przesunięciem środka symetrii zbioru charakterystycznego względem osi symetrii pozostałych zbiorów charakterystycznych (rys. 1.5, szczegół A62). W układzie połączenia mechanicznego obu wałów (stanowiących oś obrotu pary kół zębatych odpowiednio: Z19 i Z44 – rys. 3.58, elementy: 10 oraz 11) wystąpiła zatem częstotliwość różnicowa wolnozmienna, tzw. dudnienia (rys. 1.4, szczegół „obwiednia”).

Na rys. 5.10 przedstawiono zmodulowaną prędkość obrotową wału na podstawie modelu.



Rys. 5.10. Przebiegi zmian częstotliwości uzyskane z symulacji w Matlabie

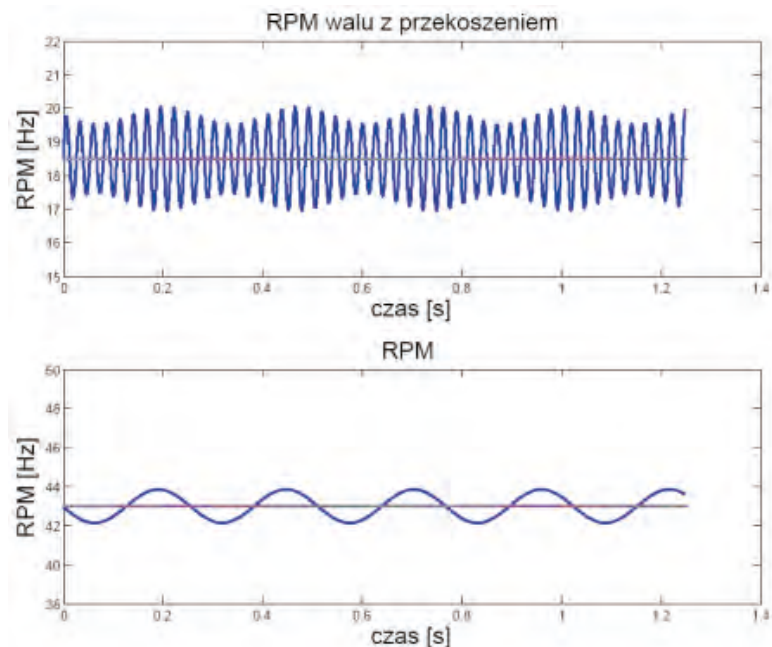
W modelu na rys. 5.11 widoczny jest efekt Gibbsa, który wyjaśnia powstawanie zakłóceń sygnału, np. od niewyważenia zespołu wirnikowego.



Rys. 5.11. Przebiegi czasowe zmian częstotliwości wałów napędowych uzyskane z symulacji w Matlabie nieuwzględniającej ujemnych częstotliwości

Na kolejnym wykresie (rys. 5.12) przedstawiono prędkości obrotowe wałów przekładni śmigłowca. Analiza modulacji za pomocą transformaty Hilberta nie pozwalała na zastosowanie uproszczeń jak przy sygnałach o rozdzielonych pasmach [380].

Na podstawie pomiarów określono przebiegi czasowe zmian prędkości współpracujących wałów (rys. 5.12). Przebiegi te wykorzystano w stworzonej w Matlabie symulacji widma drgań przekazywanych na konstrukcję śmigłowca.



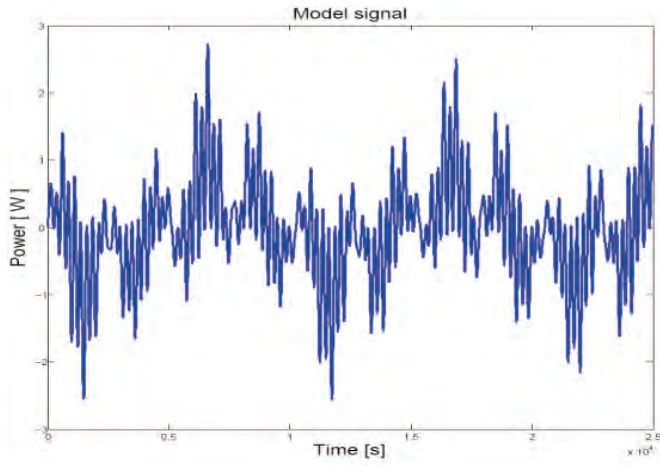
**Rys. 5.12.** Przebiegi czasowych zmian prędkości obrotowych wałów wykorzystane w symulacji drgań generowanych w konstrukcji śmigłowca stworzonej w Matlabie

W wyniku modulacji prędkości kątowej dwu różnych wałów tej samej przekładni, na pozostałe elementy obrotowe mechanicznego zespołu napędowego obiektu przenoszą się drgania, których model przedstawiono na rys. 5.13. Jest to sygnał prezentowany w dziedzinie czasu. Sygnały modulujące są w jednym paśmie częstotliwości, nie spełniają zatem warunku rozdzielonego pasma. Dlatego w symulacji zjawiska nie stosowano żadnych uproszczeń, odwołując się bezpośrednio do całkowitej definicji transformaty Hilberta (wzór 5.5). W wyniku modulacji powstają infradźwięki bardzo niebezpieczne dla konstrukcji badanego obiektu. Można je obserwować metodami FAM-C i FDM-A. Należy zauważyć, że składowe sygnału

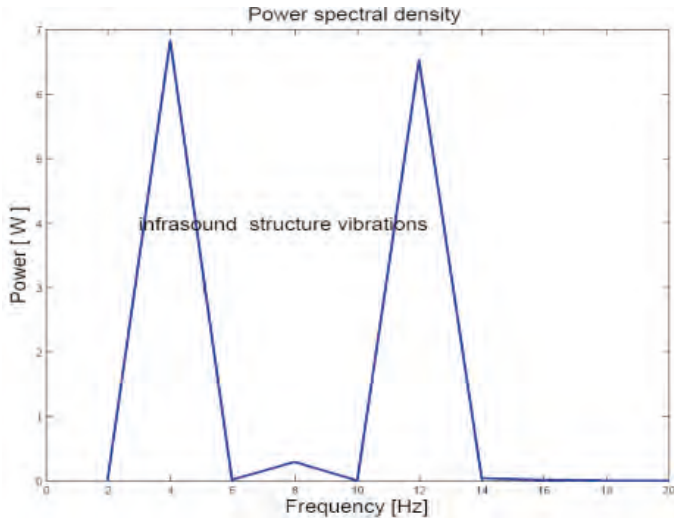


zobrazowanego na kolejnych rysunkach (rys. 5.14 i 5.15) są poza pasmem pomiarowym standardowej aparatury wibroakustycznej, której pasmo przenoszenia nie pozwala na pomiar infradźwięków.

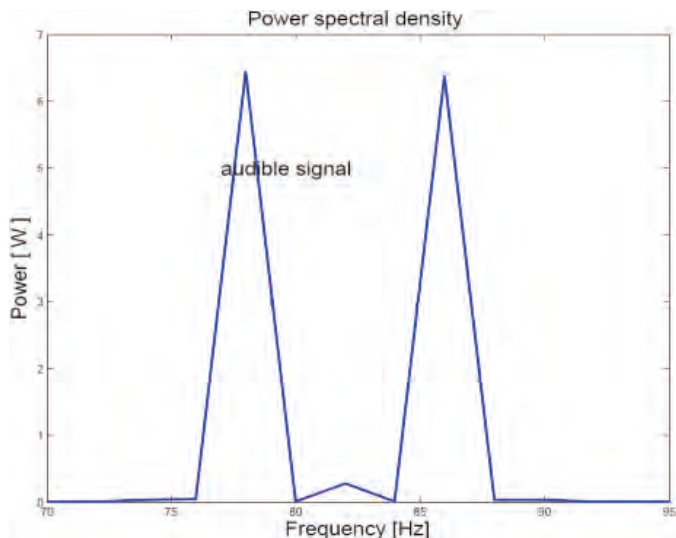
Składowe postrzegane są przez obsługę jako drgania konstrukcji, przy czym część energii drgań pojawia się również w widmie sygnału, jako częstotliwości słyszane przez obsługę.



**Rys. 5.13.** Czasowy przebieg drgań konstrukcji śmigłowca generowanych przez przekładnię – symulacja w Matlabie



**Rys. 5.14.** Infradźwiękowa część pasma sygnału drgań generowanych w wadliwej przekładni – symulacja w Matlabie



**Rys. 5.15.** Słyszana przez obsługę część pasma sygnału drganiowego wadliwej przekładni – symulacja w Matlabie

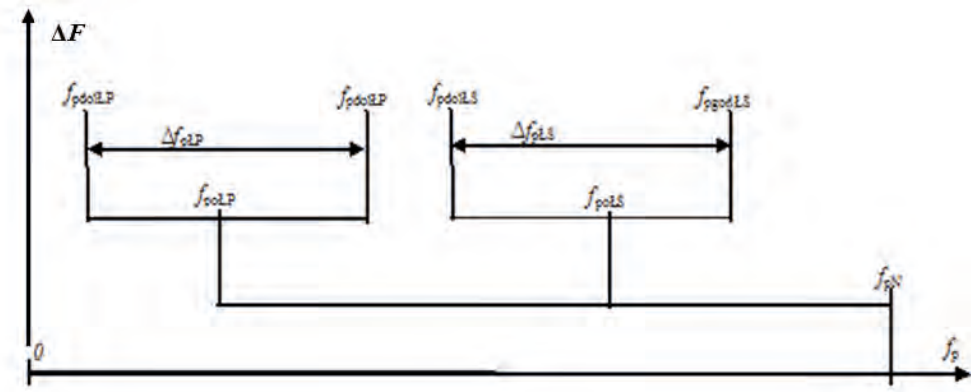
## 5.4. Symulacje elektroniczne

Zbiór charakterystyczny łożyska tocznego wykorzystuje stosunkowo szerokie pasmo (rys. 5.16 i 5.17) w porównaniu do wielu innych, np. w stosunku do szerokości pasma zbioru charakterystycznego zajmowanego przez zobrazowanie wady mimośrodowości (równoległego przesunięcia osi symetrii w miejscu połączenia) dwóch wałów.-

Toczenie się elementów tocznych po bieżniach zwykle nie odbywa się ze stałą prędkością kątową, lecz ulega ona przyśpieszeniom i opóźnieniom zależnym od lokalnego zużycia danego odcinka bieżni – w miejscach zużycia bieżni poślizgi elementów tocznych. Często dochodzi do utraty połączenia powierzchni bieżni z powierzchnią elementu tocznego, np. na skutek zwiększonych luzów promieniowych – w takiej sytuacji wartość współczynnika toczenia  $p_s$  ulega zmniejszeniu i tym samym wartość  $f_p$  kolejnych punktów charakterystycznych dąży do dolnej częstotliwości pasma  $f_{pmin}$ . Jest to efekt tzw. niedociążenia łożyska tocznego.

Niekiedy dochodzi także do chwilowego zatrzymania ruchu obrotowego elementów tocznych (np. na skutek zwiększonych zanieczyszczeń metalicznych w oleju smarnym, powodujących blokowanie niektórych elementów tocznych), przez co częstotliwość  $f_p$  zwiększa się do  $f_{pmax}$ . W rzeczywistości więc zbiór charakterystyczny łożyska tocznego zajmuje znaczne pasmo  $\Delta f_p = f_{pmin} \div f_{pmax}$ . Ogólnie biorąc, poszczególne (bieżąco otrzymywane z pomiaru FAM-C) punkty zbioru charakte-

rystycznego cały czas przemieszczają się pomiędzy dolną a górną częstotliwością pasma zarezerwowanego dla danego łożyska. Analogią jest zjawisko „przemiatania” częstotliwości znane z laboratoryjnych badań mechanicznych urządzeń lotniczych. W przypadku zobrazowań otrzymanywanych na bieżąco z pomiarów FAM-C lub FDM-A, funkcję „przemiatania” częstotliwości w warunkach laboratoryjnych realizowano za pośrednictwem „GENERATORA FUNKCJI AFGU” (rys. 6.9). Można wysunąć tezę, że zadanie „przemiatania” mogłoby być naśladowane przez przebieg przedstawiony na rys. 6.10.



**Rys. 5.16.** Rozmieszczenie pasm częstotliwości zajmowanych przez zbiory charakterystyczne poszczególnych łożysk na płaszczyźnie współrzędnych prostokątnych  $\Delta F = f(f_p)$  – rysunek poglądowy

Zgodnie z wcześniej omawianymi zjawiskami fizycznymi w zakresie diagnostyki, na stanowisku pomiarowym powinny być wygenerowane dwie fale:

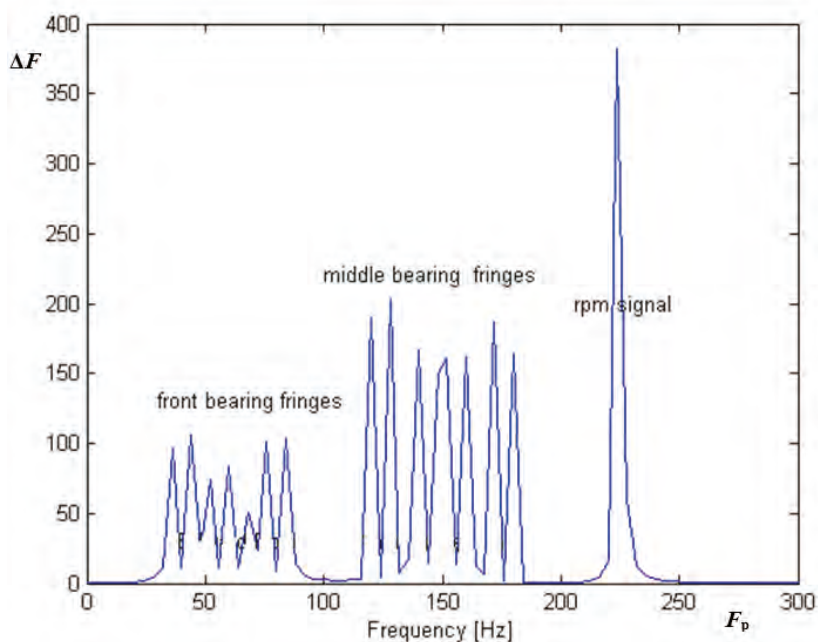
- fala nośna o częstotliwości  $f_{pN}$  – należałoby w tym przypadku zastosować drugi generator, którym może być np. generator PO-21 (rys. 5.18),
- fala modulująca – realizowana przez generator funkcji AFGU, generująca pasmo łożyska przedniego lub środkowego (rys. 5.16, parametry  $\Delta f_{pLP}$ ,  $\Delta f_{pLS}$ ).

W celu odzwierciedlenia rzeczywistych zmian w warunkach laboratoryjnych, należałoby jednocześnie wygenerować pasma częstotliwości dla łożyska przedniego i łożyska środkowego. Do tego celu byłyby potrzebne dwa generatory funkcji (AFGU) oraz jeden generator fali nośnej (PO-21). Każdy z generatorów musiałby być połączony z głównym obwodem transformatorem (obwód główny tworzy zasilacz wytwarzający składową stałą). Dzięki temu byłyby zapewnione galwaniczne rozdzielanie obwodów oraz dopasowanie impedancji.

Każdy z generatorów funkcji powinien realizować zmodulowania częstotliwości o okresie zmian od wartości  $T_1 = 1/f_{p\text{gor}}$  do  $T_1 = 1/f_{p\text{dol}}$ . Jednocześnie wartość dewiacji,

tj. amplituda zmian częstotliwości chwilowej ( $\Delta F_{min} \div \Delta F_{max}$ ), powinna odzwierciedlić żadaną wysokość zbiorów charakterystycznych ( $A = \Delta F_{min} \div \Delta F_{max}$ ). Wysokości zbiorów charakterystycznych  $A$  należy dobierać zgodnie z kolejnymi progami diagnostycznymi odpowiadającymi poszczególnym klasom diagnostycznym: 0, A, B, C, D, E. Ich przekroczenie ma decydujący wpływ na decyzję diagnostyczną. Dlatego też dla tych wartości progowych powinna się odbywać kalibracja. Znaczna wartość błędu pomiaru wysokości zbiorów charakterystycznych, spowodowana np. błędami interfejsu (detektora zera), może spowodować błędną decyzję diagnostyczną.

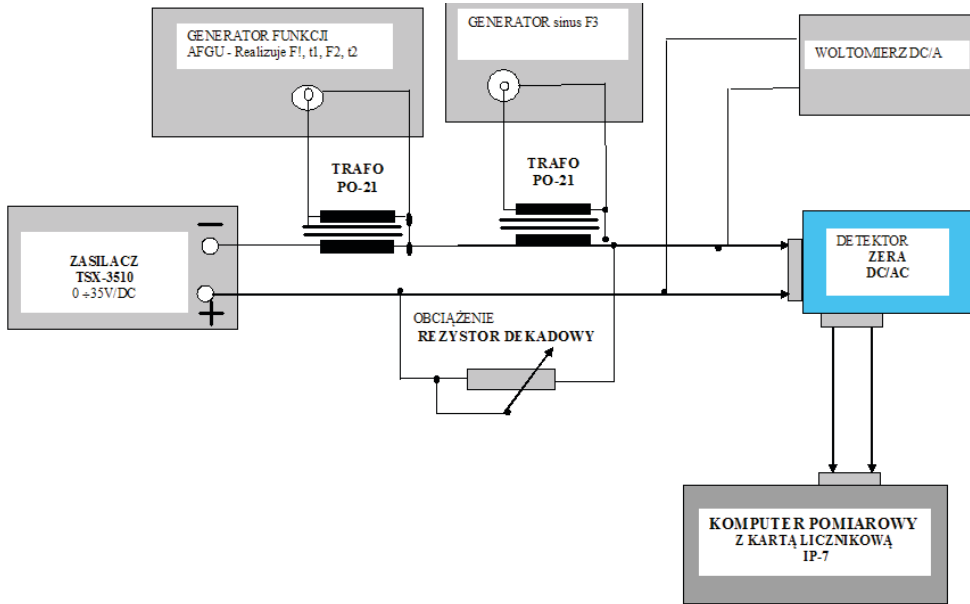
Badania laboratoryjne powinny być skorelowane z symulacjami komputerowymi, odzwierciedlającymi zjawiska zaobserwowane na obiektach rzeczywistych. Przykład takich symulacji dla dwóch podpór łożyskowych silnika SO-3 przedstawiono w opracowaniu [158]. Rozmieszczenie pasm częstotliwości zajmowanych przez zbiory charakterystyczne dla łożyska przedniego i środkowego na podstawie modelu matematycznego przedstawiono na rys. 5.17.



**Rys. 5.17.** Rozmieszczenie pasm częstotliwości zajmowanych przez zbiory charakterystyczne poszczególnych łożysk na płaszczyźnie współrzędnych prostokątnych  $\Delta F = f(f_p)$  z modelu matematycznego – symulacja w Matlabie

## Symulowanie laboratoryjne

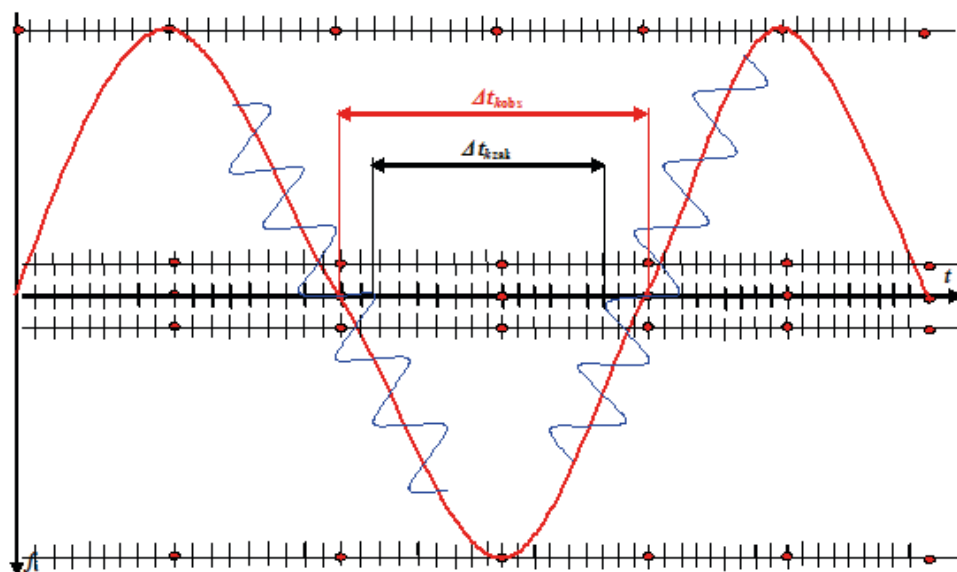
Przeprowadzenie badań opisanych powyżej napotkało na liczne trudności. Brak wystarczającej stabilności generatora fali nośnej (PO-21) spowodował konieczność rezygnacji z generowania tej fali. Na tym etapie uznano, że badany interfejs dokładnie odfiltrowuje falę nośną.



**Rys. 5.18.** Schemat stanowiska pomiarowego naśladowującego zjawiska modulacji częstotliwości generowane w pokładowej prądnicie prądu stałego statku powietrznego

## 5.5. Wpływ zakłóceń na wyniki pomiaru diagnostycznego FAM-C

Metoda FAM-C oparta jest na wykorzystaniu parametrów modulacji częstotliwości i fazy, co zgodnie z teorią sygnałów powinno zapewnić dużą odporność na zakłócenia. Częstotliwość chwilowa jest w FAM-C obliczana metodą pośrednią, czyli przez obliczanie przyrostów czasu pomiędzy kolejnymi przejściami przez poziom zerowy. W tym przypadku (w pobliżu przejścia przez zero) gradient zmian napięcia jest największy (rys. 5.19), a więc największa jest też odporność na zakłócenia wysokoczęstotliwościowe.



**Rys. 5.19.** Pozorne zmiany (skrócenie) przyrostu czasu pomiędzy kolejnymi przejściami na skutek zakłócenia obserwowanego sygnału wolnozmiennego (kolor czerwony) zakłóceniami szybkozmiennymi (kolor niebieski) obserwowane przez układ pomiarowy FAM-C

Zakłócenia jednak mają wpływ na wyniki. Wspomina o tym wielu autorów. W artykule [355] udowodniono matematycznie, że przy „skażeniu” sygnału przebiegu napięciowego podstawowego

$$u_{\text{obs}} = f(t) = U_{\text{obs}} \cdot \sin(2\pi f_{\text{obs}} t) \quad (5.15)$$

sygnałem zakłócającym

$$u_{\text{zak}} = f(t) = U_{\text{zak}} \cdot \sin(2\pi f_{\text{zak}} t) \quad (5.16)$$

następuje nakładanie sygnału, a przyrosty czasu pomiędzy kolejnymi przejściami przez poziom zerowy zmniejszają się. Powoduje to pozorne zwiększenie częstotliwości obliczonej tym sposobem. Wobec tego, przebieg złożony z obu sygnałów (zakłócającego i obserwowanego) może mieć przyrost czasu pomiędzy kolejnymi  $k$ -tymi przejściami przez poziom zerowy  $\Delta t_{kzak}$  mniejszy niż dla sygnału niezakłóconego ( $\Delta t_k$ ). Zależności te można opisać w postaci wzorów definiujących przyrost czasu sygnału obserwowanego bez zakłóceń:

$$\Delta t_{kobs} = \frac{1}{2 \cdot f_{obs}} \quad (5.17)$$

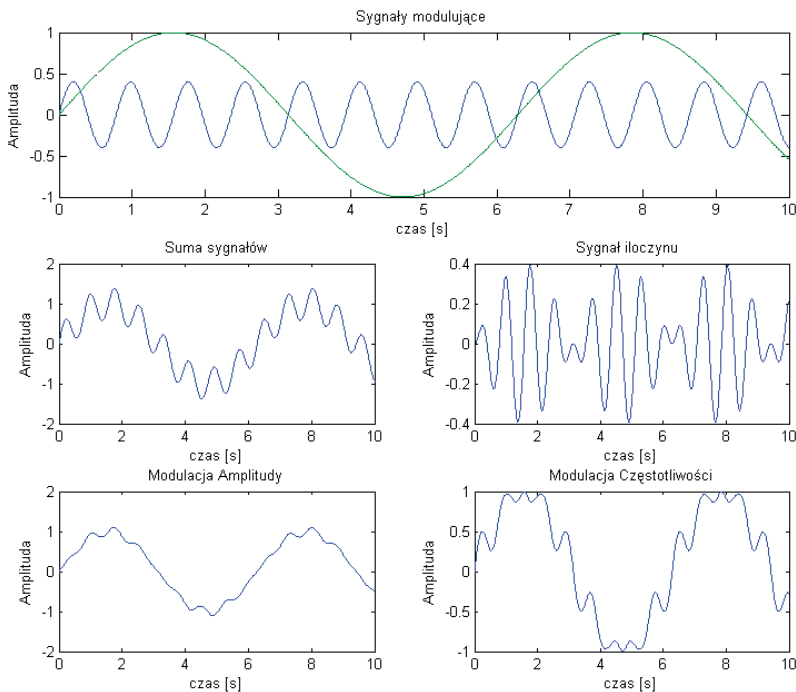
oraz przyrost czasu sygnału wypadkowego w postaci sygnału obserwowanego z nałożonymi zakłóceniami:

$$\Delta t_{kzak} = \Delta t_{kobs} - 2 \cdot U_{zak} [1 - u_{obs}'(t_k)] \quad (5.18)$$

Po podstawieniu do (5.17) wzorów (5.15) oraz (5.16) można otrzymać:

$$\Delta t_{kzak} = \frac{1}{2 \cdot f_{obs}} - 4 \cdot U_{zak} U_{obs} \pi f_{obs} \cdot \cos(2\pi f_{obs} t_k) \quad (5.19)$$

Na rys. 5.20 można zaobserwować zmianę częstotliwości chwilowej sygnału zmodulowanego. Można wyznaczyć ją ze wzoru (5.19), wykorzystując transformatę Hilberta.



**Rys. 5.20.** Przebiegi czasowe sygnału głównego zmodulowanego z przebiegiem zakłócającym o wyższej częstotliwości obrazujące efekt częstotliwości chwilowej sygnału zmodulowanego, wykrywanej metodami FAM-C, FDM-A oraz TOA – symulacja w Matlabie





# 6

## WYBRANE ZAGADNIENIA Z PRAKTYKI DIAGNOZOWANIA ZESPOŁÓW NAPĘDOWYCH ŚMIGŁOWCÓW WOJSKOWYCH METODĄ FAM-C

### 6.1. Wstęp – omówienie podstawowych systemów transmisji mocy mechanicznej śmigłowców i ich problemów diagnostycznych

#### 6.1.1. Podstawowe systemy układu nośnego śmigłowców

W rozdziale 3 zostały omówione przykładowe konstrukcje zespołów napędowych, w których przetworzenie siły mechanicznej silników na siłę nośną i sposoby sterowania znacznie różnią się od siebie.

1. System Bella, zwany też systemem Sikorskiego [20, 42, 45, 272, 233, 272, 368] – nazwany przez konstruktora układem klasycznym. Siłę nośną tworzy zespół poziomo przemieszczających się łopat jednego wirnika nośnego o pionowej osi wirowania, przy czym moment korekcyjny tworzy mniejsze śmigło, tzw. ogonowe, o poziomej osi wirowania (niekiedy pod niewielkim skosem, jak np. w śmigłowcu Blackhawk). Takie skośne ustawienie śmigła ogonowego generuje pewną siłę nośną, która unosi ogon śmigłowca ku górze). System ten stosowany jest w blisko 83% populacji śmigłowców świata i jest powszechny w wojskowych śmigłowcach lekkich i średnich, a także w ciężkich (opancerzonych) śmigłowcach bojowych.

a) Zalety:

- względna prostota konstrukcji systemu transmisji mocy mechanicznej;
- względna prostota systemu sterowania torem lotu;
- dobra manewrowość – istotna na polu walki (uniki przed ostrzałem, zwiększona możliwość celnego prowadzenia ostrzału przeciwnika);
- opanowana technologia – są to najwcześniej (już od 1922 r. przez Igora Sikorskiego) i najliczniej produkowane śmigłowce;
- możliwość zwiększania liczby łopat (zwiększenie liczby łopat nośnych zwiększa sprawność aerodynamiczną oraz zwiększa nośność śmigłowca przy tym samym zużyciu paliwa) bez konieczności przekonstruowania zespołu napędowego i systemu transmisji mocy mechanicznej;
- łatwość wyważania i torowania łopat (ustawienia toru przemieszczania się łopat w jednej płaszczyźnie);
- prostota sterowania w płaszczyźnie poziomej – jednoczesne (równomierne) zwiększanie kąta natarcia wszystkich łopat śmigła ogonowego – nie ma potrzeby stosowania tarczy sterującej skokiem okresowym łopat – wykorzystuje się prosty i wypróbowany system sterowania śmigłem o osi poziomej stosowany do sterowania ciągiem śmigieł w samolotach o napędzie tłokowym;
- niewielka moc niezbędna do zmiany kursu – znaczne oddalenie śmigła ogonowego od wirnika nośnego zwiększa moment siły oddziaływania;
- separacja sterowania kątem kursu (realizowana poprzez zmianę kąta natarcia łopat śmigła ogonowego) od sterowania kątem przechylenia i pochylenia (realizowana przez przechylenia lub pochylenia tarczy sterującej wirnika nośnego) – upraszcza to prace regulacyjne układu sterowania i strojenie systemu autopilota.

b) Wady:

- znaczna strata mocy w śmigle ogonowym – moc ta jest używana dla wytwarzania siły niezbędnej do korygowania siły reakcji kadłuba na ruch obrotowy wirnika nośnego oraz do wymuszenia zmiany kierunku lotu, lecz jest to moc nieużyteczna dla powstawania siły nośnej śmigłowca;
- znaczny poziom hałasu z powodu wzajemnego oddziaływania zawirowań powietrza wytwarzanych przez końcówki łopat wirników głównego i ogonowego;
- znaczne oddalenie przekładni śmigła ogonowego od źródła mocy mechanicznej, skutkujące koniecznością tworzenia długiej linii wałów transmisji, co powoduje znaczne siły skręcające, których intensywność w czasie zużycia eksploatacyjnego śmigłowca zwiększa się zwłaszcza podczas intensywnych manewrów;

- duże oddalenie przekładni śmigła ogonowego oraz systemu wałów transmisji od kadłuba, umieszczonych w ogonie, co zwiększa narażenie transmisji na ostrzał, przy czym należy zaznaczyć, iż większość strąceń śmigłowców podczas rosyjskiej interwencji w Afganistanie nastąpiła w wyniku uszkodzenia śmigła ogonowego;
- zagrożenie przez śmigło ogonowe dla zdrowia i życia obsługi naziemnej oraz osób postronnych;
- belka ogonowa utrudnia załadunek.

Zanotowano także wiele rozbić płatowca zarówno w lotnictwie wojskowym, jak i w cywilnym na skutek zawadzenia śmigłem ogonowym o przeszkody terenowe; ta wada nie występuje w wariacie śmigła w układzie wentylatorowym, tj. śmigła zabudowanego w stateczniku pionowym (francuski system Fenestron).

2. System Piaseckiego [164] (reprezentowany przez śmigłowce: CH-47 „Chinook”, Jak-24). Siłę nośną tworzy zespół dwóch poziomo przeciwbieżnie wirujących wirników, dzięki czemu likwidowany jest moment reakcji; osie wirników rozstawione są pionowo na przeciwnych końcach kadłuba.

a) Zalety

- system jest wydajny pod kątem wagi przenoszonych ładunków – stosunkowo wysoki udźwig (najkorzystniejszy współczynnik unoszonej masy użytecznej do masy spalonego paliwa) i powierzchnia ładunkowa na jednostkę mocy zespołu silników;
- wysoka stabilność w locie poziomym;
- wysoki poziom bezpieczeństwa – brak śmigła ogonowego nie stwarza zagrożenia zranienia obsługi naziemnej oraz kolizji z obiektami naziemnymi;
- ergonomiczność załadunku (nie przeszkadza belka ogonowa i śmigło ogonowe).

b) Wady:

- niska sterowność – zwrot do tyłu, tj. zmiana kursu o 180° (przy tym samym obciążeniu), trwa znacznie dłużej niż u pozostałych konstrukcji śmigłowców;
- konieczność precyzyjnej synchronizacji chwilowego kąta obrotu każdego ze śmigieł nośnych – podczas długotrwałej eksploatacji rosną luzy w przegubach wałów transmisji oraz w przekładniach, co powoduje silne udary w zespole transmisji oraz zwiększenie dynamicznych momentów skręcających tych wałów.

3. System współosiowych wałów dwóch poziomo przeciwbieżnie wirujących wirników, dzięki czemu likwidowany jest moment reakcji – system ten stosowany jest w rosyjskich śmigłowcach Kamowa (Ka-50, Ka-52).

a) Zalety:

- wysoka zwrotność – zwrot do tyłu, tj. zmiana kursu o kąt  $180^\circ$  (przy tym samym obciążeniu), trwa najkrócej spośród pozostałych konstrukcji śmigłowców – „idealny” jako niszczytel czołgów oraz do zwalczania innych śmigłowców;
- system jest wydajny – stosunkowo wysoki udźwignięcie i powierzchnia ładunkowa na jednostkę mocy zespołu silników [42];
- wysoka stabilność zarówno w locie poziomym, jak i podczas zwrotów oraz podczas podmuchów wiatru – cecha szczególnie istotna dla lotnictwa morskiego;
- wysoki poziom bezpieczeństwa w działaniach wojskowych – brak śmigła ogonowego nie stwarza zagrożenia zranienia obsługi naziemnej lub kolizji z obiektami naziemnymi;
- ergonomiczność załadunku (nie przeszkadza belka ogonowa i śmigło ogonowe);
- niwelacja efektu żyroskopowego (istotna przy dynamicznych zmianach kierunku lotu), nie występuje moment precesji (wektor momentu krętu wirującej masy dąży do pokrycia się z wektorem momentu siły wymuszenia).

b) Wady [42]:

- znaczne wydłużenie osi środkowej wirnika – duża strzałka ugięcia wału;
- „ciężka” praca zespołu łożyskowania przeciwbieżnych wirników;
- trudności eksploatacyjne z wyważaniem lub torowaniem łopat;
- z uwagi na ww. wady niski udźwignięcie przy aktualnie dostępnej technologii produkcji;
- skomplikowana budowa układu napędowego i systemu sterowania;
- trudności w eliminacji drgań wirników.

4. System z dwoma dwułopatowymi wirnikami głównymi przeciwbieżnymi o osiach obrotu lekko odchylonych od pionu („układ krzyżowy”, zwany niekiedy także układem V albo – mniej oficjalnie „trzepaczkami”), dzięki czemu niwelowany jest moment reakcji (rys. 3.2).

a) Zalety [42]:

- wysoka zwrotność;
- niewielkie wymiary zewnętrzne;
- system jest wydajny – stosunkowo wysoki udźwignięcie oraz powierzchnia ładunkowa na jednostkę mocy zespołu silników;
- wysoka stabilność zarówno w locie poziomym, jak i podczas zwrotów oraz podczas podmuchów wiatru – cecha szczególnie istotna dla lotnictwa morskiego;

- wysoki poziom bezpieczeństwa w działaniach wojskowych – brak śmigła ogonowego nie stwarza zagrożenia zranienia obsługi naziemnej lub kolizji z obiektami naziemnymi; brak śmigła ogonowego (oddalonego od kadłuba) zmniejsza prawdopodobieństwo uszkodzenia i stracenia śmigłowca przy ostrzale przeciwnika;
- b) Wady:
- „ciężka” praca zespołu łożyskowania przeciwbieżnych wirników;
  - trudności eksploatacyjne z wyważaniem lub torowaniem łopat;
  - skomplikowany konstrukcyjnie i technologicznie układ przenoszenia napędu;
  - z uwagi na ww. wady niski udźwig przy aktualnie dostępnej technologii produkcji.
5. System NOTAR (reprezentowany przez śmigłowce: MD520N). Siłę nośną tworzy zespół poziomo przemieszczających się łopat głównego wirnika nośnego o pionowej osi wirowania, przy czym moment korekcyjny tworzy strumień sprężonego powietrza wydmuchiwanego przez specjalne dysze z boku i na końcu belki ogonowej. Powietrze w belce ogonowej jest sprężane przez wentylator napędzany z przekładni głównej.
- a) Zalety:
- bardzo niski poziom hałasu – z powodu braku wzajemnego oddziaływania zawirowań powietrza wytwarzanych przez końcówki łopat wirników głównego i ogonowego lub między łopatami wirników głównych – jest to najcichszy ze wszystkich wymienionych systemów napędowych śmigłowców [96, 316];
  - zmniejszenie poziomu wibracji śmigłowca z ww. powodu;
  - wysoki poziom bezpieczeństwa – nie ma ryzyka uderzenia śmigłem ogonowym w przeszkody terenowe lub zranienia osób;
  - wysoki poziom niezawodności – wyeliminowane są elementy mechaniczne wirnika ogonowego;
  - względna prostota konstrukcji systemu transmisji mocy mechanicznej;
  - względna prostota systemu sterowania torem lotu;
  - możliwość osiągania większych prędkości postępowych, gdyż strumień przyścienny z dyszy powietrznej w ogonie śmigłowca nie przeszkadza w czasie ruchu powrotnego (pozostaje jednak opór śmigła głównego).
- b) Wady:
- znaczne mniejszy udźwig niż w przypadku systemu Sikorskiego, gdyż system NOTAR potrzebuje więcej mocy do utrzymania sterowania kierunkowego;
  - konieczność instalowania dodatkowego wentylatora mechanicznego – wymagana jest rozbudowa struktury przekładni głównej.

### 6.1.2. Wybrane problemy diagnostowania zespołów napędowych śmigłowców

Wady poszczególnych systemów układu nośnego śmigłowców zmuszają konstruktorów do ich kompensowania zarówno środkami konstrukcyjno-technologicznymi, jak i z wykorzystaniem układów automatyki. Z uwagi na mobilność śmigłowców oraz częste operowania z przygodnych lądowisk bez wsparcia załogi przez naziemny personel techniczny, szczególnie istotne jest instalowanie na pokładach układów diagnostycznych. Układy takie mogą dostarczać w czasie lotu lub na ziemi istotnych wskazówek eksploatacyjnych zarówno załodze latającej, jak i personelowi naziemnemu oraz zakładom remontowym. Dlatego też w niniejszej monografii główna uwaga została skupiona na systemach i układach diagnostycznych.

#### 6.1.2.1. Systemy monitorowania typu HUMS

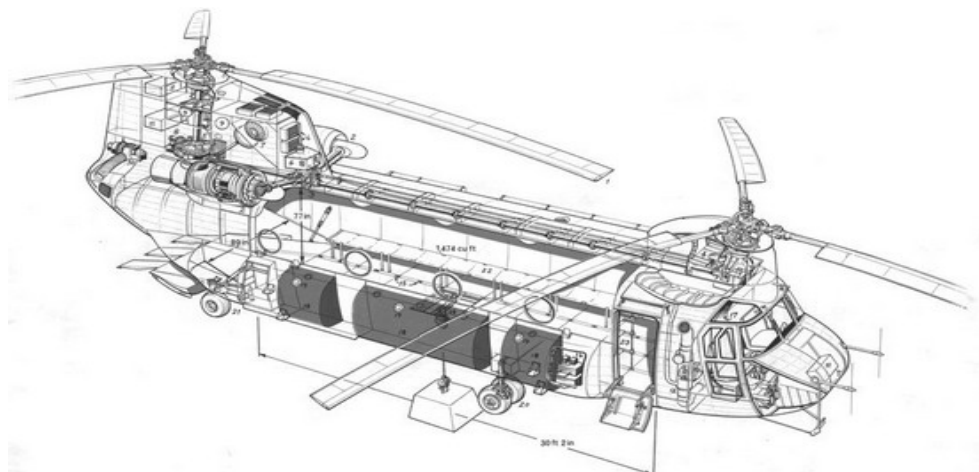
HUMS (Health and Usage Monitoring Systems) – to system monitoringu sprawności i użyteczności, zbierający istotne informacje diagnostyczne, które wykorzystywane są do obsługi technicznej wykonywanej przez załogę. Pierwsze zastosowanie tego systemu w praktyce miało miejsce w 1991 r., a głównym jego celem było zwiększenie niezawodności układu napędowego transmisji mocy pomiędzy silnikiem napędowym a śmigłem. System składa się z czujników mierzących parametry istotne dla oceny diagnostycznej zespołu napędowego i transmisji mocy (głównie z czujników wibroakustycznych oraz niewielkiej liczby czujników temperatury) i systemów akwizycji danych, tj. pozyskiwania, analizy i przechowywania danych. Monitorowany jest stan techniczny: silników głównych, wirników nośnych, przekładni redukcyjnych oraz płatowca. Należy zaznaczyć, że dążenie do dokładnej i wszechstronnej diagnostyki wiąże się z rozbudową sieci czujników i ich okablowania, co prowadzi do zwiększenia awaryjności systemu HUMS.

Ze tego względu wymagane jest opracowanie dla każdego śmigłowca procesu analizy niezawodności zespołu napędowego wraz z transmisją mocy oraz optymalizacja liczby czujników, ograniczając ich liczbę do niezbędnych. Obecnie system HUMS stosowany jest i intensywnie rozwijany m.in. w śmigłowcach Chinook CH-47 (rys. 6.1). Układ transmisji mocy tego śmigłowca składa się z dwóch przekładni:

- a) tylnej (napędzającej), odbierającej moc bezpośrednio od silników,
- b) przedniej, napędzanej za pomocą wału transmisji od przekładni tylnej.

Każda z tych przekładni napędza po jednym wirniku nośnym. Wirniki te wirują w przeciwnych kierunkach, dzięki czemu niwelowany jest moment reakcji. Jakikolwiek uszkodzenia przekładni (np. ułamanie zęba w przekładni) lub wałów transmisji (np. zwiększony kąt skręcenia) mogą spowodować katastrofalne skutki. Należy zaznaczyć, że dzięki zastosowaniu systemu HUMS eksploatacja śmigłowca CH-47 stała się bezpieczniejsza, jak też zdecydowanie wzrosła gotowość do lotu.

Aktualnie systemy HUMS rozwijają się dynamicznie. Obejmują swym zasięgiem nie tylko statki powietrzne, ale też inne obiekty transportu, np. tabor kolejowy [47, 365]. Ostatnio w skład systemu HUMS wszedł system diagnozowania pokładowej sieci elektrycznej [284], tzw. system monitorowania jakości energii elektrycznej.



Rys. 6.1. Schemat transmisji mocy w śmigłowcu Chinook CH-47 [chinook-helicopter.com]

#### 6.1.2.2. Metody diagnostyczne oparte na parametrach napięcia prądu pokładowych – informacje ogólne

Model diagnostyczny dowolnego zespołu napędowego może być odzwierciedlony w parametrach sprzężonej z nią maszyny elektrycznej: prądnicy energetycznej prądu stałego albo przemiennego, prądnicy tachometrycznej, czujnika prędkości obrotowej. W dalszej części pracy maszyny tego rodzaju będą w skrócie nazywane prądnicą-przetwornikiem, ponieważ prądnica pokładowa przetwarza zmodulowania prędkości kątowej elementów mechanicznych na zmodulowania napięcia wyjściowego tej prądnicy. Oparte na tych zjawiskach metody FAM-C i FDM-A, opatentowane [30÷33, 108] i rozwijane w ITWL, doczekały się licznych aplikacji w procesie diagnozowania wojskowych statków powietrznych w Polsce [106, 107, 117, 123, 136, 138, 147, 148, 204, 206].

Zmiany częstotliwości chwilowej to nic innego jak szereg następujących po sobie odwrótności okresów (półokresów) przebiegu analogowego  $u = f(t)$ . Zmiany częstotliwości chwilowej mają zatem charakter dyskretny. Co więcej, w dyskretny sposób odzwierciedlają analogowe wahania prędkości kątowej poszczególnych par kinematycznych i ich wad. Jednakże te wahania odzwierciedlają się nie tylko w dyskretny sposób, lecz również, chociaż mniej precy-

zyjnie, w **analogowo-amplitudowej formie** [50, 51, 64, 66, 109, 139, 140, 149, 161, 174, 195, 334, 359÷362]:

- a) modulacji amplitudy obwiedni;
- b) zmianie kształtu przebiegu  $u = f(t)$ ;
- c) zmianie zawartości harmoniczných.

W literaturze często rozważane są związki parametrów analogowo-amplitudowych napięcia sieci pokładowej w aspekcie możliwości diagnozowania podzespołów elektrycznych tej sieci [109, 126, 129, 171, 174, 203, 231, 242, 247, 258, 259, 271, 276, 282, 283, 289, 294, 334, 338, 359÷362]. Czasami tylko zdawkowo wspomina się o powiązaniu parametrów analogowo-amplitudowych przebiegu napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika z wadami poszczególnych par kinematycznych danego zespołu napędowego [214, 215, 361, 362]. Zwykle powiązania te nie są rozwijane, lecz traktuje się je jako zakłócenia pogarszające jakość energii elektrycznej statku powietrznego. Niemniej z tych zdawkowych informacji wynika, że analiza parametrów analogowo-amplitudowych napięcia sieci pokładowej może służyć nie tylko do diagnozowania podzespołów tej sieci: prądnic, układów automatycznej regulacji, układów komutacji, układów zabezpieczeń, ale również do diagnozowania mechanicznego zespołu napędowego. Bazowanie na analizie funkcji ciągłej dynamiki zmian amplitudy napięcia prądnicy-przetwornika obarczone jest znacznymi błędami, z uwagi na:

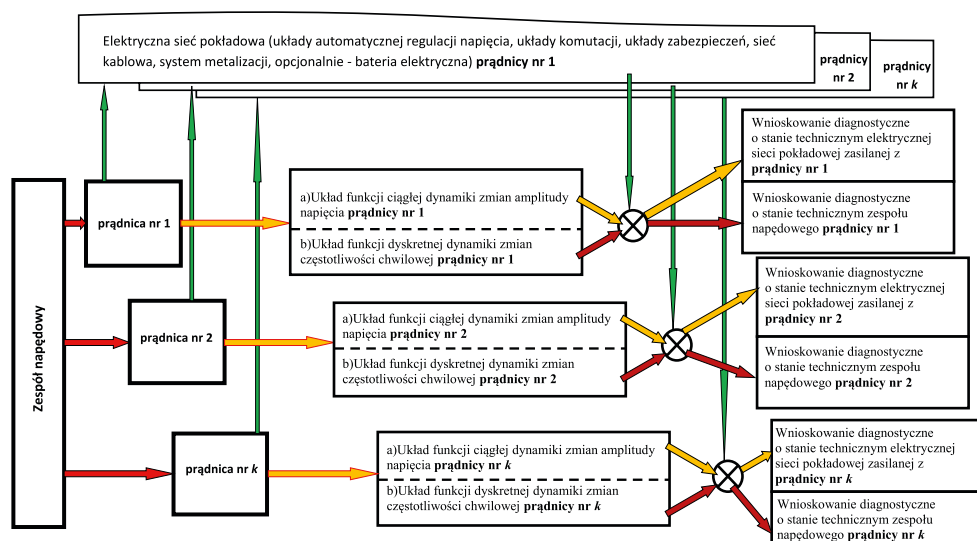
- a) wpływ regulatorów napięcia, które tłumią dynamikę amplitudy napięcia,
- b) niską odporność na radiowe zakłócenia przewodzone i promieniowane,
- c) indukowanie się impulsów szpilkowych w czasie oddziaływania aparatury komutacyjno-sterującej pokładowej sieci elektrycznej,
- d) powstawanie stanów przejściowych podczas obciążania sieci przez odbiorniki (impulsy zanikowe) lub podczas ich wyłączenia (impulsy przepięciowe),
- e) zmiany poziomu spadków napięcia w obwodzie powrotnym prądu elektrycznego na skutek zmian rezystancji segmentów składowych tego obwodu (zmiany rezystancji styku metalizacyjnego na połączeniach nitowanych lub śrubowych poszycia, zmiany rezystancji połączeń linek metalizacji z elementami konstrukcji statku) podczas drgań i wibracji tych elementów,
- f) zmiany poziomu spadków napięcia w obwodzie powrotnym prądu elektrycznego na skutek powstawania pomiędzy niektórymi elementami poszycia (tworzącymi obwód powrotny prądu elektrycznego) różnicy potencjałów wywołanych elektrycznością statyczną lub prądem przepływu pioruna, zjawiskami na stykach o różnoimiennych potencjałach elektrochemicznych.

Niemniej metoda analogowoamplitudowa jest najbardziej dostępna dla użytkownika – na pokładzie znajduje się szereg mierników kontrolujących liczne parametry analogowe. Jest to metoda prosta i tania. Znacznie bardziej odporne na wy-



mienione zakłócenia są metody dyskretno-częstotliwościowe oznaczone roboczymi symbolami: FAM-C i FDM-A, bazujące na analizie funkcji dyskretnej dynamiki zmian częstotliwości chwilowej napięcia.

Współcześnie elektronika cyfrowa umożliwia dużą dokładność pomiaru przyrostów czasu pomiędzy przejściami przebiegu funkcji napięcia wyjściowego  $u = f(t)$  przez zero każdego analogowego przebiegu. Możliwości te wykorzystano, tworząc obszerne zbiory częstotliwości chwilowych, charakterystycznych dla różnych wad mechanicznych [119]. Ponieważ analiza długotrwałych przebiegów czasowych była zbyt pracochłonna, utworzono zobrazowania w postaci zbiorów charakterystycznych. Umożliwiły one przedstawienie dynamiki danego zespołu napędowego na jednym układzie współrzędnych w postaci zbiorów charakterystycznych, co usprawniło analizę.



**Rys. 6.2.** Schemat blokowy kompleksu zagadnień diagnostycznych omawianego w niniejszym opracowaniu – dotyczy danego statku powietrznego lub pływającego złożonego z sieci pokładowej i prądnic-przetworników napędzanych przez zespół napędowy

Już w 1998 r. jeden z autorów niniejszej monografii udowodnił [153], że dynamika zmian prędkości kątowej dowolnego zespołu napędowego jest odzwierciedlona w dynamice zmian napięcia wyjściowego modulacji częstotliwości prądnic-przetwornika. Przedstawił także pierwsze zastosowanie tej prototypowej metody diagnostycznej na obiektach rzeczywistych.

W niniejszym opracowaniu zależności pomiędzy dynamiką zmian prędkości kątowej danego zespołu napędowego a dynamiką zmian modulacji częstotliwości

napięcia prądnicy-przetwornika zostały pogłębione. Przedstawiono te zależności w zastosowaniu do mechanicznych zespołów napędowych śmigłowców eksploatowanych w polskim lotnictwie wojskowym. Sklasyfikowano i ujęto tabelarycznie zależności dokładności odzwierciedlenia dynamiki ruchu poszczególnych podzespołów składowych w tych zespołach napędowych, jak: zbyt silne pasowanie łożyska tocznego, nadmierne opory łączne łożyska tocznego i zbyt duże luzy promieniowe łożyska tocznego z rezonansem mechanicznym lub bez, czy też nadmierne luzy podłużne, niewspółosiowość połączeń wałów, przekoszenie połączeń wałów, a także nadmierne zużycie powierzchni przyporu kół zębatych itp.

Dla wielu typów zespołów napędowych śmigłowców utworzono (głównie na bazie doświadczeń praktycznych) poziomy klas diagnostycznych poszczególnych podzespołów. Poziomy te ujmują wpływ stanu destrukcji danego podzespołu (według zobrazowań utworzonych za pomocą metod FAM-C i FDM-A) na zagrożenie bezpieczeństwa lotu śmigłowca, czyli innymi słowy w ustaleniu poziomów diagnostycznych poszczególnych elementów autorzy uwzględniali ścieżkę krytyczną danego typu śmigłowca. W metodach FAM-C i FDM-A możliwa jest jednoczesna obserwacja licznych par kinematycznych wchodzących w skład różnych podzespołów mechanicznych śmigłowca, co ułatwia ocenę sprawności i zapasu bezpieczeństwa dla całego zespołu napędowego śmigłowca. Należy zaznaczyć, że obserwacja poszczególnych wad różnych par kinematycznych to jednak nie wszystko, czego oczekuje zespół ludzi odpowiedzialny za bezpieczeństwo eksploatacji. Zdaniem personelu inżynierijno-technicznego jednostek wojskowych, diagnosta powinien im dostarczyć rzetelne informacje, jakie podzespoły i w jakim okresie życia zespołu napędowego będą musiały zostać wymienione, aby nie doszło do zagrożenia bezpieczeństwa. Stąd w niniejszej monografii autorzy wiele miejsca poświęcili na opis działania poszczególnych podzespołów mechanicznych oraz na analizę ich znaczenia dla bezpieczeństwa lotu.

Aby ocenić poziom zagrożenia dla bezpieczeństwa lotu danego śmigłowca od poszczególnych wad różnych par kinematycznych, diagnosta powinien znać związki pomiędzy wadami poszczególnych par kinematycznych a dynamiką zmian przebiegu prędkości kątowej. Niestety, w literaturze z dziedziny mechaniki nie znaleziono wystarczających opisów tych związków. Jeszcze gorzej przedstawia się sprawa literaturowego opisu tych zależności dla poszczególnych typów zespołów napędowych śmigłowców. W tym przypadku nawarstwiają się bariery tajemnicy technologicznej producentów lub po prostu korzystanie z renomy „dobrej praktyki” i niewnikanie w procesie produkcyjnym w elementy teoretyczne. Jednocześnie świat nauki zamyka często swoje zainteresowania na poziomie wąskich rozważań matematycznych, nie ujmując procesu weryfikacji na realnych mechanicznych zespołach napędowych śmigłowców. Powyższy stan braku wiedzy zobligował autorów do opracowania na

użytek usprawnienia analizy wyników badań diagnostycznych wykonanych metodami FAM-C i FDM-A własnych interpretacji tych zależności dla poszczególnych typów zespołów napędowych. Dotyczą one poszczególnych par kinematycznych lub podzespołów, jak np. łożysk tocznych. Autorzy oparli się na:

- a) dostępnej literaturze,
- b) pomiarach FAM-C lub FDM-A wykonanych na pracujących zespołach napędowych,
- c) analizach składu wtrąceń metalicznych w oleju smarnym,
- d) weryfikacji mechanicznej – podczas częściowego lub całkowitego demontażu powiązanego z pomiarami mechanicznego, w tym pomiary geometrii na maszynie współrzędnościowej,
- e) analizach składu pierwiastkowego elementów składowych podzespołów,
- f) dokumentacji eksploatacyjnej użytkownika,
- g) oświadczeniach personelu pokładowego i naziemnego dotyczących zjawisk towarzyszących poszczególnym awariom.

## **6.2. Podstawowe problemy dotyczące układów transmisji mocy mechanicznej śmigłowców oraz systemów sterowania**

W tym podrozdziale omówiono problemy dotyczące układów transmisji mocy pojawiające się w eksploatacji śmigłowców o układzie klasycznym, tzw. systemu Sikorskiego (rys. 6.3), gdyż tylko takie znajdują się aktualnie w lotnictwie Sił Zbrojnych RP. Większość opisów dotyczy śmigłowca Mi-24, gdyż:

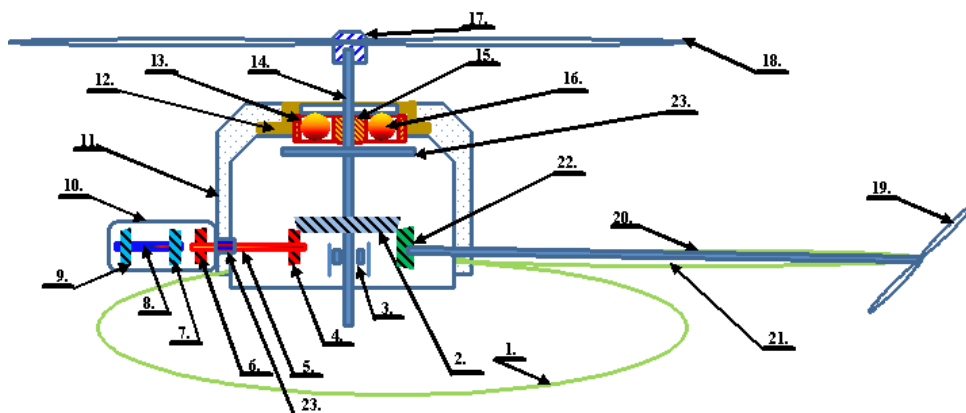
- a) jest to najcięższy śmigłowiec eksploatowany w SZRP (11 ton) o największym obciążeniu układu transmisji mocy,
- b) ma on oddzielną skrzynkę napędów w środku wału transmisji – w przypadku innych typów śmigłowców jest ona integralną częścią przekładni głównej,
- c) śmigłowiec z założenia jest przeznaczony do wykonywania dynamicznych manewrów związanych z jego zadaniami taktycznymi.

Zjawiska scharakteryzowane w niniejszym podrozdziale są wspólne dla różnych typów śmigłowców. Zdaniem autorów szczególna uwaga diagnostów powinna być zwrócona na monitorowanie następujących węzłów mechanicznych usystematyzowanych w grupach:

**A. Grupa podzespołów przekładni głównej** (rys. 6.3), zawierająca elementy składowe, mianowicie:

1. węzeł górnego łożyska przekładni głównej śmigłowca (rys. 6.3, elementy 12, 13, 15, 16) (rys. 3.50, element 30.I1);

2. węzeł przesyłu mocy z przekładni głównej do śmigła ogonowego – diagnozowanie stanu technicznego zużycia wieńców dwóch kół zębatych (rys. 6.3, elementy: 2 i 22) i (rys. 3.50, koła zębate Z41 i Z31) oraz stan techniczny podpór łożyskowych wałów, do których są przytwierdzone te koła zębate;
3. łożysko toczne I<sub>2</sub> łożyskujące oba stopnie przekładni planetarnej względem siebie (rys. 3.50, element I2);
4. łożysko I<sub>3</sub> (wałkowe) wału wejściowego przekładni planetarnej (rys. 3.50, element I3);
5. wał główny przekładni głównej (rys. 6.3, element 14; rys. 3.50, element 28).



**Rys. 6.3.** Węzeł górnego łożyska wału głównego przekładni głównej z obsadzeniem łożyska górnego przekładni głównej za pomocą wywinętej tulei dystansowej na śmigłowcach produkcji rosyjskiej z układem transmisji systemu klasycznego (Sikorskiego) – rysunek poglądowy, uproszczony, gdzie: 1 – kadłub śmigłowca; 2 – koło zębate napędzane wału głównego będące jednocześnie kołem napędzającym wału transmisji; 3 – dolne łożysko wałkowe wału głównego; 4 – koło zębate napędzające; 5 – wał wejściowy przekładni głównej; 6 – wał wolnej turbiny silnika napędowego; 7 – turbina sprężarki silnika napędowego; 8 – wał sprężarki silnika napędowego; 9 – sprężarka silnika napędowego; 10 – korpus silnika napędowego; 11 – korpus (odlew magnezowy) przekładni głównej; 12 – wywinęta tuleja dystansowa łożyska górnego; 13 – pierścień zewnętrzny kulkowego łożyska górnego I1 w przekładni głównej; 14 – wał główny wirnika nośnego; 15 – pierścień wewnętrzny łożyska kulkowego I1 (naciśnięty z silnym pasowaniem na wał główny); 16 – kula, tj. element toczny łożyska górnego; 17 – piasta (głowica); 18 – łopata wirnika nośnego; 19 – łopata śmigła ogonowego; 20 – wał transmisji; 21 – belka ogonowa; 22 – koło zębate napędzane wału transmisji; 23 – „słoneczne” koło zębate stopnia planetarnej

**B. Grupa podzespołów układu transmisji mocy mechanicznej na śmigło ogonowe** (rys. 3.43, elementy 4÷11):

1. skrzynka napędów agregatów (dotyczy tylko śmigłowca Mi-24) – rys. 3.43, element 6;
2. przekładnia pośrednicząca (rys. 3.43, element 9);
3. przekładnia tylna (rys. 3.43, element 10).

**C. Tarcza sterująca** (rys. 3.68, elementy: 1÷9, 11):

1. stan techniczny łożyska (dwurzędowego, kulkowego) oddzielającego talerz nieruchomy od ruchomego (rys. 3.68, element 9) – wraz z jego pierścieniami dociskowymi i ruchomym czopem tego łożyska (opartym swoją podstawą na przegubie Cardana – zapewniającym ruchy kątowe odzwierciedlające ruchy kątowe drążka sterowego pilota);
2. stan techniczny wozzika synchronizatora (rys. 3.68, element 6).

**6.2.1. Diagnozowanie podzespołów przekładni głównej śmigłowca**

**6.2.1.1. Dobór prędkości obrotowej wirnika nośnego do możliwości aerodynamicznych łopatek**

Już konstruktorzy pierwszych śmigłowców doszli do wniosku, że im większe wydłużenie łopatek nośnych, tym większa siła nośna [369]. Wydłużanie łopatek i zwiększanie ich powierzchni zwiększało siłę nośną, ale równocześnie zwiększało ich moment bezwładności względem osi wirnika – dochodziło wówczas do połamania łopatek – niezbędne stało się zredukowanie prędkości obrotowej silnika napędowego za pomocą przekładni mechanicznej. Jednocześnie stwierdzono, że najkorzystniej osadzić wirnik nośny bezpośrednio na reduktorze, zaś silniki umieścić tuż przy reduktorze, gdyż:

- a) masywne elementy obracających się elementów wewnątrz reduktora przytwierdzone do dolnej części wału (rys. 6.3, element 2) zapewniają częściową kompensację niewyważenia względem górnej części wału, tj. struktury piasty wirnika nośnego z łopatkami (rys. 6.3, elementy: 17, 18). Pomiędzy tymi masami bezwładności podporę wału stanowił górne łożysko przekładni (rys. 6.3, elementy: 13, 15, 16);
- b) redukcja prędkości obrotowej silnika dokonywana tuż przy wirniku nośnym zapewniała niższe straty energetyczne niż redukcja przy silniku i przekazywanie energii mechanicznej przez wolnoobrotowy długi wał (stosowany we wszystkich śmigłowcach o napędzie tłokowym np. SM-1, SM-2, Mi-4, Fl-282, R-4);

- c) wysokoobrotowy krótki wał pomiędzy turbowałowym (turboodrzutowym) silnikiem napędowym a przekładnią zapewniał nie tylko mniejsze straty energii, ale w znacznym stopniu łatwiejsze centrowanie podczas montażu i samowyważenie w czasie pracy. Było to szczególnie istotne z chwilą wprowadzenia silników turbowałowych do napędu śmigłowców, z uwagi na ich wysokie prędkości obrotowe – wcześniej eksploatowane silniki tłokowe miały znacznie mniejsze prędkości obrotowe i (głównie w celu przesunięcia środka ciężkości do dołu) były montowane w dolnych rejonach śmigłowca (wolnoobrotowy długi wał napędowy przechodził przez wnętrze śmigłowca).

Przekładnia główna we współczesnych śmigłowcach redukuje 50÷70-krotnie prędkość obrotową. Na przykład silniki śmigłowca Mi-24 mają  $n = 250$  obr/s, zaś wirnik nośny ma  $n = 4$  obr/s.

#### 6.2.1.2. Wyważenie dynamiczne konstrukcji wirnika nośnego

Łożysko oporowe wirnika nośnego jest zwykle usytuowane w najwyższym punkcie przekładni głównej (rys. 6.3, elementy 13, 15, 16), a więc jest niżej niż płaszczyzna wirowania łopat. Łożysko to staje się osią wahań poprzecznych wału głównego (rys. 6.3, element 14) w zakresie luzów promieniowych dolnego węzła łożyskowego (rys. 6.3, element 3; rys. 3.46, elementy:  $I_5$ ,  $I_6$ ), co zapewnia elastyczność wału głównego.

Ponadto, węzeł górnego łożyska przekładni głównej śmigłowca stanowi jedyny opór dla sił podłużnych działających na wał główny wirnika nośnego (rys. 6.3, elementy 13÷16; rys. 3.46, element  $I_1$ ; rys. 6.3, elementy 13, 15, 16) – dolne podpory łożyskowe odgrywają w tym wypadku tylko rolę pomocniczą, kontrując siły promieniowe działające na wał (rys. 3.46, element  $I_4$ ). Dzięki takiemu zamocowaniu wału wirnika nośnego (ograniczeniu ruchów wzdłużnych wału wirnika nośnego na jednym łożysku kulowym), zespół wirnika nośnego (wał główny przekładni głównej + głowica (piasta) + zespół łopat nośnych) zyskuje swoistą elastyczność.

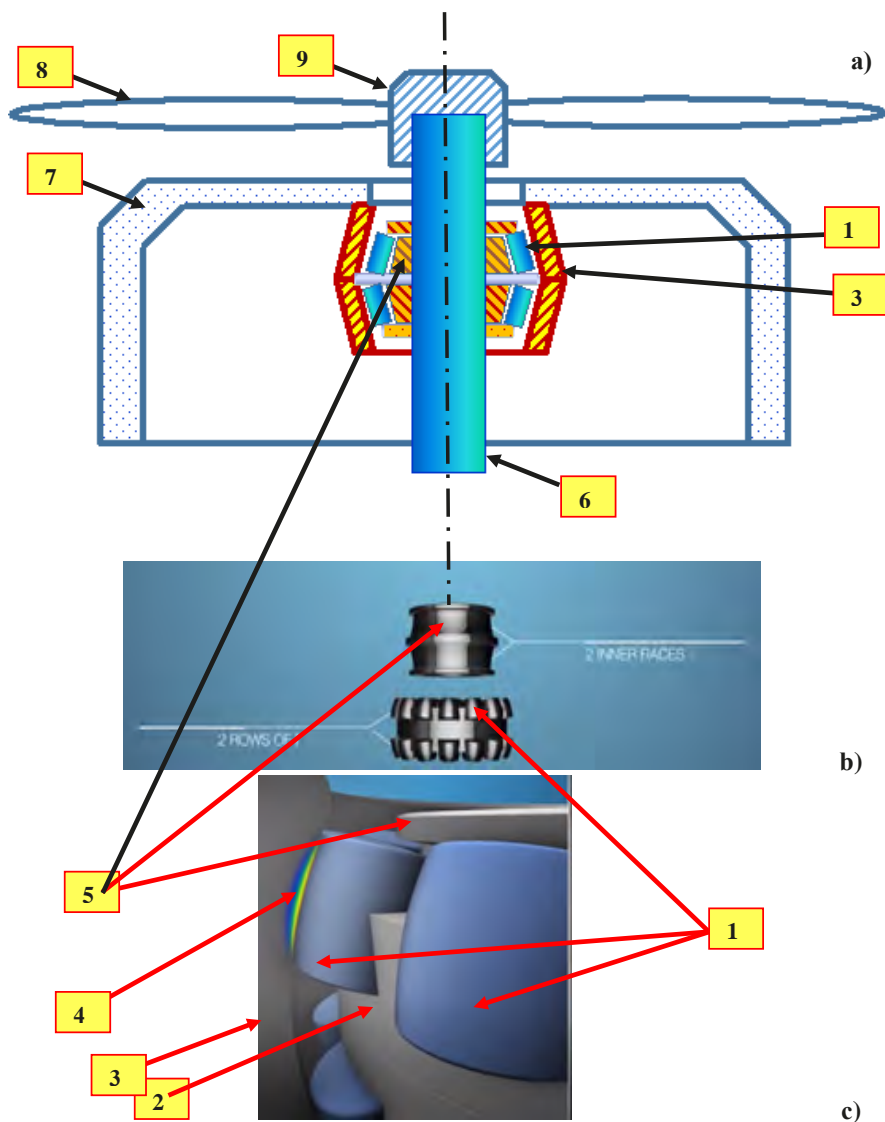
#### 6.2.1.3. Zabezpieczenie przed wysunięciem się wirnika nośnego w czasie działania siły nośnej

Pomiędzy pierścieniem zewnętrznym (rys. 6.3, element 13) łożyska górnego a korpusem przekładni głównej znajduje się pierścień pośredniczący (rys. 6.3, element 12). Korpus wykonany jest ze stopu magnezu i aluminium – stop ten efektywnie tłumi wibracje i nie ulega zmęczeniu materiałowemu, ale jest bardzo miękki – stąd konieczność stosowania tulei dystansowej. Jej górna krawędź jest wywinięta do wewnątrz, dzięki czemu blokuje ona ruch wzdłużny pierścienia zewnętrznego

go górnego łożyska kulkowego I1 (element 13). Wywinięcie to zabezpiecza wał wirnika nośnego przed podłużnym wysunięciem do góry, co mogłoby się zdarzyć w przypadku chwilowego zerwania pasowania wciskowego między ww. pierścieniem a cylindryczną częścią tulei pośredniczącej. Zerwanie takie zdarza się niekiedy na skutek spiętrzenia się sił oporu wewnątrz łożyska tocznego.

Aby z kolei tuleja pośrednicząca nie wysunęła się (wraz z łożyskiem górnym oraz wałem wirnika nośnego) podczas wznoszenia się śmigłowca, ma ona wywinięcie dolne (pod korpusem przekładni głównej). Elementami tocznymi są kule, które dzięki swemu kształtowi i ruchom przestrzennym, ulegają względnie mniejszemu i bardziej równomiernemu zużyciu promieniowemu niż wałki.

W kierunku wzdłuż wału głównego działa siła nośna wirnika nośnego wywołana siłą aerodynamiczną oddziałującą na łopaty. Brak oporu dla tych sił w kierunku podłużnym wału głównego przekładni głównej może skutkować wyrwaniem się wału wirnika nośnego z obsady łożyska górnego. Taki przypadek zarejestrowano np. w kwietniu 2016 r. na śmigłowcu Eurocopter EC225 Super Puma (H225) podczas lotu z platformy wiertniczej w Norwegii. Najbardziej prawdopodobną przyczyną były nadmierne zużycie i nadmierne luzy promieniowe układu górnego wieńca górnego łożyska przekładni. Układ dwóch takich wieńców stanowi główną oporę podłużną wirnika nośnego (rys. 6.4), tworząc układ beczki. Z chwilą zużycia się powierzchni wałków tocznych górnego wieńca bieżnia wewnętrzna łożyska wraz z wałem głównym i wirnikiem nośnym może być uniesiona siłą nośną wytwarzaną na wirujących łopatach do góry. Co więcej, autorzy nie znaleźli w strukturze zespołu wirnikowego żadnej opory mechanicznej, która po uszkodzeniu łożyska górnego przeciwstawiłaby się temu katastroficznemu przemieszczaniu – w przekładniach produkcji rosyjskiej jest to korpus jarzma połączony strukturalnie z wałem głównym (rys. 3.29, element 11). Tak więc, jeśli zawiodłoby mocowanie łożyska górnego do korpusu przekładni, to zespół wirnikowy wysunąłby się tylko kilkanaście milimetrów – zespół wirnikowy oparłby się o hartowaną tuleję dystansową, tworząc z nią prowizoryczne łożysko ślizgowe. Zespół wirnikowy wytwarzałby pomimo awarii siłę nośną, zwiększając szanse załogi na przeżycie. Na marginesie należy przypomnieć, że blokowanie elementów tocznych w bieżni zewnętrznej oraz zrywanie połączenia wciskowego tego łożyska z tuleją dystansową jest rozpoznawalne ze znacznym wyprzedzeniem metodami FAM-C i FDM-A.



**Rys. 6.4.** Węzeł górnego łożyska w przekładni głównej śmigłowca H225 Eurocopter EC225 Super Puma: a) węzeł górnego łożyska wału głównego przekładni głównej; b) widok łożyska górnego przekładni głównej; c) model: 1 – wałek toczeniowy górnego wieńca górnego łożyska; 2 – koszyk-separator; 3 – bieżnia zewnętrzna łożyska; 4 – miejsce zużywania się powierzchni pomiędzy wałkiem toczeniowym a bieżnią zewnętrzną; 5 – bieżnia wewnętrzna łożyska; 6 – wał główny wirnika nośnego; 7 – korpus (odlew magnezowy) przekładni głównej; 8 – korpus (odlew magnezowy) przekładni głównej; 9 – piasta (głowica) [na podstawie rys. Airbus Helicopters, [www.youtube.com/watch?v=zPX7NJe1Mog](http://www.youtube.com/watch?v=zPX7NJe1Mog)]



#### 6.2.1.4. Diagnozowanie łożyska górnego przekładni głównej śmigłowca Mi-24

Jak wykazano powyżej, łożysko **górne** odgrywa niezwykle ważną rolę dla bezpieczeństwa lotu śmigłowca, stanowiąc element krytyczny systemu transmisji mocy mechanicznej z silnika na wirnik nośny śmigłowca. Dlatego autorzy rozwinęli proces monitorowania tego łożyska. W artykułach [11, 117, 119] opisano możliwości wykrycia uszkodzonego łożyska górnego przekładni głównej WR-24 śmigłowca Mi-24 metodą FAM-C.

Stan techniczny łożyska tocznego jest wstępnie określany w metodach FAM-C i FDM-A na podstawie obserwacji przebiegu częstotliwości chwilowej napięcia pobieranego z prądnicy pokładowej w funkcji czasu  $f_i = f(t)$ . Zliczając liczbę oscylacji w odcinkach czasu odpowiadających jednemu pełnemu obrotowi wału, można odczytać wartość bieżącą współczynnika toczenia, tj. iloraz prędkości kątowej koszyka łożyska w stosunku do prędkości kątowej wału głównego. W ten sposób określoną wartość współczynnika toczenia przyrównujemy do wartości znamionowej [138]. Wartość znamionową tego współczynnika można obliczyć ze wzoru (3.68), którego wyprowadzenie (na podstawie danych geometrycznych łożyska) przedstawiono w opracowaniach [138, 154, 158]. Dla łożyska górnego śmigłowca Mi-24 wartość znamionowa współczynnika toczenia wynosi  $p_{sN} = 0,355$  (tab. 3.87, lp. 16). Jak wspomniano w rozdziale 3, kiedy wartość bieżąca współczynnika toczenia jest mniejsza od wartości znamionowej  $p_{sN}$ , świadczy to o występujących poślizgach elementów tocznych względem bieżni łożyska na skutek zwiększonych luzów promieniowych. Jeżeli natomiast wartość bieżąca współczynnika toczenia jest większa od wartości znamionowej  $p_{sN}$ , świadczy to o ciężkiej pracy łożyska tocznego, tj. o zwiększonych oporach biernych [98, 164, 214]. Zazwyczaj opory te powodują zwiększanie się luzów promieniowych, co powoduje zmianę modelu zużycia tribologicznego [154, 155] na model o zwiększonych luzach promieniowych [138]. W pewnym momencie wielkość tych luzów staje się optymalna dla wystąpienia zjawiska rezonansu [146]. Stan rezonansu wykrywa się nie na podstawie obserwacji przebiegów  $f_i = f(t)$ , lecz w oparciu o analizę parametrów zbiorów charakterystycznych  $\Delta F = f(f_p)$  [146] – rys. 6.5, 6.6. Analizie podlegały zbiory charakterystyczne otrzymane z tego samego toru pomiarowego, tj. z tej samej prądnicy-przetwornika, co opisano w [11, 117, 146]. W ten sposób wykryto uszkodzone łożysko toczne na śmigłowcu Mi-24 (wzorzec negatywny) m.in. stwierdzono rozpad zbioru charakterystycznego  $A_2$  na cztery podzbiory (rys. 6.5, elementy:  $A_{21} \div A_{24}$ ) o wysokich wartościach dobroci, co jednoznacznie świadczyło o stanie rezonansu tego łożyska. Jak wiadomo z literatury [7, 21, 98, 138, 207, 219, 232, 354], długotrwały stan rezonansu łożyska tocznego powoduje złuszczenia bieżni zwane fałszywymi odciskami Brinella. Istnienie tych złuszczeń bieżni badanego łożyska tocznego zostało

potwierdzone przez jego weryfikację (po uprzednim demontażu), co zostało przedstawione na rys. 6.7 [117].

### 6.2.1.5. Diagnozowanie elementów przekładni głównej z wykorzystaniem analizy parametrów zbiorów charakterystycznych

Analiza parametrów zbiorów charakterystycznych dostarcza znacznie więcej informacji diagnostycznych niż przebiegi częstotliwości chwilowych i to nie tylko w odniesieniu do łożyska górnego przekładni głównej śmigłowca. Zbiory charakterystyczne powstają wtórnie (poprzez odpowiednie przekształcenia) z przebiegów  $f_i = f(t)$  [158], w wyniku oryginalnej analizy opisanej w podrozdziale 1.2.3. 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 [154] (rys. 6.6, elementy:  $A_1 \div A_4$ ). Na podstawie analizy parametrów zbiorów charakterystycznych można stwierdzić, że na jednym ze śmigłowców [11, 117, 119] wystąpił rezonans mechaniczny łożyska górnego przekładni głównej WR-24. Metodą FAM-C stwierdzono rozpad zbioru charakterystycznego  $A_{22}$  na podzbiory (rys. 6.5, elementy:  $A_{21} \div A_{24}$ ). Rezonans ten objawiał się zmniejszeniem wysokości zbioru charakterystycznego łożyska górnego oraz rozdzieleniem na cztery podzbiory:  $A_{21}$ ,  $A_{22}$ ,  $A_{23}$  oraz  $A_{24}$  (rys. 6.5) [138]. Łożysko o takich parametrach określono jako wzorzec negatywny. Dla większości innych śmigłowców Mi-24 w paśmie zarezerwowanym dla zbioru charakterystycznego  $A_{22}$  analogiczny zbiór przyjmuje znacznie wyższe wartości wysokości (tab. 6.1 i 6.2) i występuje w postaci jednego zwartego zbioru charakterystycznego  $A_2$ . Łożysko o takich parametrach określono jako wzorzec pozytywny.

Jednocześnie dla łożysk w stanie rezonansu autorzy obserwowali (podczas eksploatacji silnika turbinowego) zwiększającą się względną wysokość zbiorów charakterystycznych, otrzymywanych metodą FDM-A (względna wysokość zbioru charakterystycznego – iloraz wysokości zbioru charakterystycznego  $A = \left| \{\Delta F_i\}_{\max} \right| + \left| \{\Delta F_i\}_{\min} \right|$  do jego szerokości, tj. do szerokości pasma częstotliwości zajmowanego przez ten zbiór charakterystyczny

$$\Delta f_{pj} = f_{p\max j} - f_{p\min j} \quad (6.1)$$

gdzie:  $\Delta f_{pj}$  – szerokość pasma  $j$ -ego zbioru charakterystycznego;  $f_{p\min j}$  – dolna częstotliwość pasma  $k$ -tego zbioru charakterystycznego;  $f_{p\max j}$  – górna częstotliwość pasma  $k$ -tego zbioru charakterystycznego.

Wzrastała także wartość dobroci zbiorów charakterystycznych

$$Q = f_{oj} / \Delta f_{poj} \quad (6.2)$$

gdzie:  $f_{oj}$  – częstotliwość znamionowa  $j$ -ego zbioru charakterystycznego ( $f_{oj} \approx p_s \cdot f_N$ ) łożyska  $j$ ,  $\Delta f_{poj}$  – szerokość pasma  $j$ -ego zbioru charakterystycznego  $j$ -ego łożyska tocznego.

Podobne relacje związane ze stanem rezonansowym zaobserwowano dla łożyska tocznego silników SO-3 na samolotach TS-11 Iskra [8]. Z punktu widzenia problemów eksploatacyjno-tribologicznych łożysko wału głównego samolotu TS-11 Iskra ma inny charakter pracy niż łożysko główne wirnika nośnego w przekładni WR-24 śmigłowca Mi-24. W silniku SO-3 samolotu TS-11 Iskra prędkość obrotowa jest nieporównywalnie większa ( $n = 7000 \div 15600$  obr/min) niż w wolnoobrotowym górnym łożysku przekładni głównej śmigłowca Mi-24, którego prędkość obrotowa wynosi  $n = 240$  obr/min). W związku z tym, dla łożysk tocznych wału głównego silnika SO-3 problemem jest tzw. niedociążenie łożyska [8, 14, 16, 20] związane ze znaczną siłą odśrodkową bezwładności oddziałującą na elementy toczne oraz z działaniem klina olejowego [219, 319] pomiędzy elementem tocznym a bieżnią łożyska, zaś w łożysku górnym przekładni WR-24 jego przeciążenie mechaniczne. Ponadto, w silniku SO-3 łożyskowany wał jest obciążony znacznie mniejszymi momentami bezwładności (w szczególności niewielkie są siły od niewyważenia promieniowego zespołu wirnikowego tego silnika) niż łożysko przekładni głównej śmigłowca, gdzie łożyskowany wał jest silnie obciążony siłami promieniowymi i podłużnymi. Wał ten jest elementem składowym wirnika nośnego, w związku z tym oddziałują na niego potężne (niekiedy dochodzące do kilkunastu, a nawet kilkudziesięciu ton) siły wzdłużne oraz znaczne siły promieniowe. Siły promieniowe odznaczają się w dodatku znaczną dynamiką związaną ze sterowaniem tzw. okresowym śmigłowca oraz od niewyważenia łopat wirnika nośnego. Powodują one przeciążenie quasi-statyczne i częściowo dynamiczne. Wobec powyższego, wartość granicznej dobroci mechanicznej (otrzymana metodą FAM-C) dla łożyska górnego przekładni głównej śmigłowca ma wartość graniczną dobroci kwalifikującej je do wymiany (wycofania przekładni z eksploatacji) na poziomie  $Q = 4$  (tab. 6.1, kolumny: 8, 10). Tymczasem w silniku SO-3 w TS-11 Iskra przy tym poziomie dobroci łożyska toczne wału miały jeszcze znaczny zapas bezpieczeństwa eksploatacyjnego – osiągały znacznie większe wartości dopuszczalne; dopiero przy wartości dobroci  $Q \geq 10$  kwalifikowano łożysko do wymiany, a silnik do

wycofania z eksploatacji. Równocześnie te same znaczne różnice w wartościach obciążeń obu rodzajów łożysk tocznych (szybkoobrotowych lekko obciążonych oraz łożysk wolnoobrotowych silnie obciążonych) powodują także inne rodzaje korelacji rezonansowych w całej strukturze zespołu napędowego. Tak więc w przypadku śmigłowca Mi-24 rezonans łożyska górnego nie powodował wprowadzenia drgań zsynchronizowanych innych węzłów (co jest często spotykane w przypadku łożysk wału głównego silnika SO-3). Na rys. 6.5 jak wcześniej opisano, zbiór charakterystyczny  $A_2$  uległ rozpadowi na podzbiory o znacznej wartości dobroci  $Q$ . Efektem przeciążenia łożyska są złuszczenia (rys. 6.7). Wywołuje je rezonans mechaniczny o podobnym mechanizmie jak w podporach łożyskowych silnika SO-3 samolotu TS-11 Iskra [8]. Jednakże dla śmigłowca z uwagi na niską wartość prędkości obrotowej i bardzo duże naciski punktowe elementu tocznego należy brać pod uwagę także sfalowania powierzchniowe opisane w [17]. Górne łożysko śmigłowca ma niską prędkość obrotową (np. śmigłowiec Mi-24 ma  $n = 4$  obr/s), dlatego też przeciążenia lokalne i lokalne złuszczenia lub odkształcenia powierzchni są bardziej prawdopodobne niż na szybkoobrotowym łożysku silnika turboodrzutowego (silnik jednowałowy SO-3 ma 260 obr/s, gdzie łożyska są wręcz niedociążone i w momencie chwilowego jego dociążenia (na skutek szybkiego wzrostu mocy silnika albo wykonania ostrego skrętu samolotu) występuje chwilowe miejscowe ściśnięcie elementu tocznego pomiędzy bieżniami, powodując gwałtowne przyśpieszenie tegoż elementu, co często pozostawia ślady mechaniczne w postaci „szlifowania” znacznej części bieżni, a nie odkształcenia plastycznego lub złuszczenia na styku element toczny–bieżnia, jak to ma miejsce dla wolnoobrotowych łożysk tocznych.

Dzięki metodzie FAM-C możliwe jest niezależne monitorowanie na śmigłowcu Mi-24 m.in.:

1. luzu promieniowego wału wirnika nośnego – zbiór charakterystyczny  $A_1$  występujący w postaci dwóch „listków bocznych” (rys. 6.5, elementy  $A_{11}$ ,  $A_{12}$ );
2. stanu technicznego łożyska górnego przekładni głównej (rys. 6.5, element „ $A_2 = 1,6$  Hz”).

Tablica 6.1

Wykaz testów FAM-C wykonanych na śmigłowcu Mi-24 nr „a” przez Zakład Awioniki ITWL

Lp.	Pomiar 1-fazowy	Oznaczenie robocze testu	Wartość bieżąca współczynnika toczenia $p_{MAX}$	Wartość częstotliwości średniej $f_{sp}$ odczytanej jako średnia z przebiegu $f_i=f(t)$	$A_1$ dla $f_p=2\div5$ Hz	$A_2$ dla $f_p=10\div25$ Hz	Dobroć mechaniczna zbioru $A_2$ , $Q_2$	$A_2$ dla $f_p=10\div25$ Hz	Dobroć mechaniczna zbioru $A_2$ , $Q_2$	$A_2$ dla $f_p=39\div45$ Hz	$A_2$ dla $f_p=49\div60$ Hz
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1	X	LS1_584	0,706	384,7	1,25	0,80	2,43	0,90	2,4	0,77	0,60
2	X	LS2_584	0,816	381,0	1,20	–	5,50	0,95	3,1	0,75	0,60
3	X	LS3_584	0,747	382,0	1,10	1,02	4,67	1,05	4,4	0,65	0,68
4	X	LS1_584	0,825	382,0	1,10	0,8	6,61	0,76	3,3	0,65	0,67
5	X	PS2_584	0,794	382,7	1,15	–	5,4	1,00	4,0	0,60	0,55
6	X	PS3_584	0,800	382,3	0,50	0,55	2,50	0,4	3,0	0,32	0,30
Średnia arytmetyczna			0,781	382,4	1,05	0,79	4,52	0,84	3,4	0,62	0,58

Tablica 6.2

Wykaz testów FAM-C wykonanych na śmigłowcu Mi-24 nr „b” obserwacje łożyska głównego WR-24 (N = 16 kul,  $p_{Sn} = 0,3545$ )

Lp.	Pomiar 1-fazowy	Oznaczenie robocze testu	Wartość bieżąca współczynnika toczenia MIN	Wartość częstotliwości średniej $f_{sp}$ odczytanej jako średnia z przebiegu $f_i=f(t)$	$A_1$ dla $f_p=2\div5$ Hz	$A_2$ dla $f_p=10\div25$ Hz	Dobroć mechaniczna zbioru $A_2$ , $Q_2$	$A_2$ dla $f_p=10\div25$ Hz	Dobroć mechaniczna zbioru $A_2$ , $Q_2$	$A_2$ dla $f_p=39\div45$ Hz	$A_2$ dla $f_p=49\div60$ Hz
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1	X	LSAB1	0,153	362	1,80	–	–	1,45	0,9	0,35	0,32
2	X	LS A57	0,206	361	1,40	–	–	1,60	0,9	0,60	0,65
3	X	LS AB3	0,206	362	1,20	–	–	1,10	0,7	0,35	0,26
4	X	PS AB1	0,218	382	2,05	–	–	1,77	1,1	0,25	0,27
5	X	PS A57.	0,216	377	1,70	–	–	1,90	1,4	0,40	0,40
6	X	PS AB3	0,212	378	1,60	–	–	1,67	1,8	0,40	0,47
Średnia arytmetyczna			0,202	370	1,62	–	–	1,58	1,1	0,55	0,39

Wady tego rodzaju w metodzie FAM-C obrazowane są w postaci oddzielnych zbiorów charakterystycznych:

- Luz promieniowy w paśmie  $f_p = 2\div10$  Hz – rys. 6.6, zbiory:  $A_{11} = 1,25$  Hz,  $A_{12} = 1,25$  Hz (wartość graniczna wysokości zbioru charakterystycznego  $a_{1max} = 1,75$ );
- Stan techniczny łożyska tocznego w paśmie  $f_p = 10\div25$  Hz:
  - wysokie albo niskie opory łączne łożyska (wysokie albo niskie wartości zbiorów charakterystycznych,
  - wysoki albo niski stan zagrożenia rezonansowego:

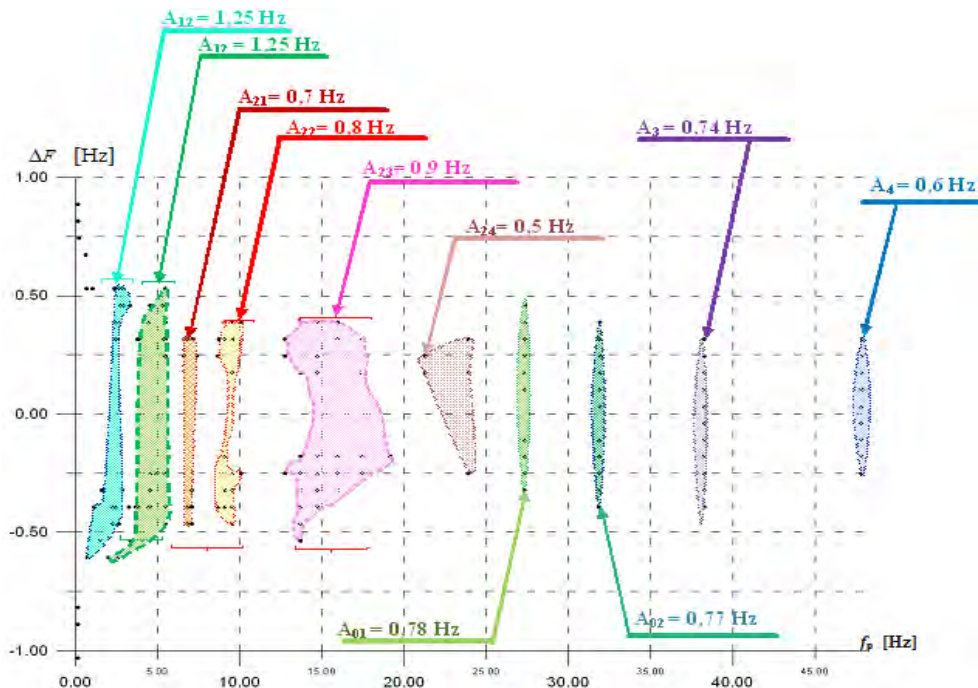
- dla wzorca negatywnego rozpad na cztery podzbiory (rys. 6.5, zbiory charakterystyczne:  $A_{21} = 0,7$  Hz,  $A_{22} = 0,8$  Hz,  $A_{23} = 0,9$  Hz,  $A_{24} = 0,5$  Hz),
- dla wzorca pozytywnego tylko jeden zbiór charakterystyczny (rys. 6.6, zbiór charakterystyczny  $A_2$ ).

Należy zauważyć, że parametr 1 jest jednoznaczny i prosty w interpretacji ilościowej i jakościowej, natomiast parametr nr 2 jest znacznie trudniejszy w ocenie. Wynika to stąd, że łożysko toczne może znajdować się w innym stadium zużycia tribologicznego. Inaczej mówiąc, może reprezentować jeden z czterech modeli zużywania się łożyska. Dla każdego z modeli obowiązuje inny zestaw parametrów granicznych. Najbardziej złożony oraz najbardziej destrukcyjny jest model rezonansowy. Dzięki analizie parametrów zbiorów charakterystycznych otrzymanych z pomiarów metodą FAM-C można szybko wykryć rezonans mechaniczny łożyska tocznego. Przykładowo, dla łożyska górnego przekładni WR-24 śmigłowca Mi-24, przedstawionego na rys. 6.3 (szczegóły: 13, 15, 16) występował rezonans mechaniczny. Rezonans ten objawiał się zmniejszeniem wysokości zbioru charakterystycznego łożyska górnego A2 oraz rozdzieleniem na podzbiory:  $\{A_{21}, A_{22}, A_{23}, A_{24}\}$  zgodnie z rys. 6.5 (wzorzec negatywny). Zużycie górnego łożyska przekładni głównej śmigłowca Mi-24 o powyższych parametrach autorzy uznali za niedopuszczalne (każda przekładnia o podobnych parametrach, otrzymanych metodą FAM-C, była nakazowo demontowana i wysyłana do remontu w celu wymiany łożyska górnego). Utworzone zostało w ten sposób pojęcie wzorca negatywnego górnego łożyska przekładni głównej śmigłowca Mi-24. W tym miejscu należy wspomnieć, że diagnoza dotycząca ww. łożyska została potwierdzona podczas weryfikacji mechanicznej – bieżnia wewnętrzna miała typowe oznaki długotrwałego oddziaływania rezonansowego [146, 154, 158]. Dla porównania, dla wzorca pozytywnego górnego łożyska przekładni głównej śmigłowca Mi-24, analogiczny zbiór charakterystyczny przyjmuje znacznie wyższe wartości (rys. 6.6, zbiór  $A_2 = 1,6$  Hz).

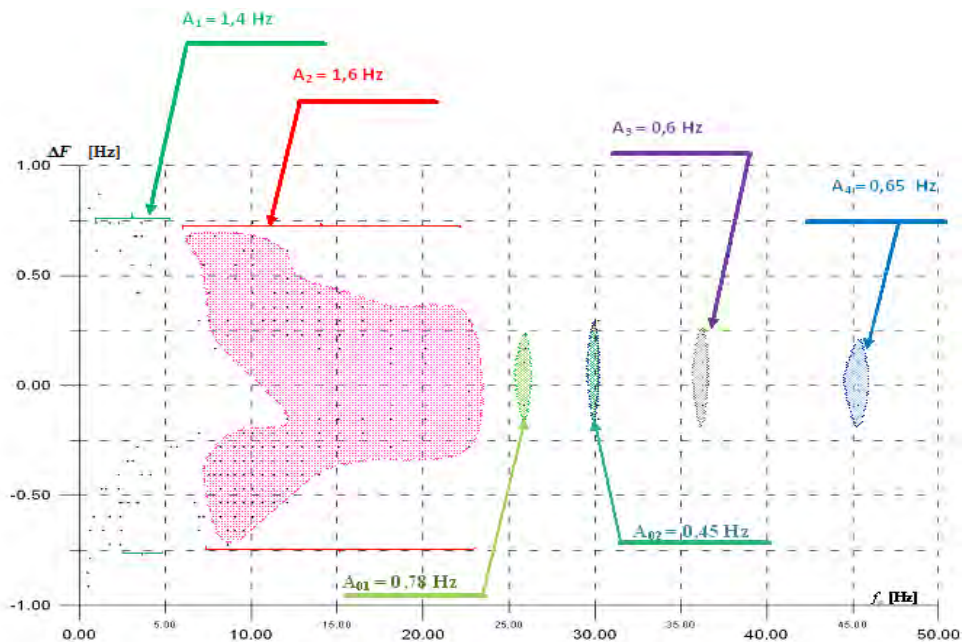
Podobne relacje związane ze stanem rezonansowym zaobserwowano dla łożyska tocznego silnika na samolocie TS-11 Iskra [10, 11]. Dokonana wówczas weryfikacja udowodniła istnienie długotrwałego rezonansu mechanicznego, objawiającego się tzw. fałszywymi odciskami Brinella. Podobne odciski i złuszczenia autorzy zaobserwowali na górnym łożysku przekładni głównej śmigłowca Mi-24 (rys. 6.7). Jednocześnie dla takich właśnie łożysk autorzy obserwowali zwiększającą się względną wysokość zbiorów charakterystycznych otrzymywanych metodą FDM-A – jest to iloraz wysokości zbioru charakterystycznego  $A = \left| \{\Delta F_i\}_{\max} \right| + \left| \{\Delta F_i\}_{\min} \right|$  i jego szerokości, tj. do szerokości pasma częstotliwości zajmowanego przez ten zbiór charakterystyczny. Wzrastała także wartość dobroci zbiorów charakterystycznych, zob. wzór (6.2).

Analizy porównawcze parametrów z monitorowania łożysk tocznych metodami FAM-C i FDM-A wykazały, że należy zastosować dwa poziomy graniczne dla łożysk tocznych w stanie rezonansu:

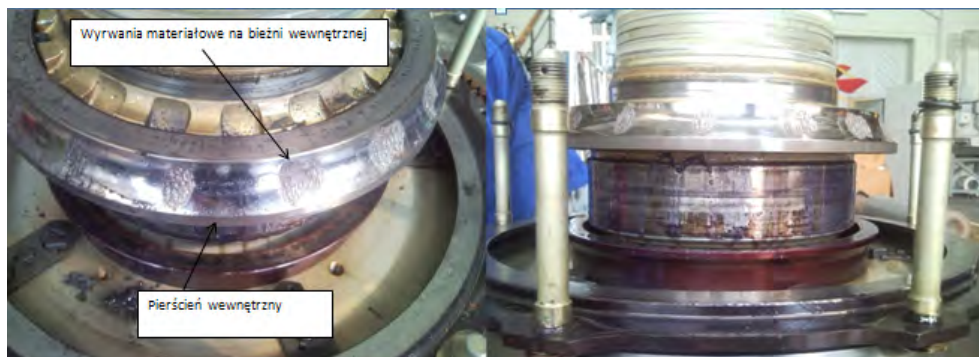
- dla silnie obciążonych wolnoobrotowych łożysk wirnika nośnego śmigłowców należy wymieniać łożysko przy wartości dobroci  $Q = 5$ ,
- dla niedociążonych szybkoobrotowych podpór łożyskowych (np. wału silnika turbodrzutowego) wymianę łożyska należy wykonać przy  $Q = 11$ .



**Rys. 6.5.** Zbiory charakterystyczne otrzymane dla zespołu napędowego wzorca negatywnego śmigłowca Mi-24 nr „a” z uszkodzonym górnym łożyskiem (zbiory charakterystyczne  $A_{21} \div A_{24}$ ) przekładni WR-24 znajdującym się w stanie rezonansu mechanicznego



Rys. 6.6. Zbiory charakterystyczne otrzymane dla zespołu napędowego wzorca pozytywnego śmigłowca Mi-24 nr „b” z poprawnie działającym górnym łożyskiem przekładni WR-24



Rys. 6.7. Uszkodzona bieżnia łożyska głównego przekładni WR-24

## 6.2.2. Diagnozowanie skrzynki napędów agregatów

### 6.2.2.1. Rola skrzynki napędów agregatów w systemie transmisji mocy mechanicznej

W miarę starzenia kalendarzowego i pogłębiania się procesu zużycia eksploatacyjnego wraz ze zwiększaniem się czasu nalotu śmigłowców, obserwowana jest na



śmigłowcach Mi-24 coraz większa liczba przedwcześnie uszkodzonych skrzynek napędów agregatów. Zgodnie z dotychczasową wiedzą, ulegają one przedwczesnemu zużyciu z powodu:

1. Sprzężenia rezonansowego wału pośredniczącego SNA z uszkodzonym łożyskiem górnym przekładni głównej WR-24 [154] – zdecydowana większość przypadków przedwczesnego zużycia wiąże się z niesprawdzeniem podczas remontu współosiowości gniazd łożyskowych w SNA, a w związku z tym niepodejmowaniem działań korekcyjnych z tym związanych (po stwierdzeniu niewspółosiowości gniazd łożyskowych powinny być wybite tuleje dystansowe, następnie zamocowane nowe tuleje, które należy przetoczyć na wytaczarce z jednego ujęcia wrzeczona i dopiero montować łożyska toczne);
2. Stosowania niedopuszczalnej metody (po sprawdzeniu współosiowości ww. gniazd) wymiany tulei dystansowej tylko dla środkowego gniazda i jego plastycznego przemieszczenia (specjalną głowicą hydrauliczną) w celu doprowadzenia środka symetrii tego gniazda (wraz z nowo zamontowaną tuleją dystansową) do linii pozostałych gniazd łożyskowych.
3. Dwustronnych uderzeń kątowych z przekładni głównej oraz z uszkodzonej przekładni tylnej.

### **Sprzężenie rezonansowe wału pośredniczącego SNA z uszkodzonym łożyskiem górnym przekładni głównej WR-24**

Zespół napędowy śmigłowca Mi-24 składa się z następujących podzespołów:

1. Silników napędowych (rys. 3.39, element 1),
2. Przekładni głównej WR-24 (rys. 3.39, element 3),
3. Zespołu wałów transmisji mocy (rys. 3.39, elementy: 4, 5, 7, 12) przekazujący część mocy z przekładni WR-24 na śmigło ogonowe (rys. 3.39, element 11),
4. Skrzynka napędu agregatów (rys. 3.39, element 6), połączona elementami wału transmisji z przekładnią główną i z śmigłem ogonowym.

Podzespoły układu napędowego tworzą rozbudowany geometrycznie układ szeregowo-równoległy przesyłu mocy mechanicznej od silników do śmigła nośnego i śmigła ogonowego (rys. 3.47). Tylko na początku tego układu przepływu mocy mamy równoległy (dublujący się) układ dwóch silników; dalej tory przesyłu mocy nie są już dublowane. Na uwagę zasługuje tu m.in. to, że skrzynka napędu agregatów (element 11) może potencjalnie rozerwać ciągłość przekazywania mocy w kierunku śmigła ogonowego [4, 42, 45, 46, 60, 68, 73, 92, 97]. Jednocześnie na tej skrzynce zamontowane są dwie prądnice (elementy 6 i 12), które stanowią źródło sygnałów diagnostycznych podczas pomiarów metodą FAM-C.

Przekładnia główna WR-24 (rys. 3.47, element 5) stanowi istotny węzeł sumacyjny w procesie przepływu mocy mechanicznej od silników do śmigła nośnego

i śmigła ogonowego. Przekładnia ta tworzy zwartą konstrukcję, zapewniającą odpowiednią redukcję prędkości obrotowej otrzymywanej z silników napędowych TW3-117 (240 obr/s) na wirnik główny i śmigło ogonowe oraz liczne agregaty pomocnicze.

W węźle elektroenergetycznym śmigłowca Mi-24 zastosowano dwie prądnice synchroniczne GT40PCz6, które zamontowano na jednej skrzynce napędu agregatów, napędzającej obie prądnice (rys. 3.47, elementy: 6, 12), zaś skrzynka jest napędzana z przekładni głównej WR-24 jednym wałem transmisji.

W związku z tym, aby zapewnić napęd obu prądnicom w SNA, konstruktorzy zastosowali wewnętrzne rozdzielenie mocy mechanicznej poprzez dwa tory napędowe (rys. 3.49 i 6.8) [4, 24]:

- a) pierwszy tor – związany z przekazywaniem mocy z przekładni głównej WR-24 na śmigło ogonowe – realizowane przez: koła zębate: Z66/Z35 nr 1 + wał pośredniczący + Z30/Z70, gdzie wał pośredniczący jest drażony wewnątrz i stanowi tuleję napędową prądnicy GT40PCz6 nr 1 (rys. 3.50, elementy: Z66/Z35 nr 1 + „wał pośredniczący nr rys. 24-1512-400” + Z30/Z70) przekazującą w końcowym etapie moc do śmigła ogonowego,
- b) drugi tor – związany z przekazywaniem mocy tylko na prądnicę GT40PCz6 nr 2 i na pompę olejową (ten tor nie uczestniczy w przekazywaniu mocy na śmigło ogonowe) – realizowany przez koła zębate: Z66/Z35 nr 2 + wał prądnicy, gdzie wał prądnicy jest drażony wewnątrz i stanowi tuleję napędową prądnicy GT40PCz6 nr 2 – w końcowym etapie przekazujący moc do zębatej pompy olejowej (rys. 3.50, elementy Z8-1÷Z8-2).

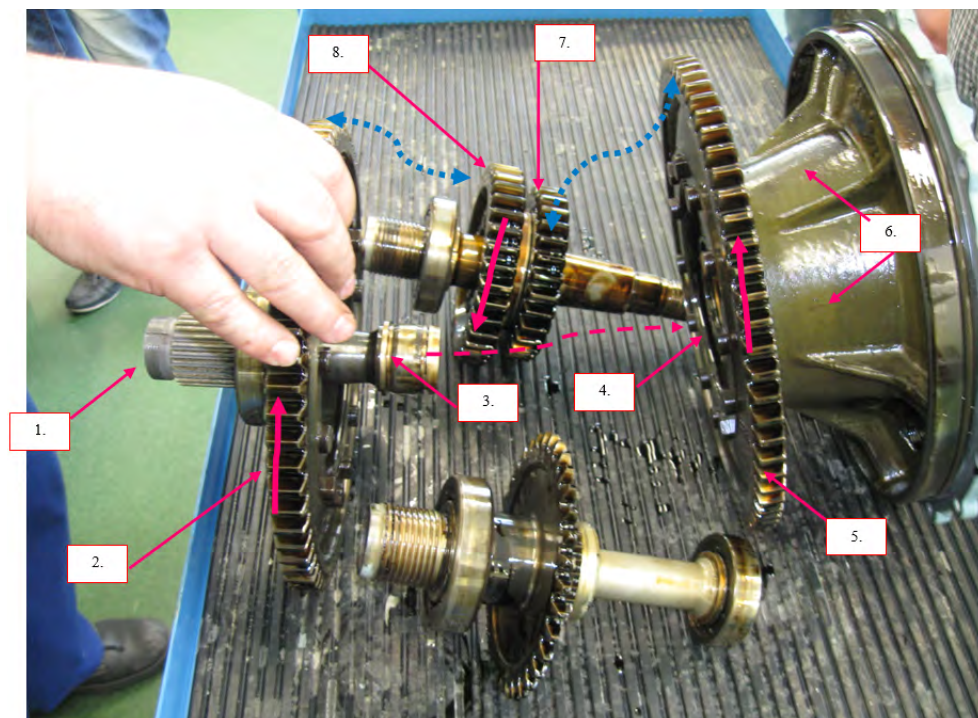
Tuleje napędowe obu prądnic (tuleje te w Mi-24 występują w postaci dwu drażonych wałów z wielowypustami wewnętrznymi zazębiającymi się z wielowypustami zewnętrznymi wałków prądnic) są dodatkowo obciążone mechanicznie:

- a) tuleja napędowa prądnicy GT40PCz6 nr 1 – momentem oporu aerodynamicznego wirnika wentylatora (rys. 3.48; rys. 3.49, element „wał pośredniczący”);
- b) tuleja napędowa prądnicy GT40PCz6 nr 2 – momentem oporu pompy olejowej (rys. 3.48, element „wał prądnicy”; rys. 3.49 elementy Z8-1÷Z8-2).

Z powyższego zestawienia wynika, że każdy z dwóch torów przenoszenia mocy przez skrzynkę napędów agregatów (SNA) ma inną charakterystykę dynamiczną – inne momenty bezwładności, charakterystyki tłumienia oraz inne obciążenie mocą:

- a) pierwszy tor, tj. tor prądnicy GT40PCz6 nr 1 – wysoki poziom obciążenia, na który składają się:
  - moc elektryczna – średni poziom mocy elektrycznej o średniej dynamice zmian powodująca mechaniczne hamowanie wirnika prądnicy,

- moc mechaniczna pobierana przez śmigło ogonowe – wysoki poziom przenoszonej mocy mechanicznej o wysokiej dynamice zmian wywołanych zmianą oporów aerodynamicznych przy zmianie kąta natarcia śmigła ogonowego w czasie zmiany kierunku lotu),
  - moc mechaniczna pobierana przez wentylator – stały poziom obciążenia o niewielkiej mocy;
- b) drugi tor, tj. tor prądnicy GT40PCz6 nr 2 – niski poziom obciążenia, na który składają się:
- moc elektryczna – średni poziom mocy elektrycznej o średniej dynamice zmian,
  - moc mechaniczna pobierana przez pompę olejową – niewielka moc związana z tłoczeniem przez pompę zębatą o stabilnej charakterystyce z niewielką pulsacją spowodowaną przemieszczaniem się kół zębatych pompy (rys. 3.49, elementy Z81÷Z8-2).



**Rys. 6.8.** Koła zębate i wały skrzynki napędów agregatów ze śmigłowca Mi-24: 1 – wał wejściowy SNA – wejście mocy z WR-24; 2 – koło zębate napędzające Z66; 3 – końcówka wału, stanowiąca czop łożyska wałkowego S2:5-32206B3 (N=13); 4 – miejsce osadzenia łożyska wałkowego S2:5-32206B3 (N=13) w gnieź-

dzie w postaci pierścienia wewnętrznego łożyska kulkowego S1:5-115B (N = 13); 5 – koło zębate Z70; 6 – korpus (element 24-1512-130) dla elementów prowadzenia wału wyjściowego; 7 – koło zębate napędzające Z30 umocowane na wale pośredniczącym; 8 – koło zębate Z35 nr 1 umocowane na wale pośredniczącym

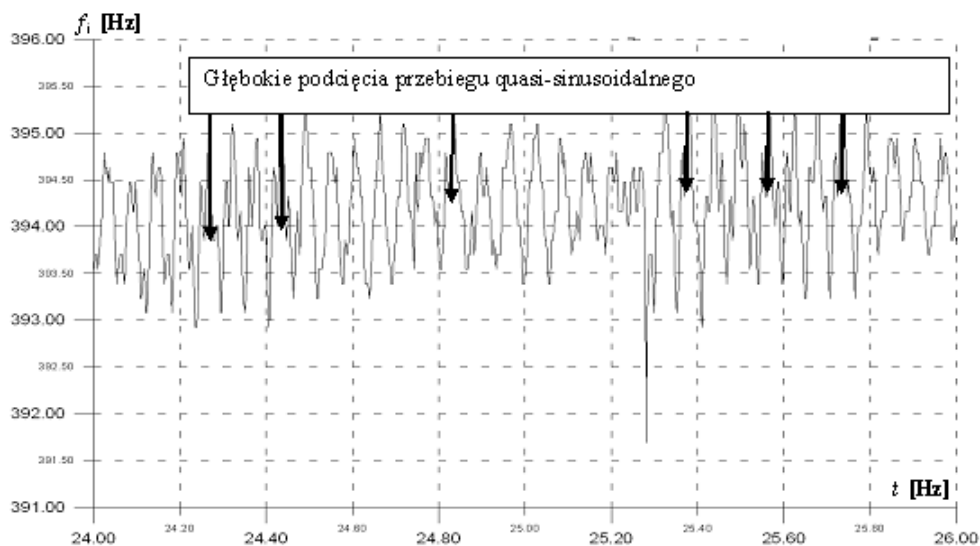
Należy podkreślić, że występujące zróżnicowanie mocy mechanicznej tych dwóch torów przenoszenia mocy przez skrzynkę napędów agregatów jest przyczyną nierównomiernego zużywania się elementów torów napędowych obu prądnic podczas długotrwałej eksploatacji. Pod wpływem zróżnicowanych (różniących się w danej chwili) kątów fazowych napięć wytwarzanych przez te dwie połączone prądnice, często występują straty mocy podczas pracy po zsynchronizowaniu prądnic. Najwidoczniej moment elektromechaniczny (zazwyczaj wystarczający do synchronizowania ze sobą obu prądnic) jest zbyt mały w stosunku do mechanicznych sił dynamicznych oddziałujących na wirniki prądnic. Niekiedy zróżnicowanie zużycia elementów obu torów SNA jest tak znaczna, że niemożliwa staje się praca synchroniczna obu prądnic.

#### 6.2.2.2. Monitorowanie skrzynki napędów agregatów metodą FAM-C

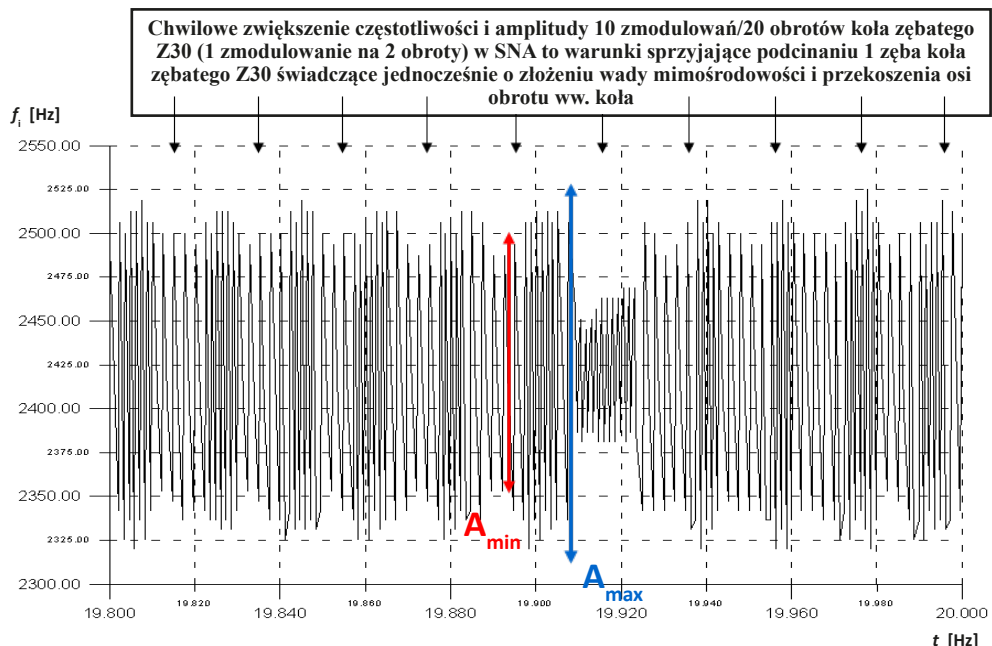
Personel ITWL wykonuje pomiary metodą FAM-C w jednostkach wojskowych od 2007 r., a ich analizy przedstawiono w opracowaniach [60, 92]. Pomiaram podlegały m.in. zespoły napędowe zawierające w swym ukończeniu skrzynki napędowe SNA. Na podstawie analizy wyników pomiarów FAM-C zaobserwowano kilka rodzajów symptomów diagnostycznych świadczących o znacznym zużyciu niektórych SNA:

1. zwiększanie się poziomu zużycia wielowypustów wewnętrznych wału pośredniczącego w SNA – na wszystkich SNA zgłoszonych do badań w ITWL (2017–2019), w tym SNA nr Ł61 ze śmigłowca Mi-24 nr „c” w czasie pomiarów w kanale pomiarowym FAM-C 1x115 V, 400 Hz prądnicy GT40PCz6 nr 1, już w styczniu 2016 r. zaobserwowano głębokie podcięcia na przebiegu częstotliwości chwilowej w funkcji czasu (rys. 6.9) – świadczyły one o znacznych luzach obwodowych w trakcie napędowym tej prądnicy [154, 158];
2. sprzężenie rezonansowe pomiędzy łożyskiem górnym przekładni głównej a wałem pośredniczącym w SNA – dla śmigłowca Mi-24 nr „b” w kanale pomiarowym podwzbudnicy (złącze na bloku regulacji BRN) podczas testu wykonanego w styczniu 2016 r. występuje systematyczny wzrost częstotliwości i amplitudy, co drugi obrót wałka koła zębatego Z30 w SNA (rys. 6.10, 6.11) – widoczne chwilowe systematyczne „zagęszczenie” quasi-sinusoidalnego przebiegu (rys. 6.10 i 6.11, elementy:  $f_{pmin}$ ,  $f_{pmax}$ ). Tak więc przebiegi  $f_i = f(t)$  wykazują periodyczną zmianę częstotliwości ww. zmodulowań w postaci modulacji FM

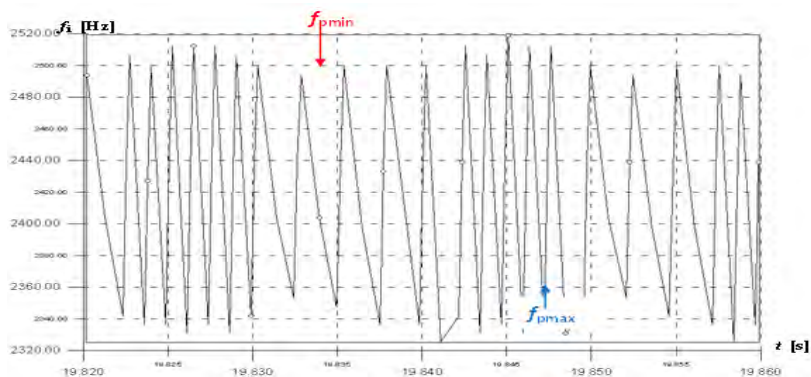
o okresie powtarzania równym czasowi trwania dwóch obrotów koła zębatego Z30 – są to warunki sprzyjające podcinaniu dwóch zębów koła Z30. Powyższe zmodulowania, a zwłaszcza pojawienie się pierwszej podharmonicznej (zmodulowania co drugi obrót koła zębatego Z30) świadczą również o złożeniu wady mimośrodowości (w tym przypadku o znacznych luzach promieniowych) z wadą przekoszenia wałka pośredniczącego (typ 24-1512-400) stanowiącego oś obrotu ww. koła zębatego Z30.



**Rys. 6.9.** Przebieg częstotliwości w funkcji czasu otrzymany z kanału pomiarowego 1x115 V, 400 Hz, śmigłowiec Mi-24 nr „c”, prądnicą nr 1, na podstawie testu nr 31, czas obserwacji 2 s – widoczne krótkotrwałe zwiększenia amplitudy częstotliwości



**Rys. 6.10.** Przebieg częstotliwości w funkcji czasu otrzymany z podwzbudnicy śmigłowca Mi-24 nr „b” prawy silnik – test nr 31 (2016 r.), skala makro, gdzie dla **a)** czasu obserwacji **0,2 s**: zaobserwowano okresowe ( $T = 0,175$  s, tj.  $f_p = 57$  Hz) zwiększenia amplitudy oraz częstotliwości: zmiany wartości amplitudy (częstotliwości chwilowej)  $A_{\max} = 177$  Hz,  $A_{\min} = 130$  Hz, stąd głębokość modulacji amplitudy składowej pulsacji 15%, zaś wartość względną składowej pulsacji zmienia się od 5,1% do 6,9%, **b)** czasu obserwacji **0,04 s**: zaobserwowano okresowe zwiększenia amplitudy oraz częstotliwości: zmiany częstotliwości od  $f_{p\min} = 322$  Hz do  $f_{p\max} = 667$  Hz



**Rys. 6.11.** Przebieg częstotliwości w funkcji czasu otrzymany z podwzbudnicy śmigłowca Mi-24 nr „b” prawy silnik – test nr 31 (2016 r.), skala mikro, gdzie dla **a)** czasu

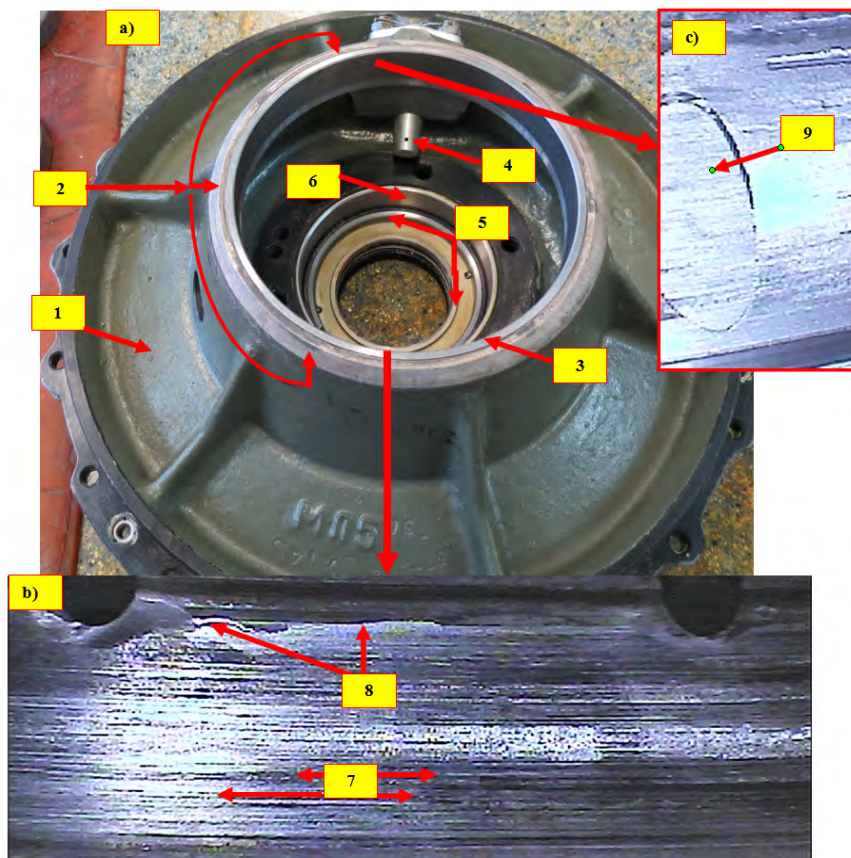
**obserwacji 0,2 s:** zaobserwowano okresowe ( $T = 0,175$  s, tj.  $f_p = 57$  Hz) zwiększenia amplitudy oraz częstotliwości: zmiany wartości amplitudy (częstotliwości chwilowej)  $A_{\max} = 177$  Hz,  $A_{\min} = 130$  Hz, stąd głębokość modulacji amplitudy składowej pulsacji 15%, zaś wartość względna składowej pulsacji zmienia się od 5,1% do 6,9%, **b) czasu obserwacji 0,04 s:** zaobserwowano okresowe zwiększenia amplitudy oraz częstotliwości: zmiany częstotliwości od  $f_{p\min} = 322$  Hz, do  $f_{p\max} = 667$  Hz

### 6.2.2.3. Pomiary mechaniczne skrzynki napędów agregatów – weryfikacja pomiarów FAM-C

#### Pomiar geometrii gniazd łożyskowych w korpusie SNA

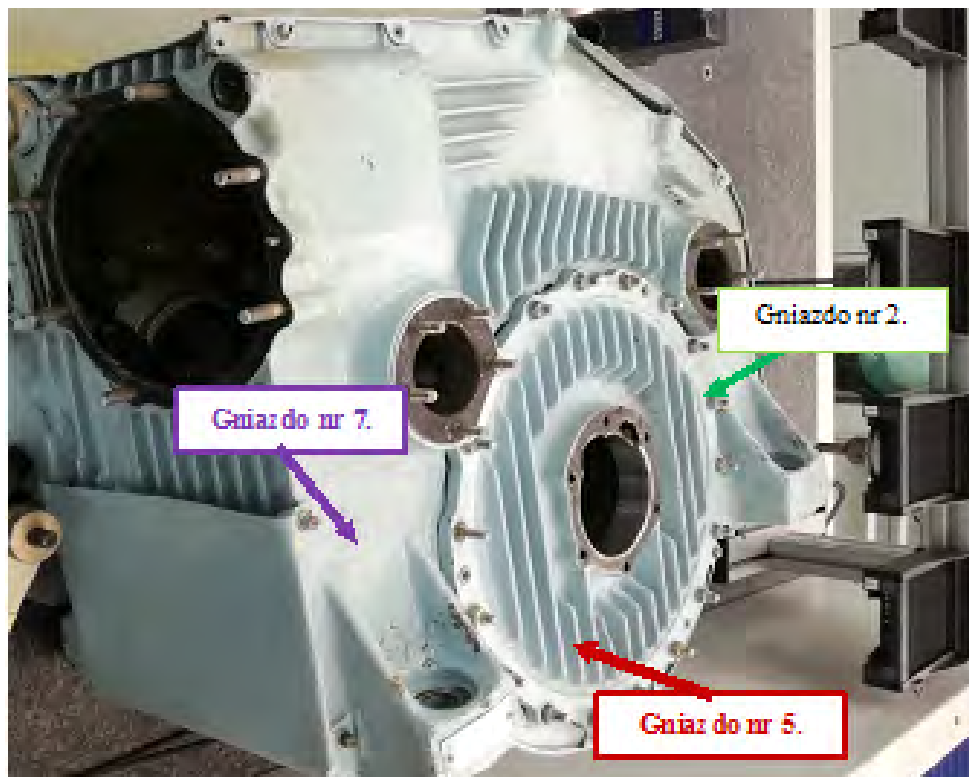
W czasie badania skrzynki napędowej SNA jednego ze śmigłowców Mi-24 diagnozowanych metodą FAM-C stwierdzono, iż przy obsadzie łożyska środkowego występują wypłytki materiału, jakie nie były zauważane na wcześniejszych SNA (rys. 6.12, element 8), oraz poluzowanie kołka mocującego (ustalającego) tuleję w gnieździe odlewu (rys. 6.12, element 9). Kołek ten ma za zadanie zabezpieczenie tulei (przytwierdzenie tulei do obudowy SNA), zamontowanej wciskowo w obudowie (odlewie) skrzynki SNA, przed obracaniem się. Pośrednio poluzowanie to świadczy o zrywaniu połączenia wciskowego pomiędzy tuleją pośredniczącą a pierścieniem zewnętrznym łożyska środkowego S1 na skutek blokowania się elementów tocznych wewnątrz tego łożyska. Blokowanie to mogło występować pod wpływem jednostronnych sił zewnętrznych, np. oddziaływania odpychającego od koła zębatego Z30 na koło zębate Z70. W związku z tym należy główną uwagę w czasie pomiarów zwrócić na węzeł mechaniczny łożyska środkowego S1. Poluzowanie może powodować zmniejszenie stabilności przekazywania mocy mechanicznej połączenia kół zębatych Z30 z Z70, a więc nastąpią pulsacje mocy mechanicznej przekazywanej na śmigło ogonowe. Jeżeli nastąpi ścięcie kołka (rys. 6.12, element 9), to może nastąpić wysunięcie tulei pośredniczącej wraz z łożyskiem S1 z gniazda łożyskowego, wyszlifowanie gniazda łożyskowego, odsunięcie się od siebie kół zębatych Z30 i Z70 i odcięcie napędu mocy mechanicznej śmigła ogonowego. Taki przypadek miał miejsce w styczniu 2011 r. w Afganistanie [13, 206].

Pomiary geometrii gniazd łożyskowych w obudowach (odlewach) korpusów skrzynek napędów SNA wykonywane w zakładzie remontowym przedstawiono na rys.: 6.13, 6.13a i 6.14.

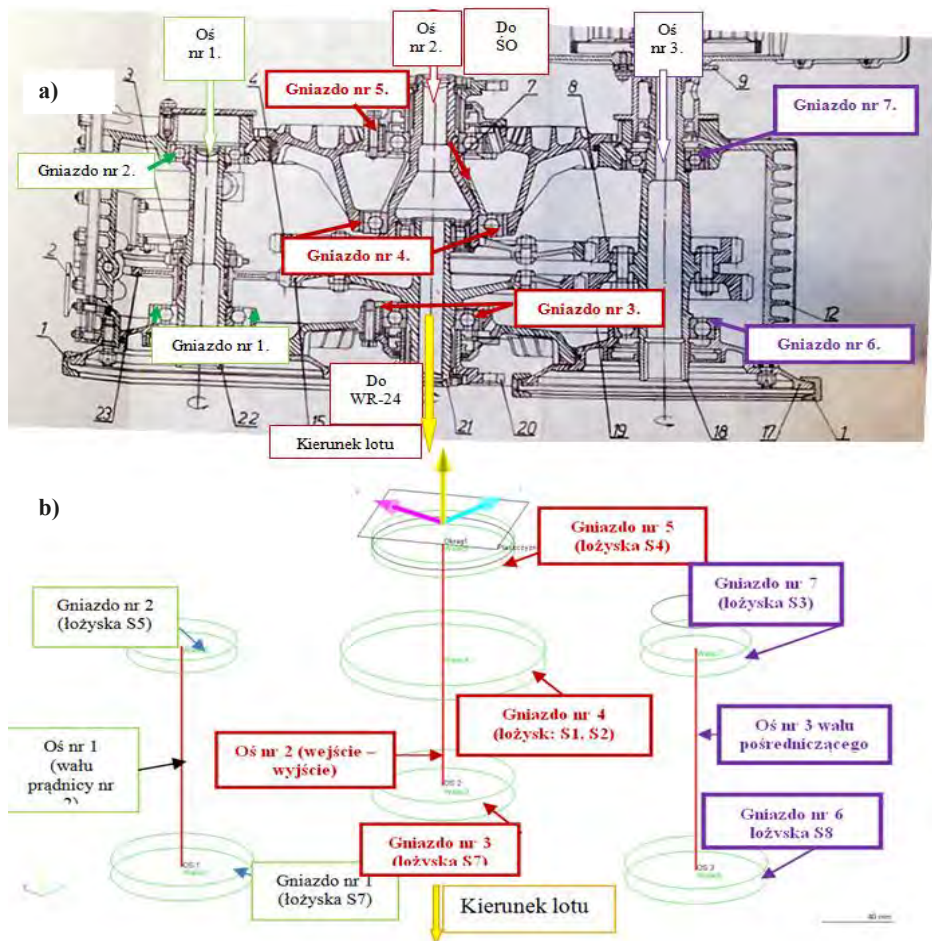


**Rys. 6.12.** Gniazdo łożyska środkowego S1: 5-115B (N = 13): **a) korpus SNA – miejsce odlewu w rejonie tulei pośredniczącej czyste i polakierowane:** gdzie: 1 – odlew; 2 – obsada gniazda łożyskowego – czysta, bez śladów oddziaływania mechanicznego; 3 – tuleja pośrednicząca łożyska środkowego (S1); 4 – wtryskiwacz oleju smarnego w górnej części odlewu; 5 – łożysko wału wyjściowego; 6 – tuleja pośrednicząca wału wyjściowego – czysta, bez śladów zużycia; **b) dolna wewnętrzna część tulei pośredniczącej łożyska środkowego (S1):** gdzie: 7 – rysy obwodowe na powierzchni – dowód na obracanie się pierścienia zewnętrznego łożyska środkowego S1 w tulei pośredniczącej; 8 – wypływki materiałowe – dowód na występowanie znacznych sił pomiędzy pierścieniem zewnętrznym (prawdopodobnie zablokowanego) łożyska środkowego S1 a dolną częścią tulei pośredniczącej; **c) sworzeń blokujący tuleję pośredniczącą do odlewu:** gdzie: 9 – sworzeń blokujący tuleję pośredniczącą do odlewu; 10 – miejsce styku powierzchni sworznia (blokującego tuleję pośredniczącą do odlewu) z powierzchnią tulei pośredniczącej – widoczne przesunięcie powierzchni obu płaszczyzn



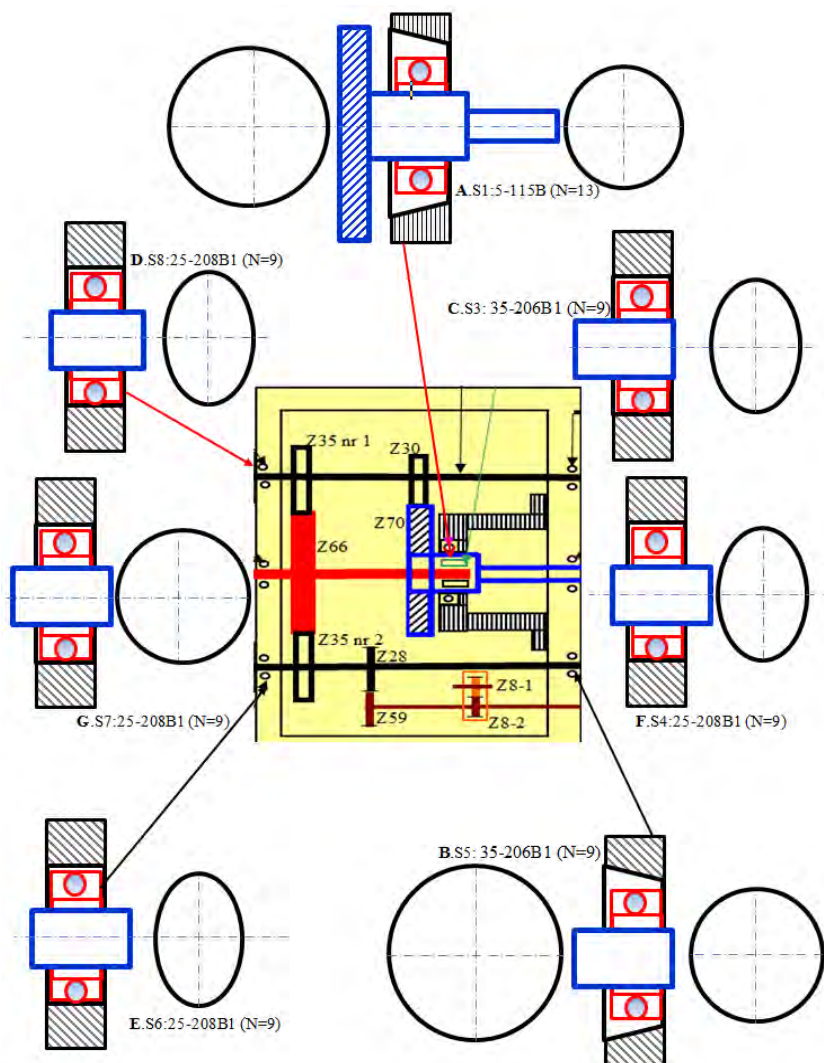


**Rys. 6.13.** Widok odlewu korpusu skrzynki napędów agregatów, gdzie: gniazdo nr 2 – gniazdo łożyska S5 (miejsce mocowania rewersu wału prądnicy nr 2); gniazdo nr 7 – gniazdo mocowania łożyska S3 (rewers wału pośredniczącego od strony wentylatora); gniazdo nr 5 – gniazdo łożyska S4 (łożysko wału wyjściowego)



**Rys. 6.13a.** Przekrój (kompletnej) SNA (a) na tle szkicu (b) dotyczącego pomiarów geometrii gniazd łożyskowych w obudowach korpusów SNA maszyny współrzędnościowej: gniazdo nr 4 – podtrzymujące kaskadę łożysk: łożysko kulkowe S1:5-115B (N=12) podtrzymujące wał wyjściowy SNA oraz wciśnięte w jego wnętrze łożysko wałkowe S2:5-3206B3 (N=13) podtrzymujące wolny koniec wału wejściowego; 1 – obejmą mocowania prądnicy, 2 – korek magnetyczny, 3 – koło zębate napędu pompy oleju, 4 – napędzane koło zębate Z70 na wale wyjściowym, 5 – kołnierz napędzany (przez wał transmisji od przekładni głównej WR-24), 6 – wentylator skrzyni napędu prądnicy, 7 – piasta napędzanego koła zębatego, 8 – koło zębate Z30, 9 – kołnierz mocowania wentylatora, 10 – dolny odchylacz, 11 – pompa oleju, 12 – korpus, 13 – śruba z uchem, 14 – górny odchylasz, 15 – napędzające koło zębate Z66 na wale wejściowym, 16 – szklany wskaźnik pomiarowy oleju, 17 – kołnierz mocowania prądnicy, 18 – wał pośredniczący (przenoszący moc z WR-24 na ŚO) – jest drążony wewnątrz i

tworzy tuleję napędową dla wału prądnicy GT40PCz6 nr 1, 19 – koło zębate Z35 nr 1 na wale pośredniczącym, 20 – kołnierz napędzający, 21 – piasta napędzającego koła zębatego – wał wejściowy SNA (wejście mocy z WR-24), 22 – wał napędu prądnicy – jest drążony wewnątrz i tworzy tuleję napędową dla wału prądnicy GT40PCz6 nr 2, 23 – koło zębate Z35 nr 2 napędu prądnicy nr 2, 24 – miejsce mocowania nadajnika ciśnienia oleju, 25 – miejsce mocowania nadajnika temperatury oleju



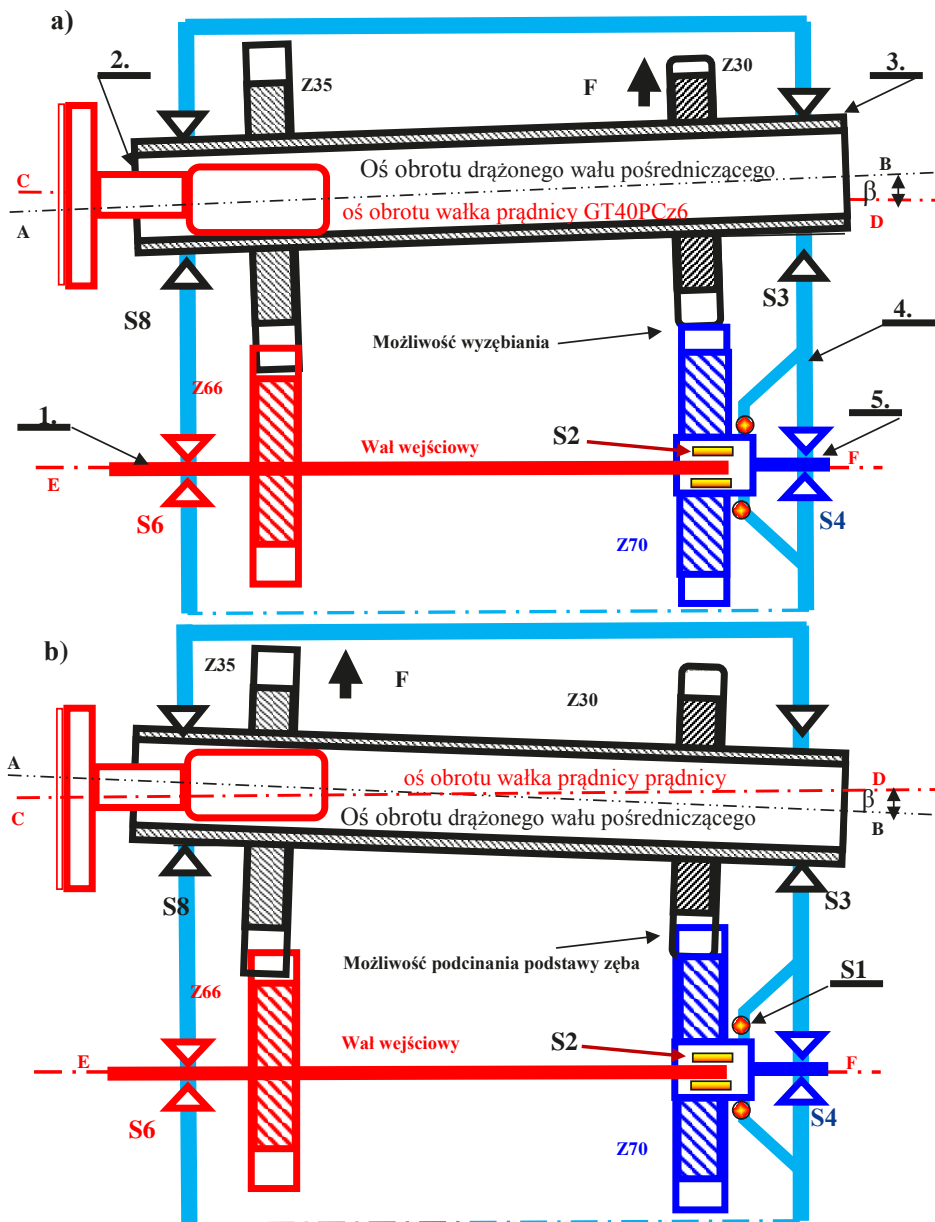
**Rys. 6.14.** Wady pasowania łożysk tocznych względem wałów i gniazd dla skrzynki napędowej SNA ze śmigłowca Mi-24

**Hipoteza przyczyny przedwczesnego zużywania się skrzynki napędów agregatów**

Prawdopodobny sposób stożkowatego zużywania się wielowypustów drażonego wału pośredniczącego na skutek zmodulowania prędkości kątowej wału wejściowego SNA (w wyniku zużycia WR-24) przedstawiono na rys. 6.15. Na skutek sprzężenia rezonansowego, omówionego w p. 6.2.2.2, następują chwilowe przyspieszenia i opóźnienia prędkości kątowej wału pośredniczącego (rys. 3.48, element „wał pośredniczący”; rys. 3.49, element „wał pośredniczący”; rys. 6.8, elementy: 7 i 8) objawiające się zmodulowaniami wartości chwilowej częstotliwości  $f_i = f(t)$  otrzymanej metodą FAM-C z napięcia podwzбудnicy prądniczy-przetwornika GT40PCz6 (rys. 6.10, rys. 6.11, szczegóły:  $f_{pmin}$ ,  $f_{pmax}$ ). Przy każdym przyspieszeniu prędkości kątowej na wejściu SNA, (tj. chwilowym zwiększeniu wartości chwilowej częstotliwości chwilowej – rys. 6.11, szczegół  $f_{pmax}$ ) wał pośredniczący przemieszcza się kątowo zgodnie z rys. 6.15a. Z kolei przy każdym opóźnieniu prędkości kątowej na wejściu SNA, (tj. chwilowym zwiększeniu wartości chwilowej częstotliwości chwilowej – rys. 6.11, szczegół  $f_{pmin}$ ) wał pośredniczący przemieszcza się kątowo zgodnie z rys. 6.15b. W ten sposób koła zębate Z30 i Z70 raz odsuwają się od siebie raz przybliżają (rys. 6.15). Jednocześnie wraz z oddalaniem się kół zębatych Z30 i Z70 (rys. 6.15a) występuje przyspieszenie kątoowe wału pośredniczącego (rys. 6.11, szczegół  $f_{pmax}$ ). Z uwagi na znaczne obciążenie kół zębatych Z30 i Z70 przez moment aerodynamiczny oraz moment bezwładności śmigła ogonowego (rys. 3.48) podczas przyspieszania kątoowego wału pośredniczącego (rys. 6.11, szczegół  $f_{pmax}$ ) występują jednocześnie największe obciążenia styku zębów ww. kół zębatych. Co gorsza, takie przyspieszanie prędkości kątowej i jednoczesne oddalanie się od siebie kół zębatych 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 przybliżanie się kół zębatych Z30 i Z70 do siebie (rys. 6.15b, szczegół „możliwość podcinania podstawy”). Na skutek sprężynowania wału transmisji (rys. 3.41, elementy: 34, 35, 36, 44) następuje nie tylko dociśnięcie kół zębatych, ale również przyspieszone zużycie podstaw zębów. Takie przyspieszanie i przybliżanie się kół zębatych 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 [11, 13, 146, 206].



Rys. 6.15. Prawdopodobny sposób stożkowego zużywania się wielowypustów drążonego wału pośredniczącego na skutek zmodulowania prędkości kątowej wału wej-

ściowego SNA dla: a) chwilowego zmniejszenia prędkości kątowej na wale wejściowym SNA, b) chwilowego zwiększenia prędkości kątowej na wale wejściowym SNA, gdzie: 1 – wał wejściowy; 2 – wałek napędowy prądnicy (strzałka wskazuje czoło wału); 3 – drażony wał pośredniczący; 4 – korpus SNA; 5 – wał wyjściowy; S1÷S8 – podpory łożyskowe (łożyska toczne); Z66, Z35, Z30, Z70 – koła zębate toru przekazywania mocy z wału wejściowego SNA na wał wyjściowy SNA;  $F$  – wypadkowa siła oddziałująca na drażony wał pośredniczący

### **Przegląd stanu technicznego górnych łożysk przekładni głównej WR-24 – weryfikacja hipotezy sprzężenia rezonansowego łożyska z wałem pośredniczącym w SNA**

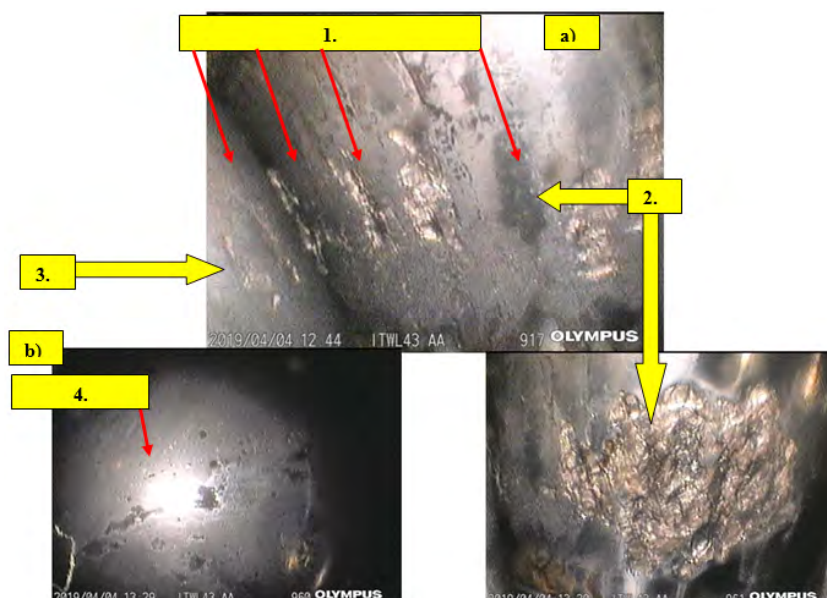
Decydujący wpływ na przedwczesne zużywanie się skrzynek napędowych SNA miało, wcześniej opisane, oddziaływanie rezonansowe łożyska górnego przekładni głównej WR-24. Wystąpiło oddziaływanie rezonansowe uszkodzonego łożyska górnego w przekładni głównej WR-24 (rys. 3.46, element 30; rys. 6.16) ze użytym wałem pośredniczącym (rys. 3.48) w SNA w wyniku zrównania się częstotliwości własnych tych dwóch podzespołów [33, 42, 46], na skutek:

1. zwiększenia się częstotliwości zmodulowań od uszkodzonego łożyska górnego przekładni WR-24 (metodą FAM-C zaobserwowano zwiększenie częstotliwości drgań niektórych łożysk śmigłowców [11, 146, 206]) z  $f_p = 23$  Hz dla poprawnie działającego łożyska do  $f_p = 51$  Hz w przypadku łożyska ze złuszczoną bieżnią wewnętrzną (rys. 6.16);
2. zmniejszenia się częstotliwości własnej zespołu wału pośredniczącego z kompletem kół zębatach Z30, Z70 (rys. 6.14) na skutek przekoszenia tego wału i zwiększonego luzu w podporach łożyskowych (rys. 6.14, elementy: D i C) SNA. Na niektórych śmigłowcach zaobserwowano metodą FAM-C zmniejszenie częstotliwości z  $f_p = 102$  Hz do  $f_p \approx 51$  Hz w przypadku niepoprawnie działającego zespołu. Pomiary mechaniczne potwierdziły na tych śmigłowcach nadmierne zużycie podpór łożyskowych wału pośredniczącego w SNA wskazanych metodą FAM-C. Potwierdzono również znaczne siły odpychające pomiędzy kołami zębatymi Z30 i Z70 – stwierdzono podczas pomiarów mechanicznych znaczne owalności gniazda łożyska Środkowego S1 podpierających wał pośredniczący.

Ad 1. Zwiększenie się częstotliwości zmodulowań od uszkodzonego łożyska tocznego wiąże się zazwyczaj z uszkodzeniami (złuszczeniami) bieżni i/lub powierzchni elementów tocznych [21, 98, 214, 310], co powoduje zwiększenie liczby lokalnych przyhamowań na jeden pełny obrót łożyskowanego wału [50, 51, 55]. Dla niektórych śmigłowców monitorowanych metodą FAM-C stwierdzono podwyższoną częstotliwość łożysk górnych przekładni WR-24. Dlatego też autorzy poprosili o umożliwienie ich przeglądu boroskopowego. W jego wyniku stwierdzono liczne uszkodzenia elementów mechanicznych górnych łożysk tocznych:

- a) ślady równomiernych złuszczeń na bieźni wewnętrznej (rys. 6.16, element 2);
- b) uszkodzenia powierzchni elementu tocznego o charakterze pittingu (rys. 6.16, element 4) – zaprasowanie oleju smarnego w miejscach wcześniej powstałych złuszczeń powierzchni, a następnie rozerwanie zgrupowań oleju pod wpływem ciśnienia, spowodowanego przetaczaniem się elementów tocznych po bieźni wewnętrznej łożyska.

Oba te sposoby zużywania się elementów łożyska mogły podnieść wartość częstotliwości własnej łożyska.



**Rys. 6.16.** Elementy uszkodzonego górnego łożyska przekładni głównej WR-24 nr Ł49, współpracującej przez wiele lat z przedwcześnie zużytą badaną skrzynką napędową: a) widok ogólny: 1 – bieźnia wewnętrzna, 2 – ślady równomiernych złuszczeń na bieźni wewnętrznej, 3 – element toczny górnego łożyska przekładni głównej WR-24; b) element toczny (kula) w powiększeniu: 4 – uszkodzenia powierzchni elementu tocznego o charakterze pittingu; c) złuszczenie powierzchni bieźni wewnętrznej w powiększeniu [75]

### Ogłędziny wielowypustów wewnętrznych drażonych wałów napędzających prądnice pokładowe

Wielowypusty wewnętrzne wału pośredniczącego stanowią połączenie wielowypustowe z wałkiem napędowym prądnicy. Wał pośredniczący jest zatem tuleją napędową wałka prądnicy GT40PCz6 nr 1. Należy w tym miejscu przypomnieć, że wał pośredniczący jest równocześnie osią obrotu dla kół zębatych Z30 w skrzynce

SNA i poprzez system kół zębatach pobiera energię mechaniczną z silników głównych. Wszelkiego typu zużycia zespołu napędowego powodują oscylacje prędkości kątowej tego wału. Jednocześnie wirnik prądnicy ze swym wałkiem napędowym stanowią znaczny moment oporowy wynikający z:

- momentu bezwładności wirnika prądnicy,
- sprzężenia magnetycznego pomiędzy wirnikiem prądnicy a stojanem przymocowanym sztywno do obudowy SNA.

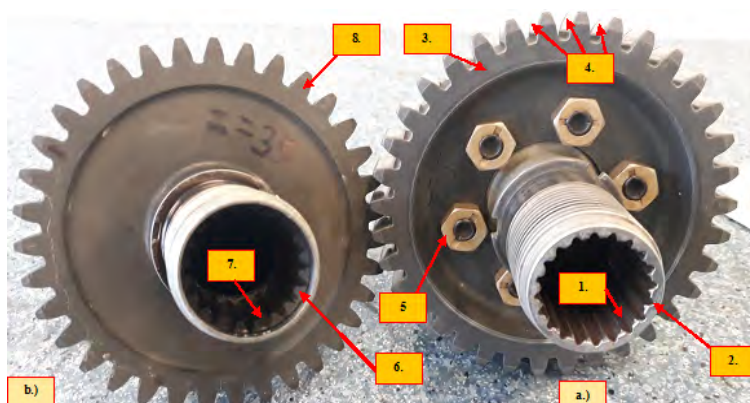
W przypadku znacznych przyspieszeń prędkości kątowej (spowodowanych znacznym zużyciem elementów zespołu napędowego, m.in. zużyciem podpór łożyskowych wału pośredniczącego) powoduje to uderzenia powierzchniowe pomiędzy zębami wielowypustów wewnętrznych wału i zewnętrznych wałka napędowego prądnicy. Powstają wówczas przestrzenne oscylacje zobrazowane w p. 6.2.2.3.2. Z kolei w przebiegach częstotliwości chwilowej  $f_i = f(t)$  otrzymanych metodą FAM-C obserwowane są wówczas podcięcia na zboczach opadających przebiegu quasi-sinusoidalnego (rys. 6.9).

Przedmiotem badań SNA było m.in. zużycie wielowypustów wewnętrznych:

1. Wału pośredniczącego (rys. 6.17a, szczegół 1; rys. 3.48) – napędzającego m.in. prądnicę GT40PCz6 nr 1;
2. Wału prądnicy (rys. 6.17b, szczegół 7; rys. 3.48) – napędzającego m.in. prądnicę GT40PCz6 nr 2.

Badania przeprowadzono w zakresie:

- a) oględzin zewnętrznych,
- b) pomiaru zużycia wielowypustów wewnętrznych dla wałka prądnicy nr 1 (rys. 6.17a, element 1) za pomocą przyrządu 118-00, zgodnie z typową technologią zakładu remontowego.

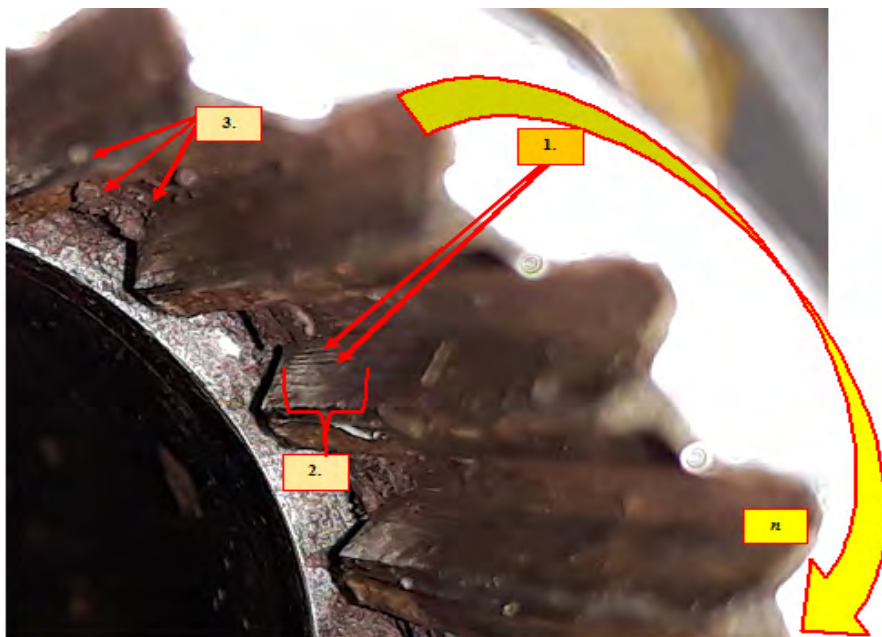


**Rys. 6.17.** Wały (drażone) będące tulejami napędu wałków prądnic GT40PCz6: a) podzespół wałka pośredniczącego: 1 – wielowypust wewnętrzny wałka pośredniczą-



cego stanowiący tuleję napędową prądnicy GT40PCz6 nr 1, 2 – czoło wałka pośredniczącego od strony prądnicy GT40PCz6 nr 1, 3 – Z35 nr 1 – koło zębate osadzone na wale pośredniczącym, 4 – Z30 – koło zębate na wale pośredniczącym, 5 – śruby pasowane łączące koła zębate Z30 z Z35 nr 1 oraz z wałem pośredniczącym; b) podzespoły wałka prądnicy: 6 – czoło wałka pośredniczącego od strony prądnicy GT40PCz6 nr 2, 7 – wielowypust wewnętrzny wałka prądnicy, stanowiący tuleję napędową prądnicy GT40PCz6 nr 2, 8 – Z35 nr 2 – koło zębate na wale napędzającym prądnicę nr 2

W czasie oględzin wielowypustów wałów napędowych prądnic nr 1 i nr 2 w badanych skrzynkach SNA stwierdzono, iż zużycie wielowypustów wewnętrznych wału pośredniczącego, stanowiącego napęd dla prądnicy nr 1 jest wielokrotnie większe niż wielowypustów zewnętrznych wałka napędzającego prądnicę nr 2, co przedstawiono na rys. 6.17b, element 7.



**Rys. 6.18.** Wał pośredniczący – widok wielowypustów wewnętrznych – powiększenie: 1 – ślady „dłutowania” (rysy wzdłużne) spowodowane ruchem podłużnym wielowypustu wałka pośredniczącego względem wielowypustu zewnętrznego wałka prądnicy GT40PCz6 nr 1; 2 – obszar ze śladami współpracy końcówki wałka prądnicy nr 1 z wielowypustem wewnętrznym wałka pośredniczącego; 3 – ślady intensywnej korozji na powierzchni wielowypustów wewnętrznych; n – kierunek obrotów wału pośredniczącego

Ponadto na wielowypuszcie wewnętrznym wału pośredniczącego (napęd prądnicy nr 1) widoczne są:

- a) rysy wzdłuż osi podłużnej (rys. 6.18, element 1), roboczo nazwane śladami dłutowania:
  - wokół nich (rys. 6.18, element 1) widoczny jest obszar zabłyszczenia powierzchni (rys. 6.18a, element 2),
  - długość rys i powierzchni zabłyszczenia można szacować na  $1 \div 2$  mm;
- b) ślady współpracy (rys. 6.18, element 2) ze strony odwrotnej niż kierunek obrotu wału pośredniczącego (rys. 6.18, element  $n$ ) – może to świadczyć o wysokiej wartości amplitudy składowej modulacji, tj. oscylacji prędkości kątowej wokół znamionowej prędkości kątowej; ślady zużycia  $a \div d$  są prawdopodobnie skutkami współpracy wału pośredniczącego z wałkiem prądnicy nr 1;
- c) ślady intensywnej korozji (rys. 6.18, element 3);
- d) ślady zużycia  $a \div c$  są prawdopodobnie skutkami współpracy wału pośredniczącego, wykonującego ruchy poosiowe, z wałkiem napędowym prądnicy nr 1.

## Ogłędziny gniazd łożyska środkowego skrzynek napędów agregatów

### 1. Najczęściej obserwowane przypadki – bez korekty owalu gniazda łożyska środkowego S1

W celu określenia przyczyn powstawania ruchów kątowych (rys. 6.15) wału pośredniczącego, stanowiącego napęd prądnicy nr 1, wykonywano pomiary geometrii gniazd łożyskowych skrzynki napędów agregatów (SNA). Gniazda te (rys. 6.12; rys. 6.19a) nie nosiły śladów ingerencji zakładu remontowego. Wyniki badania i przyczyny zniekształceń gniazd łożyskowych w korpusie SNA omówiono już częściowo wcześniej.

Podczas pomiarów na maszynie współrzędnościowej stwierdzono, że:

- 1) Gniazdo nr 4 (rys. 6.13b), tj. gniazdo łożyska środkowego S1 (rys. 3.49, element S1; rys. 6.12, element 3; rys. 6.8, element 4), ma znaczne przesunięcie osi symetrii względem wypadkowej osi symetrii gniazd  $3 \div 5$ , oznaczonej jako oś nr 2 (osi prądnicy nr 2) – przesunięcie to wynosi nawet do 1,5 mm (wartość wymagana max. 0,02 mm). Gniazdo łożyska środkowego S1 zostało w czasie oddziaływania siły odpychającej pomiędzy kołem zębatym Z30 a kołem Z70 przesunięte na zewnątrz układu zazębiania.
- 2) Gniazdo łożyska S7 oraz łożysko toczne S7 (rys. 3.49, element „S7:25-208B1(N=9)”) podtrzymujące początek wału wejściowego przeważnie zachowują owal w granicach dopuszczalnej tolerancji.
- 3) Gniazdo łożyska S3 oraz łożysko toczne S3 (rys. 3.49, element „S3:35-206B1(N=9)”) podtrzymujące koniec wału wejściowego (od strony wentylatora odśrodkowego) mają owal znacznie przekraczający granice dopusz-

czalnej tolerancji oraz pozanormatywną wartość średnicy gniazda. Jest to pośredni dowód na wykonywanie przez wał pośredniczący ruchu stożkowego zabazowanego na łożysku S8 wałka napędowego prądnicy z kątem wierzchołkowym  $\beta$  (rys. 6.15, szczegół  $\beta$ ).

Podsumowując – na skutek rezonansu przestrzennego występują ślady przedwczesnego zużycia w SNA:

- a) przesunięcie mimośrodowe (względem linii wejście-wyjście) powodujące owalizację gniazda łożyska środkowego;
- b) symetryczne wytarcie wewnętrznych wypustów wału pośredniczącego na skutek jego ruchów stożkowych.

Ad a) Podczas długotrwałej eksploatacji często dochodzi do przedwczesnego pogorszenia stanu technicznego łożyska górnego przekładni głównej WR-24. Wówczas częstotliwość wahań kątowych ulega zwiększeniu z 23 Hz do 51 Hz i więcej. Jednocześnie na skutek znacznego obciążenia mechanicznego wału pośredniczącego jego podpory łożyskowe zwiększają swoje luzy promieniowe, doprowadzając do jego przekoszenia. Wówczas częstotliwość wahań kątowych ulega zmniejszeniu z 102 Hz do 51 Hz. Następuje więc przestrzenne sprzężenie rezonansowe (pomiedzy łożyskiem górnym a wałem pośredniczącym) powodujące, omówione wcześniej, podcinanie pary kół zębatach. Tak więc w jednym i tym samym punkcie położenia kąтового wału pośredniczącego następuje przyśpieszanie ww. wału. Na wale pośredniczącym zamontowane (na sztywno) koło zębate Z30, które także w tym samym punkcie ulega przyśpieszeniu kątowemu, co powoduje podcinanie pary kół zębatach. Koło zębate Z30 w tym położeniu kątowym uderzeniowo atakuje koło zębate Z70. Produktem ubocznym tych uderzeń jest owalizacja gniazda łożyska środkowego S1.

## **2. Pojedyncze przypadki – z korektą owalu gniazda łożyska środkowego S1 bez regeneracji pozostałych gniazd łożyskowych**

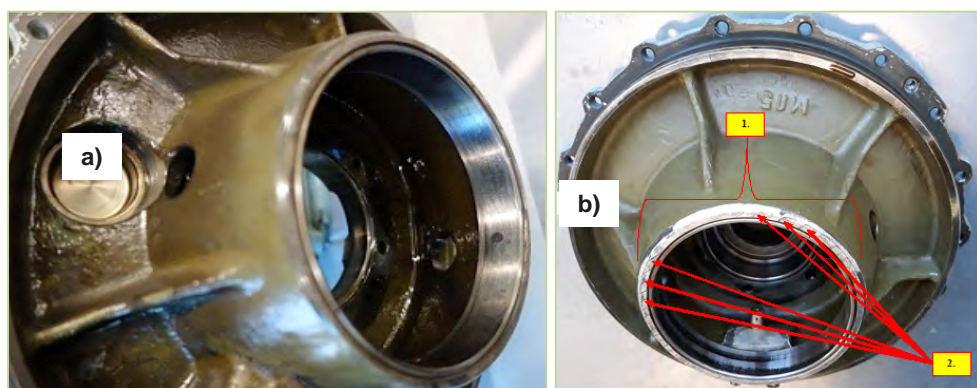
W przypadkach korekty owalu gniazda łożyska środkowego S1 bez regeneracji pozostałych gniazd łożyskowych występują ślady ruchów podłużnych wału pośredniczącego, nienotowane w przypadkach eksploatacji SNA bez takiej korekty (opisane w p. 1). W celu określenia przyczyn powstawania ruchów podłużnych wału pośredniczącego (stanowiącego napęd prądnicy nr 1) wykonywano pomiary geometrii gniazd łożyskowych wskazanych metodą FAM-C. Gniazda obsady łożyska środkowego nosiły ślady ingerencji zakładu remontowego (rys. 6.19b).

Podczas pomiarów na maszynie współrzędnościowej Zeiss Calipso stwierdzono, że:

- 1) Gniazdo nr 4 (rys. 6.15a, rys. 6.19b), tj. gniazdo łożyska S1 (rys. 3.49, element S1; rys. 6.12, element 3; rys. 6.8, element 4) – ma stosunkowo niewielkie przesunięcie osi symetrii względem wypadkowej osi symetrii gniazd

3÷5, oznaczonej jako oś nr 2, ponieważ wynosi 0,037 mm (wartość wymagana max. 0,02 mm). Innymi słowy, gniazdo łożyska środkowego S1 zostało w czasie procesu remontowego przesunięte na linię wejście-wyjście skrzynki SNA prawdopodobnie za pomocą prasy hydraulicznej, przy czym ślady naciśku głowicy można zauważyć na korpusie SNA (rys. 6.19, element 2).

- 2) Przed „korektą” odchylenie osi symetrii gniazda łożyska środkowego S1 wynosiło 0,305 mm, co przy wymaganej wartości max. 0,02 mm stanowiło wyraźne odstępstwo od wymagań producenta (przekroczenie wartości granicznej ponad 17-krotnie).
- 3) Gniazdo łożyska S7 podtrzymującego początek wału wejściowego zachowało swoje pierwotne przekoszenie – nie było regenerowane.



**Rys. 6.19.** Gniazdo łożyska kulkowego S1: 5-115B (N = 13) w korpusie – widok ogólny powierzchni czołowej odlewu podtrzymującego łożysko środkowe S1 (łożyskujące koniec wału wejściowego i początek wału wyjściowego) dla dwóch skrzynek napędów SNA: a) SNA nr Ł16 – wzorzec pozytywny – płaszczyna czołowa odlewu w rejonie tulei pośredniczącej czysta i polakierowana; b) SNA nr Ł10 – wzorzec negatywny – płaszczyna czołowa odlewu w rejonie tulei pośredniczącej uszkodzona: 1 – miejsce odlewu w rejonie tulei pośredniczącej z ubytkami lakieru; 2 – odciski narzędzia oddziałującego na (plastyczny) stop magnezowy odlewu, zastosowanego prawdopodobnie podczas ostatniego remontu (2011 r.)



Wynikiem tych sił i momentów było przekaszanie wału wejściowego i wyjściowego, co spowodowało wtórnie przekoszenie par kół zębatach prostych:

- a) na wejściu SNA koła zębatego Z66 napędzającego koło zębate Z35 nr 1 (rys. 3.48, elementy: Z66 i Z35 nr 1; rys. 6.8, elementy: 2, 8);
- b) na wyjściu SNA koła zębatego Z30 napędzające koło zębate Z70 (rys. 3.48, elementy Z30 i Z70; rys. 6.8, elementy: 7, 5).

Wszystkie ww. koła zębata mają wieńce proste, tzn. linie zęba są równoległe do ich osi obrotu. Jeżeli więc osie te uległy przekoszeniu, to podczas wirowania koła napędzającego przekazywany jest ruch obrotowy na koło napędzane, ale z pewną składową podłużną. Ta składowa może powodować wzdlużne przemieszczenie wału pośredniczącego, wraz z połączonymi z nim kołami zębatymi Z30 i Z35 nr 1 (rys. 6.8, elementy: 7 i 8). Jeśli koło zębate wejściowe Z66 jest poddane w danej chwili przyspieszeniu dodatniemu, to ruch podłużny odbywa się w jedną stronę, a przy ujemnej wartości przyspieszenia – w drugą stronę. Ruchy wzdlużne wału pośredniczącego spowodowały wycieranie wielowypustu wewnętrznego tego wału poprzez ich przemieszczanie względem wielowypustu zewnętrznego wałka prądnicy GT40PCz6 nr 1. Powyższa interpretacja została poparta stwierdzonymi śladami „dłutowania” oraz zabłyszczania na wielowypustach wewnętrznych (rys. 6.18). Sposób zużycia wielowypustów wewnętrznych wału pośredniczącego skrzynki napędowej SNA nr Ł10 przedstawiono na rys. 6.20 i 6.21.

Stwierdzono, że po zestawieniu linii obwiedni wielowypustu wewnętrznego wałka pośredniczącego skrzynki SNA nr Ł10 widoczne są ślady podcinania nie tylko na bokach zębów w niektórych miejscach, doprowadzając do zmniejszenia wysokości zęba (według danych zakładu remontowego średnica pomiędzy wierzchołkami fabrycznie nowego wałka pośredniczącego wynosi 28,5 mm), ale również we wrębach wielowypustów wewnętrznych (według danych zakładu remontowego średnica pomiędzy wrębami wynosi dla fabrycznie nowego wałka pośredniczącego 32,5 mm). Należy podkreślić, że podcinanie wrębów wielowypustu we wrębach wałka pośredniczącego nie występowało na żadnej z dotychczas badanych przez ITWL sześciu skrzynek napędowych SNA.

Może to świadczyć o tym, że oprócz ruchów posuwisto-zwrotnych wałka pośredniczącego były także silne przemieszczenia kątowe wału pośredniczącego względem wałka prądnicy i/lub duże wartości siły promieniowej pomiędzy wałem pośredniczącym a wałkiem prądnicy, powodującej odpychanie obu wałów. Jednocześnie zauważono, że naprzeciwko płaskich wierzchołków wielowypustów są wierzchołki ostre (rys. 6.20). Może to być świadectwem występowania znacznej stałej siły promieniowej, dociskającej wałek pośredniczący do wałka prądnicy.

Pośrednim dowodem, i zarazem skutkiem opisanego powyżej przekoszenia wału wejściowego, było stwierdzone podczas rozbioru bardzo silne zaciśnięcie łożysk podtrzymujących wał wejściowy w skrzynce SNA:

- a) łożyska wałkowego S2 podtrzymującego końcówkę wału wejściowego (rys. 3.49, element S2),
- b) łożyska kulkowego S7 podtrzymującego początek wału wejściowego (rys. 3.49, element S7).

Zaciśnięcie łożysk S2 i S7 miało wartość ekstremalnie wysoką w stosunku do luzów promieniowych łożysk w skrzynkach napędowych SNA badanych wcześniej przez ITWL.

Podsumowując p. 2, jeżeli na skutek rezonansu przestrzennego występują symptomy przedwczesnego zużycia określone w p. 1a i Zakład Remontowy ograniczy swoją ingerencję do wymiany tulei pośredniczącej na nową z jednoczesnym przesunięciem na środek linii wejście-wyjście SNA, bez regeneracji geometrii pozostałych gniazd łożyskowych, to w skrzynce napędów powstaną znaczne naprężenia i nietypowe formy ruchu jej podzespołów:

- a) ruchy podłużne wału pośredniczącego na skutek ustawienia się współpracy linii zębów współpracujących kół zębatych w przekosie;
- b) asymetryczne wytarcie wewnętrznych wypustów wału.

### **3. Podsumowanie – znaczenie diagnostyczne oględzin i pomiarów gniazda środkowego SNA**

Jak wynika z p. 1, przesunięcie środka symetrii gniazda łożyska środkowego S1 oraz wielkość jego owalizacji świadczy o stopniu zużycia SNA. Jednocześnie zwiększony owal to zwiększone prawdopodobieństwo przerwania połączenia zębatego pomiędzy kołami Z30 a Z70, a więc i zwiększone prawdopodobieństwo przerwania transmisji mocy mechanicznej na śmigło ogonowe. Takie przerwanie może zakończyć się rozbiciem śmigłowca, a nawet katastrofą. Jeszcze ważniejszy jest wniosek z p. 2 – niekompetentna próba regeneracji przesunięcia środka symetrii gniazda łożyska środkowego S1 bez regeneracji pozostałych gniazd łożyskowych prowadzi do silnych strukturalnych naprężeń – przekoszenia wałów są bowiem niejako „zakodowane” w geometrii nieregenerowanych podpór łożyskowych. Taka regeneracja gniazda łożyska środkowego przynosi tylko szkody w postaci wyjątkowo szybkiego tempa zużywania się SNA, gdyż:

- a) pojawiają się ruchy wzdłużne wału pośredniczącego powodujące przyspieszone zużywanie podpór łożyskowych oraz połączeń wielowypustowych,
- b) wieńce kół zębatych pracują w przyporze i są do siebie silnie przyciskane, co powoduje przyspieszone zluszczenia zębów,

- c) wielowypusty wewnętrzne są zużywane niesymetrycznie, z przesunięciem mimośrodowym – utrudnia to i wprowadza błąd pomiarowy podczas ich sprawdzania przyrządem pomiarowym bazującym na środku symetrii wału pośredniczącego.

### 6.2.3. Diagnozowanie przekładni tylnej oraz wałów transmisji

#### 6.2.3.1. Parametry wału wyjściowego przekładni tylnej otrzymane z pomiarów metodą FAM-C

##### 1. Pulsacje prędkości kątowej na wyjściu przekładni tylnej, tj. pulsacje prędkości kątowej wału śmigła ogonowego (WŚO) o częstotliwości pierwszej harmonicznej wartości znamionowej

Najbardziej wyrazistym parametrem dotyczącym momentów skręcających w węzle przekładni tylnej wydaje się wartość względna przesunięcia środka geometrycznego zbioru charakterystycznego pierwszej harmonicznej WŚO ( $f_p = 18,5$  Hz) względem poziomu zero (tab. 6.3).

**Tablica 6.3**

**Parametry zbiorów charakterystycznych uzyskane z pomiarów FAM-C pierwszej harmonicznej prędkości obrotowej WŚO w przekładni tylnej – luzy promieniowe i mimośród wału**

Lp.	Rodzaj parametru		Numer porządkowy podzbioru zbioru charakterystycznego pierwsza harmonicznej WŚO															Dane uśrednione		Nr testu	Nr śmigłowca		
			1					2					3										
			$A_{w,801}$ 17,2±18 Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	$Q_{801}$	$A_{w,802}$ 18±18,8 Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	$Q_{802}$	$A_{w,803}$ 118,8±19,8 Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	$Q_{803}$					$A_{w,804}$	a
Hz		Hz	Hz	-	Hz		Hz	Hz	-	Hz		Hz	Hz	-	Hz	Hz	%	%	-				
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
1	Max	1,9	0,16	19,3	19,4	1486	-	-	-	-	-	1,5	0,16	19,6	19,6	653	1,72	0,16	9	9,3	1069	41	-
2	Min	1,1	0,00	17,6	17,7	179	-	-	-	-	-	1,1	0,00	17,6	17,6	209	1,09	0,00	0,0	5,9	194	41	-
3	Śr.	1,5	0,08	18,0	18,0	677	-	-	-	-	-	1,3	0,07	19,3	19,3	536	1,38	0,07	5	7,5	606	41	-
4	Max	2,6	0,36	17,6	17,7	725	-	-	-	-	-	2,1	0,29	19,4	19,4	832	2,37	0,33	14	12,8	779	42	-
5	Min	1,0	0,00	17,4	17,4	326	-	-	-	-	-	1,2	0,00	19,1	19,2	299	1,075	0,00	0	5,8	312	42	-
6	Śr.	1,9	0,13	17,5	17,5	446	-	-	-	-	-	1,7	0,18	19,2	19,3	460	1,77	0,15	9	9,6	453	42	-



cd. tab. 6.3

Lp.		Rodzaj parametru		Numer porządkowy podzbioru zbioru charakterystycznego pierwsza harmonicznej WŚO																	Dane uśrednione		Nr testu		Nr śmigłowca	
				1				2				3				Dane uśrednione										
				Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	Q <sub>sc0</sub>	Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	Q <sub>sc0</sub>	Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	Q <sub>sc0</sub>	A <sub>WSO</sub> 118,8±1,8 Hz	a						
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24			
Max	Min	Śr.	Max	Min	Śr.	Max	Min	Śr.	Max	Min	Śr.	Max	Min	Śr.	Max	Min	Śr.	Max	Min	Śr.	Max	Min	Śr.			
2,2	1,6	1,9	0,25	0	17,9	17,9	498	0,2	19,7	19,7	506	1,5	0,16	19,6	19,7	427	2,0	0,20	10	10,6	477	43	„j”			
1,9	1,6	1,4	0,12	0	17,6	17,7	282	0,11	19,3	18,7	320	1,5	0,16	19,6	19,7	427	1,5	0,05	4	8,1	343	44	„f”			
1,4	1,4	1,1	0,5	0,1	18,2	18,2	1068	0,5	20	19,4	778	-	-	-	-	-	1,5	0,48	32	8,1	923	45	„j”			
1,1	1,1	1,1	0,1	0,1	17,7	17,7	445	0	19,4	19,5	573	-	-	-	-	-	1,20	0,03	2	5,5	509	46	„e”			
1,2	1,2	1,2	0,2	0,1	18,0	18,0	690	0,1	19,7	19,8	667	-	-	-	-	-	2,1	0,15	12	6,5	678	47	„k”			
2,2	0,45	2,2	0,45	0,2	17,9	18,0	407	0,33	19,7	19,8	439	-	-	-	-	-	2,1	0,39	19	11,4	423	45	„j”			
1,3	0,00	1,3	0,00	0,00	17,4	17,5	308	0,00	19,2	19,2	370	-	-	-	-	-	1,4	0,00	0	7,6	339	46	„e”			
1,9	0,15	1,9	0,15	0,15	17,6	17,7	351	0,11	19,4	19,4	403	-	-	-	-	-	1,85	0,13	7	10,0	377	46	„e”			
2,1	0,3	2,1	0,3	0,1	17,9	18	484	0,7	19,7	20	595	-	-	-	-	-	2,1	0,49	23	11,4	540	46	„e”			
1,4	0,1	1,4	0,1	0,1	17,3	17,3	334	0,0	19,0	19	347	-	-	-	-	-	1,4	0,04	3	7,6	341	46	„e”			
1,7	0,2	1,7	0,2	0,2	17,7	18	410	0,2	19,5	20	496	-	-	-	-	-	1,65	0,17	10	8,9	453	46	„e”			
1,9	1,3	1,9	1,3	1,3	18,3	18,3	522	1,3	20,1	20,1	484	-	-	-	-	-	1,75	0,75	43	9,5	503	47	„k”			
1,2	0	1,2	0	0	18,2	18,3	384	0	20,1	20,1	229	-	-	-	-	-	0,00	0,00	0	6,8	307	47	„k”			
1,6	0,3	1,6	0,3	0,3	18,3	18,3	522	0,3	20,1	20,1	484	-	-	-	-	-	1,25	0,75	43	9,5	503	47	„k”			
1,6	0,3	1,6	0,3	0,3	18,3	18,3	522	0,3	20,1	20,1	484	-	-	-	-	-	1,25	0,75	43	9,5	503	47	„k”			

Lp.		Rodzaj parametru		Numer porządkowy podzbioru zbioru charakterystycznego pierwsza harmonicznej WŚO																			Dane uśrednione		Nr testu		Nr śmigłowca	
				1					2					3					Dane uśrednione									
				$A_{WSO1}$ 17,2-18 Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	$Q_{SO1}$	$A_{WSO2}$ 18-18,8 Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	$Q_{SO2}$	$A_{WSO3}$ 118,8-119,8 Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	$Q_{SO3}$	$A_{WSO4}$	a	$A_{WSO4}$	$Q_{SO4}$						
Hz		Hz	Hz	-	Hz		Hz	Hz	-	Hz		Hz	Hz	-	Hz	Hz	%	%	-									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24					
22	Max	1,5	0,1	18,2	18,2	993	1,5	0,2	20	20,1	1880	-	-	-	-	-	1,5	0,15	10	8,1	1437	48	„r”					
23	Min	0,8	0,1	17,4	17,4	442	0,6	0,1	19,1	19,1	525	-	-	-	-	-	0,7	0,10	14	3,8	484	49	„e”					
24	Śr.	1,2	0,1	17,9	17,9	666	1	0,1	19,7	19,7	835	-	-	-	-	-	1,10	0,10	9	5,9	751	50	„l”					
25	Max	2,9	1,1	18,2	18,3	1064	4,4	1	20,1	20,1	1990	-	-	-	-	-	3,65	1,05	29	19,7	1527	51	„o”					
26	Min	0,9	0	17,4	17,4	356	0,6	0,1	19,1	19,1	357	-	-	-	-	-	0,75	0,05	7	4,1	357	52	„c”					
27	Śr.	1,7	0,3	17,9	17,9	629,8	1,6	0,4	19,7	19,7	869	-	-	-	-	-	1,65	0,35	21	8,9	749	53	„o”					
28	Max	2,2	0,3	17,8	17,9	510	2	0,3	19,6	19,7	727	-	-	-	-	-	2,1	0,30	14	11,4	619	54	„o”					
29	Min	1,2	0	17,7	17,8	350	0,9	0	19,5	19,6	242	-	-	-	-	-	1,05	0,00	0	5,7	296	55	„l”					
30	Śr.	1,6	0,2	17,8	17,8	442	1,4	0,1	19,6	19,6	539	-	-	-	-	-	1,50	0,15	10	8,1	491	56	„o”					
31	Max	1,7	0,15	18,5	18,5	577	1,5	0,31	20,3	20,3	655	-	-	-	-	-	1,6	0,23	14	8,6	616	57	„o”					
32	Min	1,2	0,02	18,2	18,3	435	1,1	0,05	20,1	20,1	436	-	-	-	-	-	1,15	0,04	3	6,2	436	58	„o”					
33	Śr.	1,4	0,08	18,3	18,4	510	1,3	0,2	20,2	20,2	584	-	-	-	-	-	1,35	0,14	10	7,3	547	59	„o”					
34	Max	2,3	0,32	18,2	18,3	403	2,1	0,2	20	20,1	499	-	-	-	-	-	2,2	0,26	12	11,9	451	60	„c”					
35	Min	1,7	0	18,1	18,1	160	1,6	0	19,9	19,9	326	-	-	-	-	-	1,65	0,00	0	8,9	243	61	„c”					
36	Śr.	2	0,19	18,1	18,2	298	1,8	0,07	19,9	20	403	-	-	-	-	-	2	0,13	7	351	52	62	„c”					

cd. tab. 6.3

Lp.	Rodzaj parametru	Numer porządkowy podzbioru zbioru charakterystycznego pierwsza harmonicznej WŚO															Dane uśrednione				Nr testu	Nr śmigłowca	
		1					2					3											
		$A_{WSO1}$ 17,2±18 Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	$Q_{SO1}$	$A_{WSO2}$ 18±18,8 Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	$Q_{SO2}$	$A_{WSO3}$ 118,8±19,8 Hz	a	f <sub>pmin</sub>	f <sub>pmax</sub>	$Q_{SO3}$	$A_{WSO4}$	a	a	$A_{WSO4}$			$Q_{SO4}$
		Hz		Hz	Hz	-	Hz		Hz	Hz	-	Hz		Hz	Hz	-	Hz	Hz	%	%			-
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
37	Max	2	0,4	18,2	18,3	608	1,9	1,9	20,1	20,1	608	-	-	-	-	-	1,95	1,15	59	10,5	608		
38	Min	1,4	0	18,2	18,3	388	1,2	0	20	20,1	386	-	-	-	-	-	1,3	0,00	0	7,0	387	53	„e”
39	Śr.	1,6	0,13	18,2	18,3	477	1,5	0,27	20,1	20,1	506	-	-	-	-	-	1,55	0,20	13	8,4	492		

## 2. Pulsacje prędkości kątowej wału śmigła ogonowego z częstotliwością drugiej harmonicznej

W teście nr 53 (tab. 6.3, lp. 37÷39, nr śmigłowca „e”) pojawił się niewystępujący dotychczas w innych testach zbiór charakterystyczny o częstotliwości drugiej harmonicznej (częstotliwość nośna  $f_{p11SO0} = 37$  Hz) prędkości znamionowej wału śmigła ogonowego (tj. wału wyjściowego przekładni tylnej; częstotliwość znamionowa tego wału  $f_{pSON} = 18,5$  Hz) nieistniejący w teście nr 46 (wykonanym 2019 r.). Należy zaznaczyć, że częstotliwość drugiej harmonicznej jest generowana podczas przekoszenia wału [15, 16, 43, 44] (w tym przypadku wału śmigła ogonowego) i może ulec rozszerzeniu przy zmniejszaniu się wartości dobroci mechanicznej [169]. W czasie przechodzenia z lotu do lądowania załoga na śmigłowcu nr „e” odczuwała niskoczęstotliwościowe wibracje podłogi przedziału transportowego, istniało prawdopodobieństwo występowania tzw. dudnień niskoczęstotliwościowych. Dudnienia te tworzą się, gdy dwa różne źródła generują wibracje o zbliżonych częstotliwościach [52, 159, 275, 321]. Powstają wówczas niskoczęstotliwościowe wibracje o częstotliwości równej różnicy częstotliwości każdego ze źródeł. Pojawienie się drugiej harmonicznej ( $f_{p11SO0} = 37$  Hz), której nie obserwowano w żadnym innym śmigłowcu, świadczyło o pojawieniu się drugiego źródła wibracji. Jak wiadomo, każde źródło można przedstawić w postaci prążka o częstotliwości nośnej oraz dwóch wstęg: górnej i dolnej (rys. 5.4). W ten sposób uwidoczni się, że każde źródło generuje wibracje w pewnym paśmie (z częstotliwością nośną pośrodku) ograniczonym częstotliwością górną i dolną. Zbliżenie do siebie pasm takich dwóch źródeł może wywołać dudnienia. Aby ocenić, czy mogło dojść do zjawiska dudnień, przeana-

lizowano więc wartości graniczne poszczególnych zbiorów charakterystycznych otrzymanych na śmigłowcu nr „e” z pomiarów FAM-C – stwierdzono:

- a) wyjątkowo niską wartość dolnej częstotliwości pasma zbioru charakterystycznego A3 pierwszej harmonicznej wału wejściowego przekładni tylnej –  $f_{p3min} = 40,1$  Hz (tab. 6.4);
- b) górną częstotliwość pasma o częstotliwości drugiej harmonicznej (częstotliwość nośna  $f_{p11SOmax} = 37$  Hz) wału śmigła ogonowego (wału wyjściowego przekładni tylnej) wynosi  $f_{p11SOmax} = 38,5$  Hz.

Wartość częstotliwości  $f_{p11SOmax} = 38,5$  Hz jest zbliżona do dolnej wartości częstotliwości pasma wału wejściowego przekładni tylnej  $f_{p3min} = 40,1$  Hz. Częstotliwość różnicowa (wzór 6.3) wynosi zatem 1,6 Hz – jest to tzw. częstotliwość dudnienia [196, 329, 337, 380], opisana pod kątem teorii sygnałów w podrozdziale 5.4. Co więcej, wał wejściowy ma pewne pasmo zależne od głębokości modulacji prędkości kątowej tego wału, które z kolei zależy od wielkości luzów podłużnych – przy odpowiednio dużej głębokości modulacji prędkości kątowej wału wejściowego szerokość pasma *B* ulega zwiększeniu, a więc  $f_{p3min}$  może ulec zmniejszeniu.

Należy zauważyć, że szerokość pasma *B* ulega zwiększeniu, a  $f_{p3min}$  zmniejszeniu także przy zwiększeniu tłumienia w przekładni tylnej na skutek:

- a) zwiększenia tarcia wewnętrznego w wyniku zanieczyszczenia oleju smarowego produktami ścierania (np. opiłkami metalicznymi),
- b) wzrostu gęstości środka smarowego (ze stanu ciekłego do stanu półstałego), co wykryto w czasie przeglądu boroskopowego.

Jeżeli  $f_{p3min}$  ulega zmniejszeniu, to w zakresie teoretycznym możliwe jest także zrównanie  $f_{p11SOmax}$  z dolną częstotliwością pasma wału wejściowego przekładni tylnej, tj. częściowe nałożenie się pasm – wówczas dojdzie do sprzężenia rezonansowego pomiędzy wałem śmigła ogonowego a wałem wejściowym przekładni tylnej. Jeśli nawet nie dojdzie do częściowego nałożenia się pasm, to samo zbliżenie częstotliwości obu podzespołów (przekoszonego wału śmigła ogonowego z częstotliwością obrotową wału wejściowego przekładni tylnej) powoduje generowanie prędkości różnicowej, czyli tzw. dudnień [52]. Ta opcja jest najbardziej prawdopodobna, gdyż (jak już wspomniano) członkowie załogi pokładowej twierdzili, że słyszą niskoczęstotliwościowe odgłosy z przedziału transportowego powiązane z wibracjami podłogi w tym przedziale.

W tabelicy 6.5 (kolumna 8) przedstawiono częstotliwość dudnienia, obliczoną jako różnicę zaobserwowanych częstotliwości granicznych pasm zgodnie ze wzorem:

$$f_{dud} = f_{p3min} - f_{p11SOmax} \quad (6.3)$$

gdzie:  $f_{p3min}$  – dolna częstotliwość wału wejściowego przekładni tylnej,  $f_{p11SOmax}$  – górna częstotliwość zaobserwowanych zbiorów drugiej harmonicznej wału śmigła ogonowego.

Według danych z tablicy 6.5 (kolumna 8) śmigłowiec nr „e” wykazywał częstotliwość dudnienia  $f_{dud} = 1,6 \div 3,6$  Hz. Pod kątem teorii sygnałów powyższy przypadek opisano w podrozdziale 5.4. Częstotliwość tych dudnień mogła być okresowo znacznie niższa – zwłaszcza przy niższych prędkościach obrotowych wirnika nośnego – z uwagi na możliwość zmniejszania się wartości  $f_{p3min}$  na skutek tłumienia przez wytrącone z oleju smarnego frakcje ciężkie oraz zanieczyszczenia produktami ścierania. Byłoby to zgodne z oświadczeniami załogi, która zaobserwowała, że ze wzrostem prędkości obrotowej wirnika nośnego wzrastała częstotliwość drgań konstrukcji śmigłowca i zmniejszała się ich amplituda. Jednocześnie stwierdzono frakcje ciężkie oleju smarnego w okolicy łożyska wałkowego LPK1 (rys. 6.24).

**Tablica 6.4**

**Parametry zbiorów charakterystycznych uzyskane z pomiarów FAM-C drugiej harmonicznej WŚO w przekładni tylnej – przekoszenie wału**

Lp.		Numer porządkowy podzbioru zbioru charakterystycznego drugiej harmonicznej ŚO															Nr testu	Nr śmigłowca
		$A_{wSO1}$ 35,5÷36,5 Hz	$f_{p11SOmin}$	$f_{p11SOmax}$	$Q_{fSO1}$	Liczebność zbiorów (na 32 pomiarzy)	$A_{wSO2}$ 36,5÷37,5 Hz	$f_{p11SOmin}$	$f_{p11SOmax}$	$Q_{fSO2}$	Liczebność zbiorów (na 32 pomiarzy)	$A_{wSO3}$ 37,5÷38,5 Hz	$f_{p11SOmin}$	$f_{p11SOmax}$	$Q_{fSO3}$	Liczebność zbiorów (na 32 pomiarzy)		
		Hz	Hz	Hz	-	-	Hz	Hz	Hz	-	-	Hz	Hz	%	%	-		
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
1	max.	10,0	36,4	36,4	1820	1	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	41	„g”
2	min.	10,0	36,4	36,4	1820	1	-	-	-	-	-	-	-	-	-			
3	śr.	10,0	36,4	36,4	1820	1	-	-	-	-	-	-	-	-	-			
4	max.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	20,0	36,1	36,4	145	4	42	„h”
5	min.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	18,0	36,1	36,3	104	4		
6	śr.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	19,0	36,1	36,4	124	4		
7	max.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	24,0	38,5	38,5	853	5	43	„i”
8	min.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	0,7	37,8	38,1	136	5		
9	śr.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	5,5	38,3	38,4	590	5		
10	max.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	44	„f”
11	min.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
12	śr.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
13	max.	14,8	39,8	40,0	225	4	-	-	-	-	-	1,1	38,5	38,6	653	4	45	„j”
14	min.	9,5	36,0	36,2	12	4	-	-	-	-	-	1,1	38,4	38,4	610	4		
15	śr.	12,3	38,0	39,0	152	4	-	-	-	-	-	1,1	38,4	38,5	635	4		
16	max.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	46	„e”
17	min.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
18	śr.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		

Lp.		Numer porządkowy podzbioru zbioru charakterystycznego drugiej harmonicznej $\dot{S}O$															Nr testu	Nr śmigłowca	
		$A_{\dot{S}O1}^{35,5 \pm 36,5 \text{ Hz}}$	$f_{\dot{S}O1\text{min}}$	$f_{\dot{S}O1\text{max}}$	$Q_{\dot{S}O1}$	Liczebność zbiorów (na 32 pomiarzy)	$A_{\dot{S}O2}^{36,5 \pm 37,5 \text{ Hz}}$	$f_{\dot{S}O2\text{min}}$	$f_{\dot{S}O2\text{max}}$	$Q_{\dot{S}O2}$	Liczebność zbiorów (na 32 pomiarzy)	$A_{\dot{S}O3}^{37,5 \pm 38,5 \text{ Hz}}$	$f_{\dot{S}O3\text{min}}$	$f_{\dot{S}O3\text{max}}$	$Q_{\dot{S}O3}$	Liczebność zbiorów (na 32 pomiarzy)			
		Hz	Hz	Hz	-	-	Hz	Hz	Hz	-	-	Hz	Hz	%	%	-			
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	
19	max.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
20	min.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
21	śr.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
22	max.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
23	min.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
24	śr.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
25	max.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
26	min.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
27	śr.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
28	max.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
29	min.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
30	śr.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
31	max.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
32	min.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
33	śr.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
34	max.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
35	min.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
36	śr.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
37	max.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	5,6	38,1	38,9	50,6	1	-	-	-
38	min.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	5,6	38,1	38,9	50,6	1	-	-	-
39	śr.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	5,6	38,1	38,9	50,6	1	-	-	-

Modulacje prędkości obrotowej wału śmigła ogonowego o częstotliwości 3,6 Hz mogą spowodować dodatkowe oscylacje na przebiegach z rejestratora pokładowego kąta przechylenia  $\gamma$ . Korygowanie tych oscylacji może powodować zmęczenie pilota oraz dodatkowe obciążenie pilota automatycznego, w tym oscylacyjne ruchy siłownika przechylenia tarczy sterującej wirnika głównego. Przy aktualnej częstotliwości próbkowania dwa razy na sekundę zaobserwowanie pulsacji kątów: kursowego  $\psi$  i przechylenia  $\gamma$  jest prawie niemożliwe. Niemniej już przy tej częstotliwości próbkowania stwierdzono zwiększoną amplitudę pulsacji kąta przechylenia  $\gamma$  śmigłowca Mi-24 nr „e” w locie ustalonym w stosunku do innych śmigłowców Mi-24.

Zgodnie z teorią Kotelnikowa–Shannona [19, 121, 122, 277, 313, 321], częstotliwość próbkowania musi być ponad dwukrotnie wyższa, aby odzwierciedlić (z wielkim przybliżeniem) sygnał pierwotny, przy czym zalecane jest 10-krotne zwiększenie częstotliwości próbkowania w stosunku do częstotliwości obserwowanego sygnału [48÷51]. Wobec tego, częstość próbkowania powinna wynosić 36 Hz, tj. 36 razy na sekundę.

### 6.2.3.2. Parametry wału wejściowego przekładni tylnej otrzymane z pomiarów metodą FAM-C

W tabelicy 6.5 przedstawiono porównawczo parametry pulsacji prędkości kątowej przed i za skrzynką napędową SNA. Jest to istotne w procesie diagnozowania przekładni tylnej, gdyż prędkość wyjściowa SNA jest prędkością wejściową przekładni pośredniczącej oraz przekładni tylnej.

Śmigłowiec Mi-24 nr „e” można uznać za wzorzec negatywny pod kątem destrukcji przekładni tylnej, gdyż:

- w teście nr 46 w 2020 r. iloraz wysokości zbioru charakterystycznego wału wejściowego do wyjściowego SNA wynosił  $A_{4Sr}/A_{3Sr} = 2,4$ ;
- w teście nr 53 w 2020 r. iloraz wysokości zbioru charakterystycznego wału wejściowego do wyjściowego skrzynki napędowej SNA wynosi  $A_{4Sr}/A_{3Sr} = 16,0$ .

Teoretycznie, jeżeli jakiś podzespół zmniejsza amplitudę pulsacji (w tym wypadku SNA), to odgrywa on rolę tłumika drgań i bloki funkcjonalne położone na jego wyjściu powinny pracować w korzystniejszych warunkach. W przypadku śmigłowca Mi-24 nr „e” jest zupełnie odwrotnie. Aby to wytłumaczyć, należy:

a) przeanalizować strukturalnie właściwości pasmowe poszczególnych kanałów pomiarowych FAM-C – prawdopodobnie amplituda pulsacji mierzona w kanale pomiarowym 1x115 V, 400 Hz w pasmach:

- $\Delta f_{p3} = 43 \pm 4$  Hz (prędkość znamionowa wału wyjściowego SNA),
- $\Delta f_{p4} = 54 \pm 4$  Hz (prędkość znamionowa wału wejściowego SNA),

jest przez układ mechaniczny przemieszczana w inne pasmo (np. pasmo trzeciej harmonicznej prędkości znamionowej ww. wałów), które nie jest analizowane w dotychczasowym algorytmie;

b) przeprowadzić badania mechaniczne skrzynki napędowej w celu określenia sposobu jej zużywania się – wstępnie wiadomo z oględzin boroskopowych, że zużycie SNA na śmigłowcu Mi-24 nr „e” było nietypowe – zużyciu nie uległo, jak w dotychczas badanych dziewięciu skrzynkach SNA [1, 6÷8, 18, 19], koło zębate Z30 (rys. 3.50, element Z30) na wyjściu wału pośredniczącego, lecz koło zębate Z35 nr 1 (rys. 3.50, element Z35 nr 1) na wejściu. Wspomniane koło zębate Z35 nr 1 podczas przeglądu boroskopowego miało silne ostrołukowe pośladowania na powierzchni roboczej zębów. Taka powierzchnia mogła odgrywać rolę modulatora nieliniowego i generować na wyjściu SNA pulsacje prędkości kątowej o znacznej zawartości wyższych harmonicznych [36, 99, 190]. Nie jest wykluczone, że taka pulsacja o zwiększonej w ten sposób częstotliwości sprzęgała się rezonansowo z elementami mechanicznymi przekładni tylnej.

**Tablica 6.5**

**Parametry zbiorów charakterystycznych uzyskane z pomiarów FAM-C dotyczące transformacji pulsacji prędkości kątowej (przesyłanych z przekładni głównej WR-24) przez SNA i przekazywane do wału transmisji śmigła ogonowego dla 12 śmigłowców Mi-24**

Lp.	Nr testu FAM-C	Wał wyjściowy SNA lub wał wejściowy przekładni pośredniczącej PP lub tylnej PK – zbiór A3							Wał wejściowy SNA – zbiór charakterystyczny A4						A <sub>4sr</sub> /A <sub>3sr</sub>	UWAGI
		max	min	śr.	Q <sub>3</sub> A <sub>3</sub>	f <sub>p3min</sub> f <sub>s3min</sub>	f <sub>dud</sub>	max	min	śr.	f <sub>p4max</sub> f <sub>s4min</sub>	Q <sub>3</sub> A <sub>4</sub>	–	–		
1	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16		
1	41	834	167	439	Q <sub>3</sub>	39,5	–	1167	60	407	48,0	Q <sub>3</sub>	0,9	–		
2		14	0,8	7	A <sub>3</sub>	46,5	–	16	0,7	10	58,0	A <sub>4</sub>	1,4			
3	42	797	4	234	Q <sub>3</sub>	35,0	1,4	920	116	290	45,5	Q <sub>3</sub>	1,2			
4		24	1	16	A <sub>3</sub>	51,0	–	24	0,7	15	60,5	A <sub>4</sub>	0,9			
5	43	1092	3	410	Q <sub>3</sub>	35,5	2,9	1229	2,9	262	45,5	Q <sub>3</sub>	0,6			
6		26	1	15	A <sub>3</sub>	50,5	–	23	0,6	15	60,5	A <sub>4</sub>	1,0			
7	44	1297	474	849	Q <sub>3</sub>	42,6	–	1677	657	1022	52,6	Q <sub>3</sub>	1,2			
8		1,3	0,5	0,9	A <sub>3</sub>	43,5	–	1,2	0,5	0,9	53,5	A <sub>4</sub>	1,0			
9	45	1296	181	414	Q <sub>3</sub>	39,7	1,2	1430	179	420	49,2	Q <sub>3</sub>	1,0			
10		14,8	0,5	6,6	A <sub>3</sub>	46,3	–	13,6	0,5	7,7	56,9	A <sub>4</sub>	1,2			
11	46	1025	163	515	Q <sub>3</sub>	38,8	–	1562	118	429	42,9	Q <sub>3</sub>	0,8			
12		15,9	0,8	8,4	A <sub>3</sub>	47,2	–	40,0	0,5	20,2	63,1	A <sub>4</sub>	2,4			
13	47	1299	730	847	Q <sub>3</sub>	42,5	–	1624	772	993	52,6	Q <sub>3</sub>	1,2			
14		1,7	0,5	1,0	A <sub>3</sub>	43,5	–	1,0	0,5	0,8	53,4	A <sub>4</sub>	0,8			
15	48	3 416	295	1 231	Q <sub>3</sub>	42,6	–	975	404	671	52,4	Q <sub>3</sub>	0,5			
16		1,5	0,3	0,9	A <sub>3</sub>	43,5	–	2,1	0,7	1,3	53,7	A <sub>4</sub>	1,4			
17	49	999	18	564	Q <sub>3</sub>	16,0	–	2491	239	1034	52,2	Q <sub>3</sub>	1,8			
18		312	0,75	54	A <sub>3</sub>	70,0	–	3,8	0,3	1,7	53,9	A <sub>4</sub>	0,03	Docie- ranie SNA		
19	50	1308	491	806	Q <sub>3</sub>	42,5	–	1635	697	992	52,6	Q <sub>3</sub>	1,2			
20		1,3	0,5	1	A <sub>3</sub>	43,5	–	1,1	0,5	0,9	53,5	A <sub>4</sub>	0,9			
21	51	3 345	406	1 082	Q <sub>3</sub>	42,6	–	1 270	1 004	1 196	52,7	Q <sub>4</sub>	1,1	Q4		
22		1,3	0,3	0,8	A <sub>3</sub>	43,4	–	0,9	0,5	0,6	53,3	A <sub>4</sub>	0,8	A4		
23	52	799	43	392	Q <sub>3</sub>	38,5	–	1002	95	572	49,0	Q <sub>3</sub>	1,5			
24		22	0,9	9	A <sub>3</sub>	47,5	–	28	0,8	8	57,0	A <sub>4</sub>	0,9			
25	53	873	669	744	Q <sub>3</sub>	42,5	3,6	984	276	631	45,0	Q <sub>3</sub>	0,8			
26		1,2	0,88	1,0	A <sub>3</sub>	43,5	–	35,0	0,7	16	61,0	A <sub>4</sub>	16,0			



### 6.2.3.3. Parametry łożyska tocznego ŁPK1 podtrzymującego koło zębate napędzane Z44 wału śmigła ogonowego przekładni tylnej otrzymane z pomiarów metodą FAM-C

Jak opisano w rozdziale 5, łożysko ŁPK1 jest silnie obciążonym łożyskiem wałkowym przenoszącym prawie całą siłę statyczną mas: wału, śmigła ogonowego oraz koła zębatego Z44 napędzającego ten wał (rys. 3.59, element ŁPK1; rys. 3.60, elementy 1÷4). Dlatego w procesie monitorowania zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 powinno mu się poświęcać szczególną uwagę. Jego uszkodzenie może spowodować skręcenie wału transmisji, utrudnienia w utrzymaniu kierunku lotu śmigłowca, a nawet odcięcie pracy śmigła ogonowego.

Na śmigłowcu Mi-24 nr „e” w przekładni tylnej (rys. 3.39, element 9) łożysko ŁPK1 (rys. 3.59, element ŁK1; rys. 3.60, element 4) uległo silnemu zużyciu tribologicznemu oraz przez dłuższy czas pracowało w znacznie podwyższonej temperaturze, o czym świadczy obecność w ww. łożysku frakcji ciężkich (o konsystencji smaru) wytrąconych z oleju smarowego. Frakcje te wytrącają się z oleju smarowego przy długotrwałej pracy w podwyższonej temperaturze powyżej 200÷250°C. Wiele cennych wskazówek dotyczących dynamiki pracy tego łożyska wniosło monitorowanie zespołu napędowego śmigłowca metodą FAM-C. Najbardziej wyrazistymi parametrami dotyczącymi przypadku zużycia łożyska wałkowego ŁPK1, świadczącymi o jego blokowaniu są (tab. 6.6):

1. liczba zbiorów charakterystycznych  $N_z$  z dwóch ostatnich podpasm (podpasm o najwyższych częstotliwościach granicznych) identyfikowanych z łożyskiem ŁPK1 (tab. 6.6, kolumna 6), wzrost  $\Sigma N_{B15B16}$  oznacza, że oscylacje prędkości kątowej tego łożyska często osiągały częstotliwość górną, utożsamianą z blokowaniem się elementów tocznych [21, 50, 51, 214, 256];
2. ogólna liczba „obsadzonych” podpasm, tzn. istnienie zbiorów charakterystycznych w każdym z tych podpasm w paśmie „zarezerwowanym” dla łożyska tocznego ( $f_{p\text{ŁPK4}} = 78\div 259$  Hz) (tab. 6.6, kolumna 7, parametr  $\Sigma N_{B1B16}$ );
3. wartość maksymalna dobroci ( $Q_{\text{ŁPK1}}$ ) oraz wysokość ( $A_{\text{ŁPK1}}$ ) zbiorów charakterystycznych (tab. 6.7, kolumna 7);
4. wartość maksymalna współczynnika toczenia łożyska ŁPK4, czyli wartość  $p_{s\text{ŁPK1}}$  (tab. 6.8);
5. zakres zmian współczynnika toczenia  $p_{s\text{ŁPK1}}$  (tab. 6.8, kolumna 6).

**Tablica 6.6**

**Zbiory charakterystyczne związane z łożyskiem tocznym LPK1 przekładni końcowej**

Lp.	Nr śmigłowca	Nr testu FAM-C	Liczba zbiorów charakterystycznych w dwóch najwyższych podpasmach			Liczba zajętych podpasm	Suma z kolumn 6 i 7
			Podpasmo nr 15	Podpasmo nr 16	$\Sigma N_{B15B16}$		
			205÷222	222÷240		$\Sigma N_{B1-B16}$	
			Hz	Hz	–	–	–
1	2	3	4	5	6	7	8
1	„g”	41	0	10	10	10	20
2	„h”	42	0	17	17	13	30
3	„i”	43	0	12	12	7	19
4	„f”	44	1	10	11	7	18
5	„j”	45	0	12	12	12	24
6	„e”	46	4	16	20	13	33
7	„k”	47	0	0	0	6	6
8	„n”	48	0	0	0	7	7
9	„p”	49	3	0	3	7	10
10	„l”	50	4	0	4	2	6
11	„o”	51	0	0	0	3	3
12	„c”	52	0	0	0	6	6
13	„e”	53	3	2	5	19	24

**Tablica 6.7**

**Wysokość i dobroć zbiorów charakterystycznych związanych z łożyskiem tocznym LPK1 przekładni końcowej**

Lp.	Nr śmigłowca	Nr testu FAM-C	max	min	śr.	Parametr	UWAGI
1	2	3	4	5	6	7	8
1	„g”	41	2771	46	638	$Q_{LPK4}$	
2			34	0,3	6,8	$A_{LPK4}$	
3	„h”	42	2608	103	302	$Q_{LPK4}$	
4			168	0,2	52	$A_{LPK4}$	
5	„i”	43	2524	3	519	$Q_{LPK4}$	
6			180	0,2	13	$A_{LPK4}$	
7	„f”	44	5010	62	698	$Q_{LPK4}$	
8			50	0,2	14	$A_{LPK4}$	
9	„j”	45	3514	5	622	$Q_{LPK4}$	
10			237	0,1	39	$A_{LPK4}$	
11	„e”	46	9730	9	481	$Q_{LPK4}$	
12			100	0,2	36	$A_{LPK4}$	
13	„k”	47	7188	1255	2541	$Q_{LPK4}$	
14			0,5	0,2	0,3	$A_{LPK4}$	
15	„n”	48	5035	221	1515	$Q_{LPK4}$	
16			1,9	0,1	0,5	$A_{LPK4}$	

cd. tab. 6.7

17	„p”	49	2504	11	399	$Q_{LPK4}$	Docieranie nowej SNA
18			560	0,18	29	$A_{LPK4}$	
19	„l”	50	2527	54	824	$Q_{LPK4}$	
20			38	0,2	14	$A_{LPK4}$	
21	„o”	51	5078	2	1760	$Q_{LPK4}$	Q4
22			15	0,2	7,4	$A_{LPK4}$	A4
23	„c”	52	3317	136	868	$Q_{LPK4}$	
24			49	0,1	12	$A_{LPK4}$	
25	„e”	53	4779	26	459	$Q_{LPK4}$	
26			117	0,1	23	$A_{LPK4}$	

Tablica 6.8

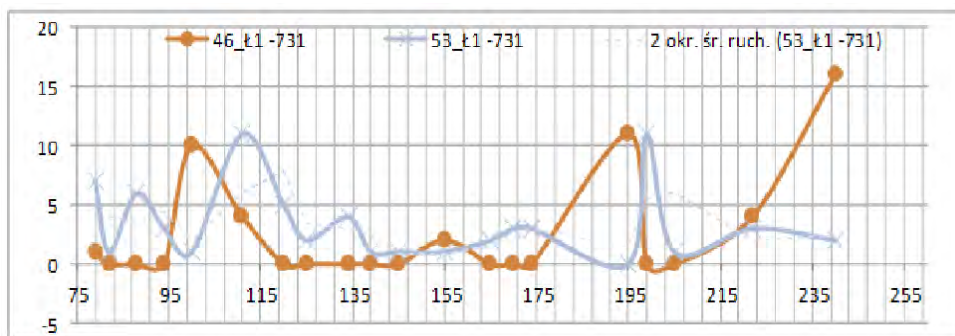
Współczynnik toczenia wyznaczony ze zbiorów charakterystycznych związanych z łożyskiem tocznym ŁPK1 przekładni końcowej

Lp.	Nr śmigłowca	Nr testu FAM-C	$p_{smax}$	$p_{smin}$	$\Delta(p_{smax} - p_{smin})$
1	2	3	4	5	6
1	„g”	41	0,373	1,049	0,675
2	„h”	42	0,370	0,869	0,499
3	„i”	43	0,431	1,038	0,606
4	„f”	44	0,437	0,965	0,528
5	„j”	45	0,370	1,039	0,669
6	„e”	46	0,357	0,972	0,615
7	„k”	47	0,451	0,906	0,455
8	„n”	48	0,430	0,897	0,468
9	„p”	49	0,387	1,091	0,704
10	„l”	50	0,878	1,061	0,183
11	„o”	51	0,452	1,098	0,646
12	„c”	52	0,447	1,083	0,636
13	„e”	53	0,347	1,103	0,756

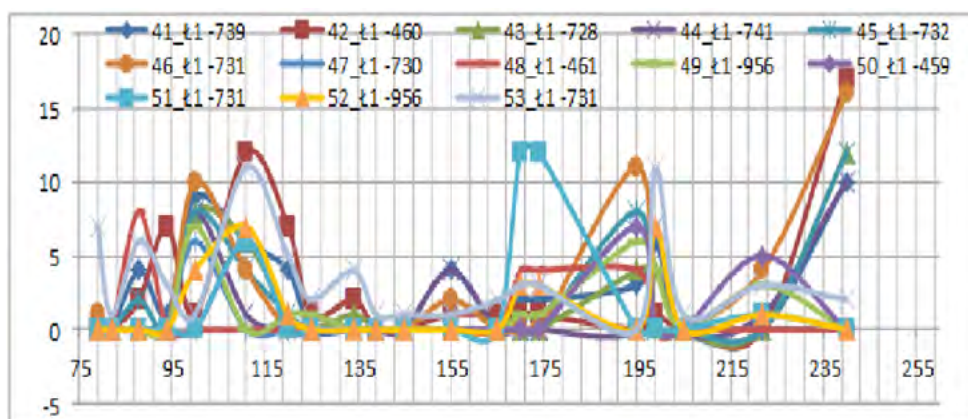
Na podstawie pomiarów zestawionych w tab. 6.6÷6.8 zaobserwowano:

- Suma liczebności zbiorów charakterystycznych  $N_z$  z dwóch ostatnich podpasów łożyska ŁPK1 (tab. 6.6, kolumna 6, parametr  $\Sigma N_{B15B16}$ ) – zaznacza się wyraźne zmniejszenie liczebności mogące świadczyć o zmniejszeniu intensywności stanu rezonansu mechanicznego.
- Ogólna liczebność  $N_z$  „obsadzonych” podpasów (tzn. istnienie zbiorów charakterystycznych w każdym z tych podpasów) w paśmie „zarezerwowanym” dla łożyska tocznego  $f_{pLPK4} = 78\div 259$  Hz (tab. 6.6, kolumna 7, parametr  $\Sigma N_{B1-B16}$ ) – zaznacza się wyraźny wzrost liczebności, mogący świadczyć o przechodzeniu łożyska w kierunku drgań nieliniowych, spowodowanych ciężką pracą łożyska, tzn. wzrostem oporów łącznych [15, 16, 39, 52÷54].

3. Wartość maksymalna dobroci ( $Q_{\text{ŁPK1max}}$ ) oraz wysokości ( $A_{\text{ŁPK1}}$ ) zbiorów charakterystycznych (tab. 6.7) – wyraźne zmniejszenie wartości dobroci, czyli łożysko przechodzi ze stanu rezonansu w kierunku modelu zużywania się typowego dla zwiększonych oporów łącznych.
4. Wartość maksymalna współczynnika toczenia łożyska ŁPK1, tj. wartość  $p_{\text{sŁPK1}}$  (tab. 6.7) uległa zwiększeniu – najprawdopodobniej wystąpiło pogorszenie się płynności toczenia elementów toczych (wałków) pomiędzy bieżniami z uwagi na nagromadzone na nich materiał ścierny.
5. Zakres zmian  $p_{\text{sŁPK4}}$  (tab. 6.8) – występuje wyraźne zwiększenie wartości współczynnika toczenia – w teście nr 53 nastąpiło częściowe zaciskanie się elementów toczych w oknach koszyka-separatora spowodowane gromadzeniem się materiałów ściernych.



**Rys. 6.22.** Liczba zbiorów charakterystycznych łożyska toczonego ŁPK1 podtrzymującego koło Z44 przekładni tylnej śmigłowca z uszkodzoną przekładnią – testy 46 i 53



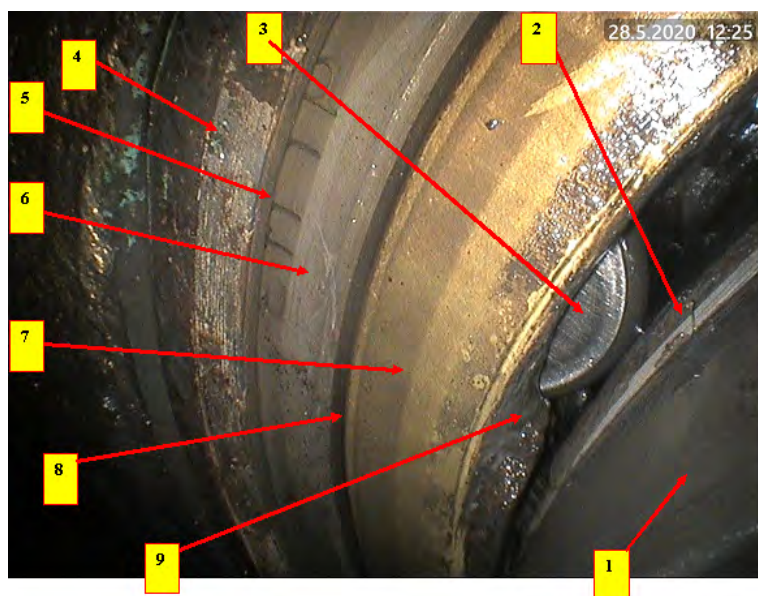
**Rys. 6.23.** Liczba zbiorów charakterystycznych łożyska toczonego ŁPK1 podtrzymującego koło Z44

Podsumowując, charakterystyki zmian liczebności zbiorów charakterystycznych w poszczególnych podpasmach (rys. 6.22 i 6.23) oraz parametry zestawione w tab. 6.6÷6.8 świadczą o zwiększeniu oporów toczenia łożyska ŁPK1, do blokowania toczenia się wałków łożyska włącznie.

### Przegląd boroskopowy – weryfikacja mechaniczna łożyska ŁPK1

Wykonany przegląd boroskopowy przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 nr „e” wykazał, że łożysko ŁPK1 podtrzymujące koło zębate napędzane Z44 (rys. 3.60, elementy: 2, 3, 4) tej przekładni ma ślady silnego zużycia oraz oddziaływania na niego wysokiej temperatury (rys. 6.24), w wyniku czego wystąpiły poniższe objawy:

1. przebarwienia elementów toczących (wałków) – włącznie z osiągnięciem żółtego nalotu temperaturowego (rys. 6.24, element 3),
2. rysy obwodowe na powierzchni cylindrycznej elementów toczących (wałków),
3. wydzielenie się ciężkich frakcji z oleju smarnego (temperatura przemiany 200÷250°C) – rys. 6.24, element 9.

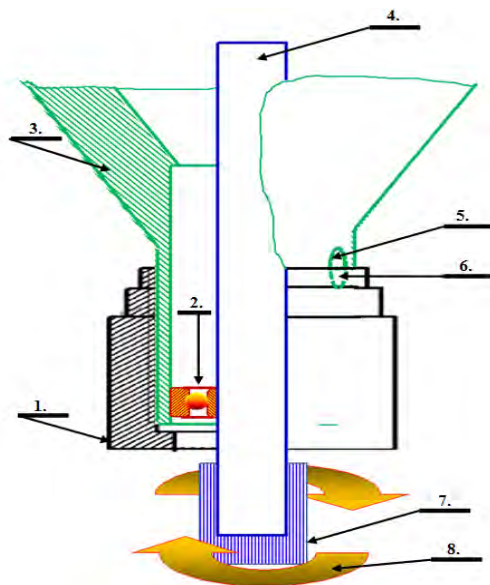


**Rys. 6.24.** Łożysko wałkowe ŁPK1 wału śmigła ogonowego przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 nr „e”: 1 – pierścień wewnętrzny łożyska; 2 – bieżnia wewnętrzna łożyska; 3 – powierzchnia boczna wałka; 4 – korpus; 5 – tuleja pośrednicząca (pomiędzy gniazdem łożyska a jego pierścieniem zewnętrznym); 6 – stalowy pierścień zewnętrzny łożyska; 7 – pierścień zewnętrzny koszyka-separatora; 8 – szczelina pomiędzy pierścieniem zewnętrznym koszyka-separatora a bieżnią zewnętrzną; 9 – frakcje ciężkie wydzielone z oleju smarnego

#### 6.2.3.4. Parametry łożyska tocznego ŁPK4 podtrzymującego wał wejściowy przekładni tylnej otrzymane z pomiarów metodą FAM-C

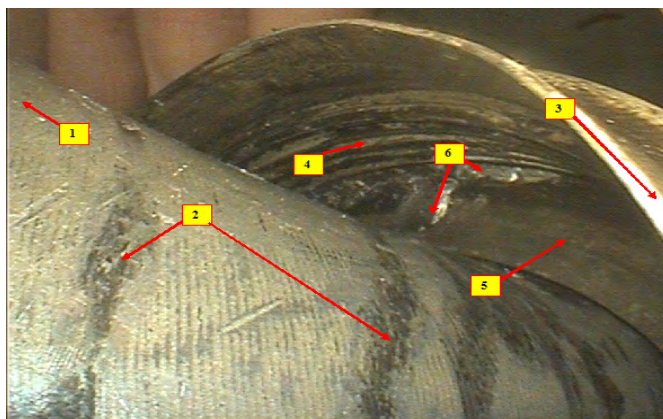
W czasie przeglądu śmigłowca Mi-24 nr „e” stwierdzono, że nakrętka-pokrywa łożyska tocznego kulkowego ŁPK4 (rys. 6.25, element 6) dolnego wału wejściowego przekładni tylnej uległa samoodkręceniu na skutek blokowania się elementów tocznych oraz oscylacji wału wejściowego. Powyższą teorię zdają się potwierdzać zdjęcia (rys. 6.26 i 6.27), uzyskane z przeglądu boroskopowego, na których można wyróżnić:

1. ślady rozsaterowania (rozgięcia) punktowego wgłębienia blokującego (kontrującego) w kierunku specjalnego wyfrezowania w korpusie przekładni tylnej;
2. ślady ocierania ww. wgłębienia o powierzchnię części cylindrycznej korpusu przekładni tylnej, w tym wytarcia na krawędzi specjalnego wyfrezowania w kielichu odlewu przekładni tylnej (rys. 6.25, element 5). Ślady te (rys. 6.27, element 4) świadczą o kątowym przemieszczaniu się nakrętki-pokrywy w kierunku obrotów wału wejściowego;
3. ślady uderzeń (rys. 6.26, element 6) łożyska ŁPK4 o wewnętrzną powierzchnię nakrętki;
4. zerwaną pierwszą zwiłkę zwoju gwintu nakrętki-pokrywy – świadczy to o znacznych siłach poosiowych działających na nakrętkę-pokrywę ze strony łożyska kulkowego dolnego ŁPK4 wału wejściowego przekładni tylnej.

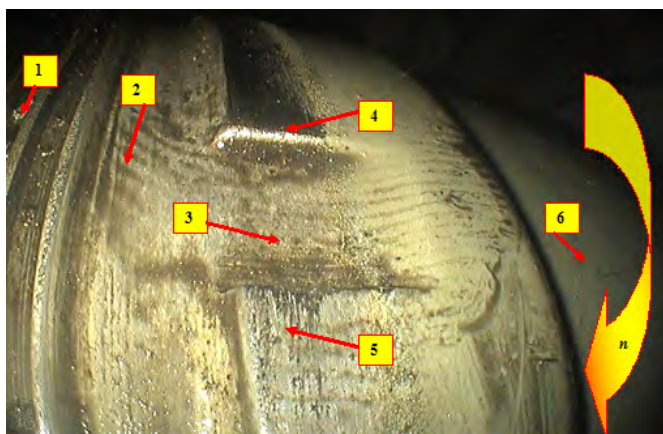


**Rys. 6.25.** Nakrętka-pokrywa łożyska tocznego ŁPK4 zamontowana na przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 – półprzekrój-półwidok: 1 – nakrętka-pokrywa łożyska tocz-

negu ŁPK4; 2 – kulkowe łożysko toczne ŁPK4; 3 – kielich odlewu korpusu przekładni tylnej; 4 – wał wejściowy przekładni tylnej; 5 – specjalne wyfrezowanie w kielichu odlewu; 6 – miejsce zagniatania (zapunktowania) pokrywy-nakrętki w celu ustalenia (zakontrolowania) jej położenia kąтового względem kielicha odlewu; 7 – element łączący (wielowypust zewnętrzny) wału wejściowego przekładni tylnej z wałem transmisji śmigłowca; 8 – kierunek obrotu wału transmisji



**Rys. 6.26.** Pokrywa łożyska tocznego ŁPK4 wału wejściowego przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 nr „e”: 1 – stalowy wał wejściowy przekładni tylnej (górna część); 2 – ślad na powierzchni wału wejściowego o linii quasi-spiralnym po przemieszczającej się nakrętce-pokrywie łożyska ŁPK4; 3 – nakrętka-pokrywa łożyska ŁPK4; 4 – gwint (lewostronny) wewnętrzny nakrętki-pokrywy łożyska ŁPK4; 5 – kryza czołowa nakrętki-pokrywy łożyska ŁPK4; 6 – ślady uderzeń na wewnętrznej powierzchni kryzy nakrętki-pokrywy łożyska ŁPK4



**Rys. 6.27.** Korpus przekładni tylnej w miejscu wejścia wału transmisji – widoczne ślady po obluźowaniu się pokrywy łożyska tocznego ŁPK4 wału wejściowego przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 nr „e”: 1 – korpus (stop magnezowy) przekładni tylnej;

2 – nadlew korpusu przekładni tylnej – wprowadzenie (stalowego) wału wejściowego; wewnątrz tego nadlewu znajduje się łożysko ŁPK4; 3 – rowek blokujący nakrętkę-pokrywę łożyska ŁPK4 (nakrętka jest nad tym miejscem zapunktowana w celu zapobieżenia przed obracaniem); 4 – ślad po samoodkręceniu się nakrętki-pokrywy łożyska ŁPK4 w kierunku przeciwnym do kierunku obrotów wału wejściowego; 5 – ślad po samozatrzaśnięciu się miejsca zapunktowania nakrętki-pokrywy łożyska ŁPK4 (po wykonaniu półobrotu); 6 – wał wejściowy przekładni tylnej;  $n$  – kierunek obrotu wału wejściowego przekładni tylnej

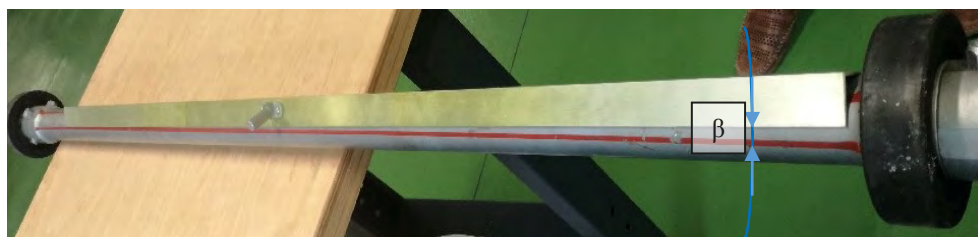
### 6.2.3.5. Ogłędziny zewnętrzne systemu transmisji

Na skutek destrukcyjnych zmian na śmigłowcu Mi-24 nr „e”, opisanych wcześniej, doszło do skrzywienia odcinków wału transmisji (rys. 3.41, elementy 34 i 43).

Na podstawie komisyjnego demontażu i weryfikacji przekładni tylnej (rys. 3.39, element 10) i przekładni pośredniczącej (rys. 3.39, element 9) oraz wału transmisji ze śmigłowca Mi-24 nr „e”, przeprowadzonego w zakładzie remontowym, stwierdzono m.in.:

1. skrzywienie wału tylnego (rys. 6.28 – skrzywienie 5,65 mm na długości 1395 mm – rys. 6.28, szczegół  $\beta$ );
2. skrzywienie wału środkowego (rys. 6.29, skrzywienie 4,46 mm na długości 1500 mm);

Skrzywienia wałów (rys. 3.41, elementy 34, 44) jednoznacznie świadczą o wysokich momentach oporowych w przekładni tylnej przy zmniejszonych luzach obwodowych przekładni pośredniczącej. Należy zauważyć, że także wyniki FAM-C wykazały niewyważenie zespołu wirnika śmigła ogonowego (rys. 3.60) objawiające się w postaci przemieszczenia środka symetrii zbioru charakterystycznego pierwszej harmonicznej WŚO ( $f_p = 18,5$  Hz) względem poziomego zero (tab. 6.3, kolumna 20, parametr  $a$ ) – w tym przypadku nazwany mimośrodem.



**Rys. 6.28.** Wał tylny: 1 – linia kontrolna naniesiona farbą na wale w czasie procesu wytwórczego (remontowego) – widoczne znaczne skrzywienie wału (ok. 2 mm); 2 – przymiar kontrolny;  $\beta$  – kąt skrzywienia wału



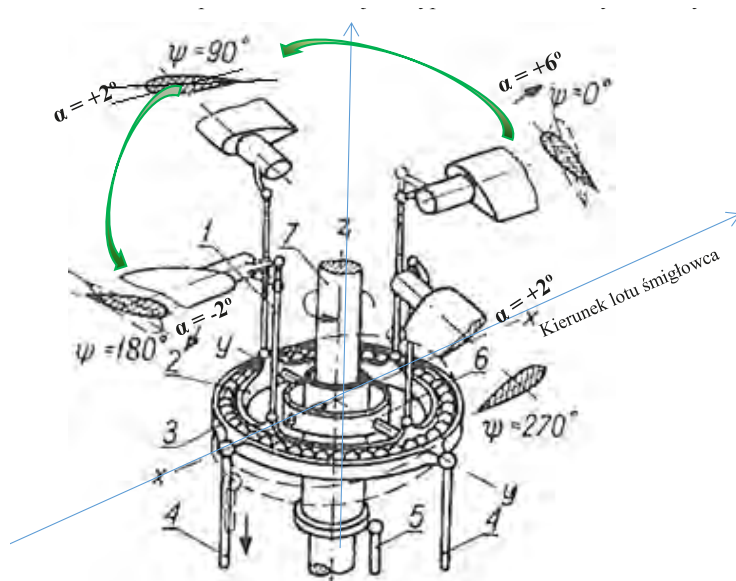


**Rys. 6.29.** Wał środkowy: 1 – linia kontrolna naniesiona farbą na wale w czasie procesu wytwórczego (remontowego) – widoczne znaczne skrzywienie wału; 2 – przymiar kontrolny

## 6.2.4. Diagnozowanie tarcz sterujących wirnika nośnego

### 6.2.4.1. Wprowadzenie do problematyki – konstrukcja tarczy sterującej

Opis działania tarcz sterujących oraz problemy eksploatacyjne zostały już wcześniej scharakteryzowane w podrozdziale 3.3. W tym miejscu tematyka zostanie pogłębiona. Tarcza sterująca umożliwia sterowanie torem lotu śmigłowca, odzwierciedlając pochylenia lub przechylenia drążka sterowego. Jak wspomniano w podrozdziale 3.3, tarcza sterująca przekazuje ruch drążka sterowego lub dźwigni skoku ogólnego z elementów nieobracających się na obracające się łopaty (rys. 6.30) [20, 42, 233, 272, 368]. W ten sposób zmieniana jest wypadkowa sił aerodynamicznych.



**Rys. 6.30.** Schemat tarczy sterującej – rysunek poglądowy: 1 – drążek; 2 – obracający się pierścień (talerz) tarczy sterującej; 3 – nieruchomy pierścień (talerz) tarczy

sterującej; 4 – popychacze podłużnego i poprzecznego sterowania; 5 – popychacz sterowania skokiem ogólnym; 6 – pierścień przegubu Cardana tarczy sterującej; 7 – wał wirnika nośnego (wał główny przekładni głównej), strzałką oznaczono kierunek wirowania wirnika nośnego dla standardu zachodniego

Istnieją dwa rodzaje tarcz sterujących:

1. Lekkie – ciężna sterowania znajdują się wewnątrz drążonego wału wirnika nośnego, tj. wału głównego przekładni głównej (rys. 6.31):
  - a) zalety:
    - niewielkie siły sterowania dla mniejszych śmigłowców – możliwość sterowania bez wzmacniaczy hydraulicznych,
    - mała masa;
  - b) wady:
    - nie można wprowadzić do wnętrza wału (drążonego) wirnika nośnego kabli systemu ogrzewania elektrycznego łopatek, jeżeli ciężna sterowania są poprowadzone wewnątrz wału,
    - trudności w sterowaniu śmigłowców ciężkich m.in. w czasie turbulencji,
    - wrażliwość na uszkodzenia na polu walki.
2. Ciężkie – ciężna sterowania znajdują się na zewnątrz wału przekładni głównej (rys. 6.32):
  - a) zalety:
    - znaczne siły sterowania nawet dla mniejszych śmigłowców – konieczność stosowania wzmacniaczy hydraulicznych,
    - odporność na drgania układu w czasie turbulencji,
    - duża odporność na uszkodzenia na polu walki;
  - b) wady:
    - w przypadkach gdy ciężna sterowania są poprowadzone wewnątrz wału, nie można wprowadzić do wnętrza wału kabli systemu ogrzewania elektrycznego łopatek,
    - wysoka masa – konieczność użycia dźwigu przy demontażu (wymianie), a także zwiększona masa śmigłowca.

Tarcze sterujące lekkie są stosowane na śmigłowcach produkcji zachodniej, takich jak: SH-2G Kaman (eksploatowany w lotnictwie morskim SZRP), Bell Be-206, Bell Be-4012.

Tarcze sterujące ciężkie są stosowane na śmigłowcach produkcji wschodniej, np. typu: W-3WA Sokół, Mi-2, Mi-8, Mi-14, Mi-17, czy Mi-24. Są one nakładane na wał główny wirnika nośnego (po zdemontowaniu łopatek i głowicy), co ilustruje rys. 6.33. Dolna część głowicy jest mocowana do korpusu przekładni głównej. Charakterystyczny dla tego typu tarcz jest masywny talerz ruchomy wykonany w postaci wieloramiennej gwiazdy (dla Mi-24 – pięcioramiennej, rys. 6.34, element 2

– gdyż jest 5 łopat nośnych). W lotnictwie SZRP zdecydowana większość śmigłowców ma tarcze sterujące ciężkie.

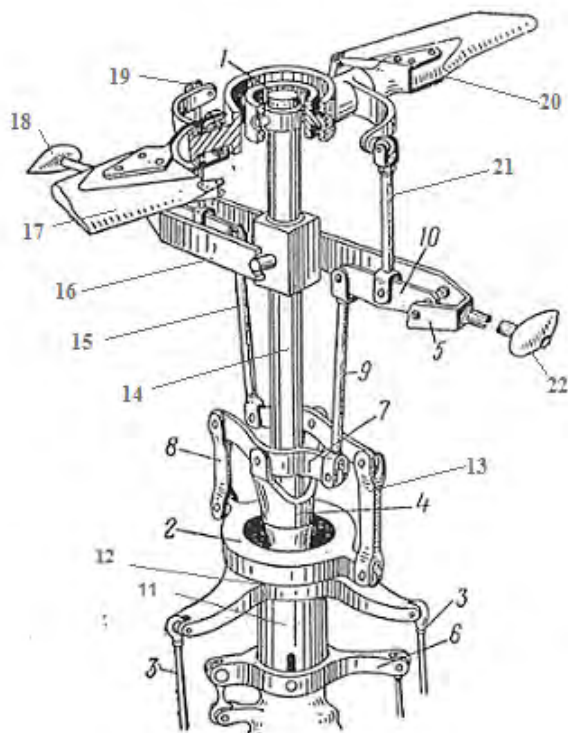
Jak już wspomniano, tarcza sterująca jest mechanizmem umożliwiającym zmianę wartości i wypadkowej sił aerodynamicznych wirnika nośnego, co umożliwia zmianę kierunku lotu. Z kolei podczas szybkiego wznoszenia pilot podciąga dźwignię skoku i mocy i w ten sposób powoduje zwiększanie kątów natarcia  $\alpha$  (rys. 6.30, szczególnie  $\alpha$ ) wszystkich łopat jednocześnie. Równocześnie zwiększany jest dopływ paliwa do silników. Z chwilą przemieszczenia dźwigni skoku i mocy przemieszczają się elementy tarczy sterującej:

1. Dla tarczy lekkiej – popychacz skoku ogólnego (rys. 6.31, element 6), przemieszcza poosiowo tuleję (rys. 6.31, element 11), która również poosiowo przemieszcza talerz nieruchomy tarczy sterującej (rys. 6.31, element 12) wraz z czopem dwurzędowego łożyska, przemieszczającego wspomniane łożysko wraz z talerzem ruchomym tarczy sterującej (rys. 6.31, element 2). Z kolei, talerz ruchomy tarczy sterującej przesuwają się poosiowo i powoduje poosiowe przemieszczenie wodzika (suwaka) (rys. 6.31, element 4), a ten z kolei wymusza poosiowe przemieszczenie się cięgien i popychaczy (rys. 6.31, elementy 9 i 13) oraz kątowe przemieszczenie się wahaczy (rys. 6.31, elementy: 7, 10).
2. Dla tarczy ciężkiej – dźwignia skoku ogólnego wspomagana przez wzmacniacz hydrauliczny (sterowany przez pilota dźwignią skoku i mocy) przemieszcza ucho dźwigni skoku ogólnego (rys. 6.32, element 60; rys. 6.33, element 16), przepychając wspornik suwaka (rys. 6.32, element 78), a wraz z nim i suwak (rys. 6.32, element 77), który przemieszczając się po prowadnicy (przytwierdzonej do przekładni głównej) (rys. 6.32, element 9), przemieszcza podporę kulistą (łożysko stożkowe) wraz z ramami Cardana (rys. 6.32, elementy 56 i 56). To z kolei powoduje przemieszczenie głównego łożyska dwurzędowego kulkowego (rys. 6.32, element 39) oraz ruchomego talerza (rys. 6.32, element 59; rys. 6.34, element 2). Talerz zaś, przemieszczając się wzdłuż wału głównego, wymusza zmianę kąta natarcia dla wszystkich łopat jednocześnie.

W wypadku konieczności zmiany kąta pochylenia  $\nu$  śmigłowca, np. w kierunku dodatnim („nos do góry”), albo kąta przechylenia  $\gamma$ , np. w lewo (przechył na lewą burtę), pilot odchyła drążek sterowy, co wymusza pochylenie tarczy sterującej (naśladuje ona ruchy drążka sterowego) poprzez popychacze:

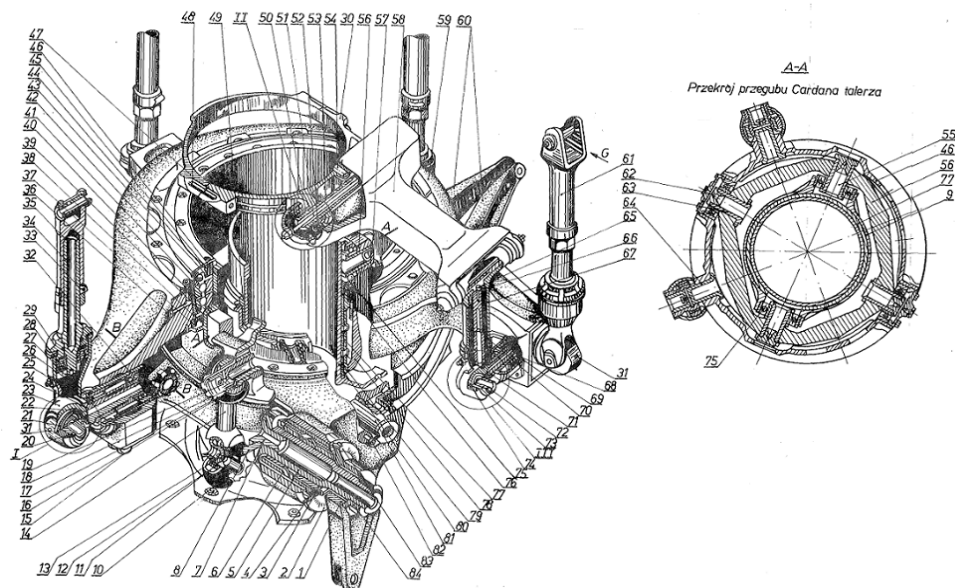
1. Dla tarczy lekkiej – odchylenie drążka sterowego przez pilota, np. do siebie uruchamia popychacze (rys. 6.31, element 3), które wymuszają przemieszczenie talerza nieruchomego tarczy sterującej (rys. 6.31, element 12) – odpowiednio do tyłu. W tym samym kierunku talerz nieruchomy wymusza pochylenie łożyska dwurzędowego (wraz z czopem), a wraz z nim pochylenie kątowe ruchomego talerza (rys. 6.31, element 2). Teraz poprzez system cięgien i popychaczy

(rys. 6.31, elementy 9 i 13) dokonuje się kątowne przemieszczenie wirującego zespołu wahaczy (rys. 6.31, elementy 7 i 10) i wirującego zespołu łopat o kąt  $\alpha$ . W ten sposób chwilowy kąt natarcia  $\alpha$  na kursie  $\psi = 0^\circ$  (dla każdej z łopat, która chwilowo osiągnie kąt położenia względem korpusu śmigłowca pokrywający się



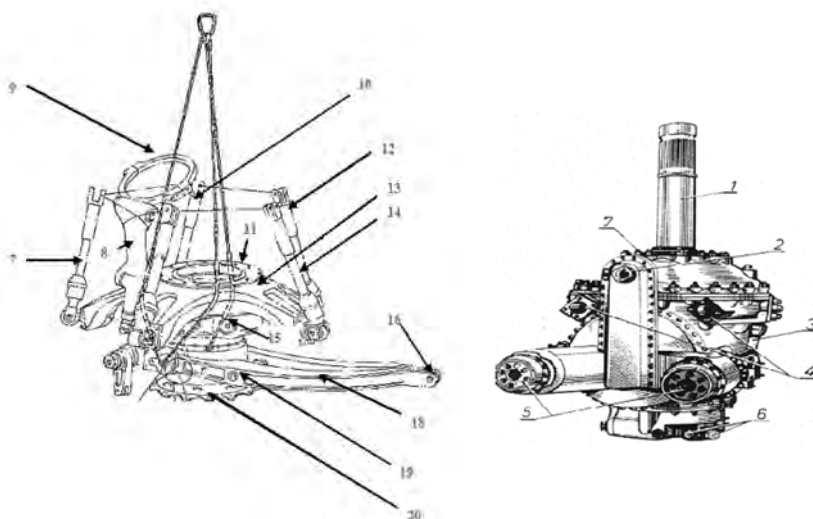
**Rys. 6.31.** Tarcza sterująca lekka: 1 – tuleja osadzona na przegubie Cardana; 2 – talerz ruchomy tarczy sterującej z łożyskiem dwurzędowym; 3 – popychacze sterowania (podłużnego i poprzecznego); 4 – wodzik (suwak) w układzie sterowania skokiem ogólnym; 5 – ramię ustateczniające (dla wirników dwułopatowych); 6 – popychacz w układzie sterowania skokiem ogólnym; 7 – dźwignia; 8 – cięgło dolne sterowania łopaty nr 1; 9 – cięgło górne sterowania kątem natarcia  $\alpha$  łopaty nr 2; 10 – wahacz ramienia ustateczniającego nr 2; 11 – tuleja w układzie sterowania skoku ogólnego; 12 – talerz nieruchomy tarczy sterującej z czopem dla łożyska dwurzędowego (łożyska dwurzędowego talerza ruchomego tarczy sterującej); 13 – cięgło dolne sterowania łopaty nr 2; 14 – wał główny przekładni głównej śmigłowca, tj. wał wirnika nośnego; 15 – cięgło górne sterowania łopaty nr 1; 16 – wahacz ramienia ustateczniającego nr 1; 17 – łopata nr 1; 18 – ciężarek wyważający ramienia ustateczniającego; 19 – cięgło górne sterowania łopaty nr 1; 20 – łopata nr 2; 21 – cięgło górne sterowania łopaty nr 2

z kątem kursowym  $\psi = 0^\circ$ ) przybiera największe wartości (rys. 6.30,  $\alpha = +6^\circ$ ), a na kursie  $\psi = 180^\circ$  najmniejsze – rys. 6.30,  $\alpha = -2^\circ$ . Wówczas siła nośna wirnika nośnego od strony nosa śmigłowca wzrasta, a od strony ogona maleje – nos śmigłowca podnosi się do góry.



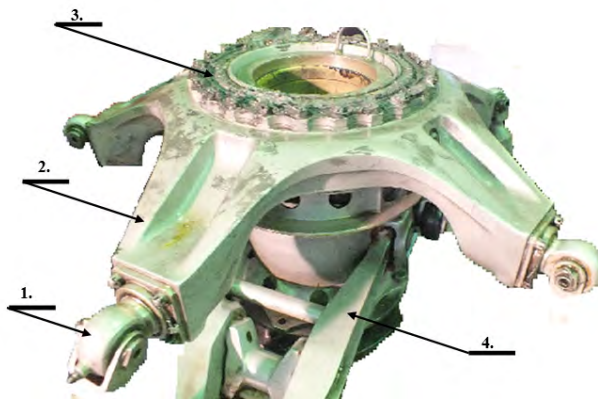
**Rys. 6.32.** Tarcza sterująca ciężka – półprzekrój-półwidok: 1 – wahacz pochylenia; 2 – podziałka; 3 – nakrętka; 4 – podkładka; 5 – wałek; 6 – tuleja stalowa; 7 – wkręt; 8 – dźwignia wahacza sterowania podłużnego; 9 – prowadnica suwaka; 10 – sworzeń; 11 – łożysko kulkowe; 12 – pokrowiec; 13 – zaślepka; 14 – cięgło; 15 – wahacz sterowania poprzecznego; 16 – pokrowiec gumowy; 17 – nakrętka; 18 – łożysko kulkowe; 19, 20 – sworzeń; 21 – łożysko kulkowe; 22 – wałek; 23 – widelki dolne; 24 – pierścień sprężynujący; 25 – uszczelka gumowa; 26 – pokrywa; 27 – nakrętka; 28 – łożysko kulkowe; 29 – nakrętka; 30 – wspornik; 31 – smarownicza; 32 – kielich; 33 – śruba; 34 – rdzeń cięgła; 35 – widelki górne cięgła; 36 – smarownicza; 37 – korpus; 38 – uszczelka; 39 – łożysko; 40 – tuleja; 41 – kołnier; 42 – uszczelka; 43 – pierścień; 44 – osłona; 45 – nakrętka; 46 – pierścień zewnętrzny przegubu Cardana; 47 – obejm; 48 – śruba; 49 – pierścień; 50 – nakrętka; 51 – śruba; 52 – pokrywa; 53 – oś; 54 – kołek; 55 – sworzeń; 56 – pierścień wewnętrzny przegubu Cardana; 57 – nakrętka; 58 – ucho wodzika; 59 – talerz; 60 – dźwignia; 61 – cięgło obrotu łopaty; 62 – pokrywa; 63 – sworzeń; 64 – sworzeń; 65 – smarownicza; 66 – nakrętka; 67 – dźwignia wodzika; 68 – nakrętka; 69 – kielich; 70 – widelki; 71 – nakrętka; 72 – sworzeń; 73 – łożysko igielkowe; 74 – wałek; 75 – łożysko kulkowe; 76 – tuleja z brązu; 77 – suwak; 78 – wspornik suwaka; 79 – tuleja z brązu; 80 – pierścień; 81 – sworzeń 82 – kołek; 83 – noniusz sterowania podłużnego; 84 – nakrętka [74, 75]

2. Dla tarczy ciężkiej – odchylenie drążka sterowego przez pilota, np. do góry, wymusza przemieszczenie talerza ruchomego (rys. 6.34, element 2) również do góry. Dzieje się tak dlatego, gdyż pochylenie drążka sterowego przez pilota uruchamia popychacze sterujące wzmacniaczem hydraulicznym kąta pochylenia, który wymusza przemieszczenie czopa łożyska głównego tarczy sterującej (rys. 6.32, element 12; rys. 6.35, element 2) do góry. Czop łożyska głównego tarczy sterującej wymusza pochylenie głównego łożyska dwurzędowego, a wraz z nim przechylenie katowe ruchomego talerza (rys. 6.31, element 2). Dalej następuje proces przemieszczania poprzez ciągien i popychaczy (rys. 6.31, elementy: 9, 13) oraz katowe przemieszczenie się wahaczy (rys. 6.31, elementy 7 i 10). W ten sposób chwilowy kąt natarcia na kursie  $\psi = 0^\circ$  przybiera największe wartości, a na kursie  $\psi = 180^\circ$  najmniejsze (rys. 6.30). Wówczas siła nośna wirnika nośnego od strony nosa śmigłowca wzrasta, a od strony ogona maleje – nos śmigłowca podnosi się do góry.

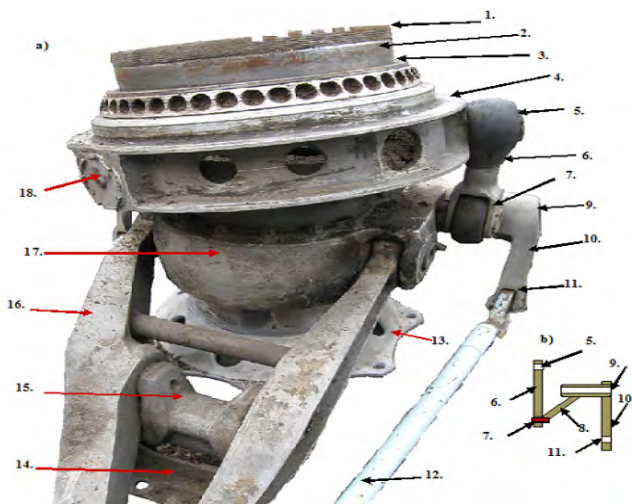


**Rys. 6.33.** Montaż tarczy sterującej ciężkiej na przekładni głównej: 1 – wał śmigła nośnego; 2 – napęd wentylatora mechanicznego; 3 – korpus przekładni WR-24; 5 – wejście mocy z silników TW3-117; 6 – miska olejowa, pompy olejowe; 7 – pokrywa górna; 7, 10, 12, 14 – popychacze (sterujące kątem natarcia łopat wirnika nośnego); 8 – ramię wodzika (synchronizatora); 9 – obejmia wodzika (ukształtowana w postaci jarzma zaciśniętego na wale głównym przekładni głównej); 15 – zewnętrzna rama Cardana; 11 – łożysko główne tarczy sterującej; 13 – talerz ruchomy (w postaci masywnej odlewanej gwiazdy); 15 – zewnętrzna rama Cardana; 16 – ucho dźwigni skoku ogólnego – miejsce przyłączenia siłownika hydraulicznego sterowania skokiem ogólnym; 18 – dźwignia (dwustronna) sko-

ku ogólnego; 19 – tuleja osi obrotu dźwigni skoku ogólnego; 20 – kryza podstawy z otworami do montowania podstawy tarczy sterującej do korpusu przekładni głównej



**Rys. 6.34.** Tarcza sterująca ciężka kompletna (widok z góry): 1 – przegub łączący ramię ruchomego talerza tarczy sterującej z popychaczem (zmieniającym kąt natarcia łopaty wirnika nośnego); 2 – ramię ruchomego talerza tarczy sterującej; 3 – pokrywa głównego (dwurzędowego kulkowego) łożyska tarczy sterującej; 4 – dźwignia (dwustronna) skoku ogólnego



**Rys. 6.35.** Tarcza sterująca ciężka po częściowym demontażu z ustawieniem ekstremalnego przechyłu na lewa burtę (naśladującego analogiczne wychylenie drążka pilota): 1 – górna część czopa – widoczny gwint do nakręcania nakrętki mocującej dwurzędowe łożysko kulkowe wraz z talerzem ruchomym tarczy sterującej; 2 – czop – widoczna powierzchnia cylindryczna, na którą wciskany jest pierścień

wewnętrzny dwurzędowego łożyska kulkowego; 3 – dolna część czopa – uskok, poprzez który jest przepychany dolny pierścień wewnętrzny dwurzędowego łożyska kulkowego w celu odzwierciedlenia kątów zadawanych przez pilota poprzez drążek sterowy oraz dźwignię skoku i mocy; 4 – zewnętrzna rama Cardana; 5 – sworzeń górny wahacza kąta przechylenia łączący (w sposób ruchomy) wahacz z zewnętrzną ramą Cardana z popychaczem przechylenia, 6 – popychacz kąta przechylenia; 7 – przegub ruchomy łączący wahacz z popychaczem; 8, 10 – ramiona wahacza (pionowe i poziome zespawane wzajemnie ze sobą; 9 – sworzeń (zabazowany w korpusie podstawy tarczy sterującej) tworzący oś obrotu wahacza; 11 – sworzeń łączący wahacz z popychaczem; 12 – popychacz przechylenia; 13 – kryza podstawy z otworami do montowania podstawy tarczy sterującej do korpusu przekładni głównej; 14 – kryza tulei osi obrotu dźwigni skoku ogólnego; 15 – tuleja osi obrotu dźwigni skoku ogólnego; 16 – dźwignia (dwustronna) skoku ogólnego; 17 – korpus podstawy tarczy sterującej; 18 – oś obrotu zewnętrznej ramy Cardana względem wewnętrznej ramy Cardana [fot. S. Klukowski, ITWL]

#### 6.2.4.2. Problemy mechaniczne związane z eksploatacją tarcz sterujących

W podrozdziale 3.3.2 stwierdzono, że niezależnie, czy tarcza sterująca jest w standardzie wschodnim czy zachodnim, to występują w niej dwa punkty krytyczne, mianowicie:

1. łożysko główne (rys. 6.33, element 11; rys. 6.34, element 3),
2. synchronizator (rys. 6.33, elementy: 8 i 9).

Zgodnie z teorią automatyki, występujące luzy w układzie sterowania powodują opóźnienie reakcji elementów wykonawczych. W przypadku sterowania śmigłowcem jest to opóźnienie wartości chwilowej kąta natarcia łopaty  $\alpha$  w stosunku do wychylenia elementów sterujących przez pilota (dźwigni skoku i mocy oraz dźwigni skoku ogólnego) [10, 211, 271, 345].

Jednocześnie należy zwrócić uwagę, że jeżeli ciąg elementów sterujących śmigłowca (drążki, popychacze, wahacze, przeguby, łożysko tarczy sterującej) nie ma luzów na przegubach, to z punktu widzenia teorii drgań stanowią one łącznie element o znacznej długości, a więc i o niskiej częstotliwości własnej. Jeżeli pojawią się luzy pozanormatywne na przegubach, to cały ten ciąg elementów sterujących rozpada się na wiele krótkich elementów – dokonuje się wówczas rozpad na indywidualnie oscylujące elementy [366]. Od tej chwili każdy taki krótki element wibruje w separacji od innych. Krótkie elementy to wyższa częstotliwość drgań własnych. Ogólnie śmigłowce mają znacznie wyższe częstotliwości wibracji niż samoloty, co wynika z ich specyfiki konstrukcyjnej. Z chwilą zrównania się częstotliwości lokalnego źródła wibracji z częstotliwością własną elementu może dojść do wzbudzeń rezonansowych tych elementów śmigłowca, np. pomiędzy wałem wejściowym silnika a łożyskiem tarczy sterującej [70]. Długotrwałe przebywanie



łożyska tocznego w stanie rezonansu może znacznie skrócić żywotność całej tarczy sterującej. Jest to więc problem eksploatacyjny, który może znacznie skrócić żywotność tarczy sterującej. Pierwszy przypadek stanowi problem pilotażowy, zwłaszcza podczas wykonywania szybkiego manewru. Szczególnie istotna jest szybkość reakcji na przemieszczenie drążka sterowego dla śmigłowców bojowych, zwłaszcza podczas lotu blisko powierzchni ziemi (skuteczniejsze maskowanie pozycji) lub zwrotach bojowych.

Żywotność tego łożyska dodatkowo ulega skróceniu przy dynamicznych zmianach kierunku i siły jego obciążenia podczas sterowania. Wynika to ze:

- a) zmian kierunku (zwrotu) i zmian wartości siły oddziaływania na łożysko. Łożysko może być w różnych rejonach swego obwodu różnorodnie obciążane, co prowadzi do zróżnicowania zużywania się – łożysko może być:
  - 1) zaciśnięte – model zużywania o zmniejszonych luzach promieniowych,
  - 2) wyluzowane łącznie z optymalnymi luzami warunkującymi wystąpienie rezonansu,
  - 3) o zwiększonych oporach łącznych włącznie z zablokowaniem elementów tocznych pomiędzy bieżniami;
- b) zmiennej dynamiki naprężeń:
  - 1) pulsacje wynikające ze sterowania okresowego występujące nawet podczas lotu z ustaloną prędkością postępową, tj. w czasie lotu prostoliniowego;
  - 2) impulsy:
    - wybiciowe (przeciążenie struktury łożyska tocznego) o znacznej amplitudzie i dużej stromości zbocza,
    - zanikowe (niedociążenie łożyska tocznego) o znacznej amplitudzie i dużej stromości zbocza;
- c) znacznego momentu bezwładności łopat wirnika nośnego; śmigłowce mają niewielkie prędkości kątowe wirnika nośnego (rzędu 2÷4 obr/s); takie same niskie prędkości kątowe musi mieć (zsynchronizowana z ww. wirnikiem nośnym) tarcza sterująca. Niski poziom obrotów to opóźniona reakcja łożyska głównego tarczy sterującej na wymuszenia przez układ sterujący [60, 246, 312];
- d) znacznej siły niezbędnej do wysterowania zespołu wirnika nośnego. Łożysko główne tarczy sterującej często pracuje w silnych przekosach, co eliminuje zastosowanie łożyska wałkowego (ich konstrukcja dopuszcza niewielkie przekoszenia, zaledwie ok. 20 min kątowych, podczas gdy dla łożysk kulkowych  $\beta_{\max} = 1,5^\circ$  i więcej). Dlatego też konstruktorzy są zmuszeni do montowania łożysk o zwiększonej liczbie kulek łożyskowych. Jednakże zwiększona liczba elementów tocznych to także opóźniona reakcja łożyska głównego na wymuszenia przez układ sterujący [60, 246, 312];

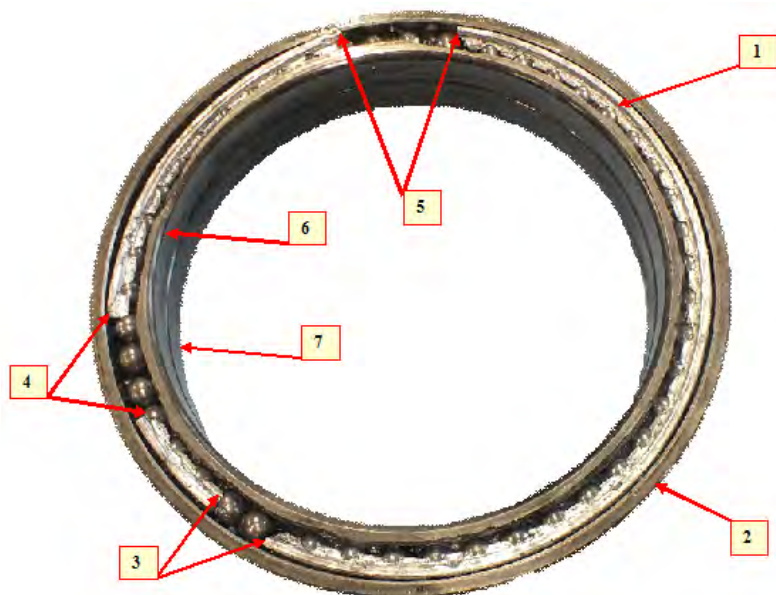
- e) zamocowania tylko dolnej części konstrukcji tarczy sterującej (o stosunkowo dużej wysokości), podczas gdy to właśnie na górne elementy działa siła reakcji łopat nośnych, co powoduje wtórnie znaczne siły statyczne i dynamiczne.

#### 6.2.4.3. Problemy eksploatacyjne związane z łożyskiem głównym tarczy sterującej

Łożysko główne tarczy sterującej, jak zaznaczono w podrozdziale 3.3, pełni dwie bardzo istotne funkcje:

- a) oddziela talerz ruchomy od nieruchomego czopa,
- b) przejmuje naciski kątowe czopa.

Rezonans tego łożyska jest prawie niezauważalny dla pilota (podobnie jak w równoległym elektrycznym obwodzie rezonansowym zwiększona energia drgań rezonansowych pozostaje wewnątrz układu), lecz przynosi destrukcję jego elementów wewnętrznych (rys. 6.36), w postaci (kolejno według stopnia zaawansowania destrukcji) [138, 154, 223]:



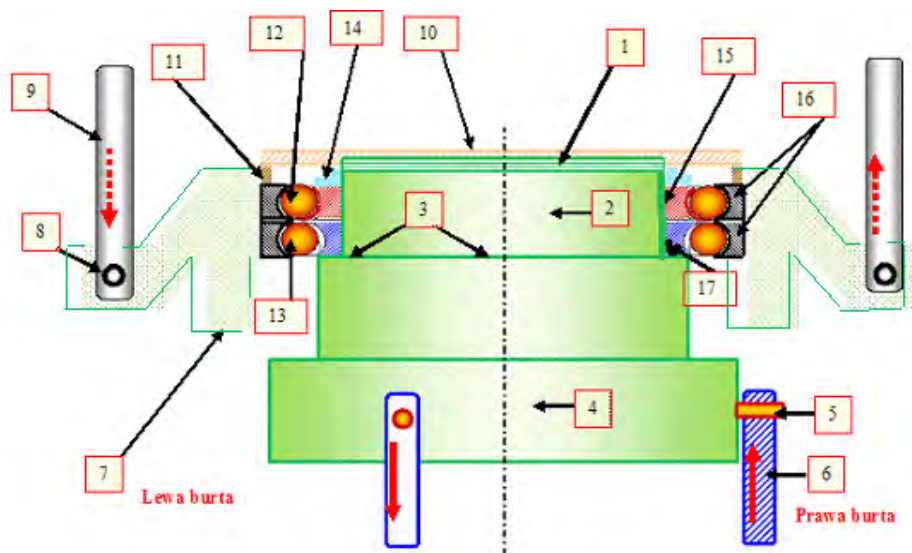
**Rys. 6.36.** Łożysko główne tarczy sterującej po długotrwałej eksploatacji w stanie rezonansu z widocznym połamanym koszykiem-separatorem (ubytki w trzech miejscach): 1 – koszyk-separator (stop aluminium); 2 – pierścień zewnętrzny łożyska głównego (wspólny dla górnego i dolnego rzędu elementów tocznych); 3, 4, 5 – rozerwania obwodu koszyka-separatora; 6 – bieżnia wewnętrzna łożyska głównego; 7 – dolny wewnętrzny półpierścień łożyska głównego

1. fałszywych odcisków Brinella,
2. uszkodzenia powierzchni bieżni,
3. uszkodzenia powierzchni elementów tocznych,
4. rozerwania obwodu koszyka-separatora (rys. 6.36, elementy 3÷5),
5. uszkodzenia simmeringu zabezpieczającego łożyska główne przed dostawaniem się zanieczyszczeń i wody,
6. dostawania się do wnętrza łożyska zanieczyszczeń zewnętrznych (po pęknięciu simmeringu) oraz wody skutkuje zjawiskami korozyjnymi – zwiększają się opory łączne łożyska, rozpoczynają się wzmożone procesy ścierny,
7. wycieku smaru na zewnątrz tarczy sterującej – intensyfikacja procesów ściernych wewnątrz łożyska, wzrost temperatury pracy elementów tocznych (potencjalne prawdopodobieństwo pożaru – stop korpusu talerza ruchomego tarczy sterującej wykonany jest z odlewu magnezowego, który w podwyższonej temperaturze ulega samozapłonowi),
8. zwiększonych luzów promieniowych i podłużnych powodujących:
  - zwiększone prawdopodobieństwo rezonansowych sprzężeń strukturalnych w zespole transmisji mocy mechanicznej,
  - opóźnioną reakcję śmigłowca na ruchy drążka sterowego.

Przypadki awarii łożysk głównych tarcz sterujących zdarzają się rzadko – producenci, zdając sobie sprawę z ich wyjątkowego znaczenia dla bezpieczeństwa lotu, przewidzieli stosunkowo częste ich wymiany. Ponadto łożyska tego typu są specjalnie zamontowane, w sposób umożliwiający długotrwałą pracę w warunkach silnych wibracji (rys. 6.37):

1. Bieżnia wewnętrzna łożyska jest dwudzielna – istnieją dwa półpierścienie:
  - a) dolny (rys. 3.37, element 17),
  - b) górny (rys. 3.37, element 15).
2. Bieżnie wewnętrzne łożyska są lekko pochylone – obie bieżnie mają powierzchnię o kształcie dwóch stożków połączonych podstawami. W ten sposób przy występowaniu dużych sił poosiowych łożysko ma możliwość uzyskania niewielkiego wyluzowania zabezpieczającego przed zaklinowaniem jego elementów tocznych (rys. 6.36, elementy 12, 13).
3. Pierścienie łożyska są od góry dociśnięte nakrętką (rys. 6.37, element 10), nakręconą na górną część czopa (rys. 6.37, element 1), poprzez dwa sprężyste pierścienie dociskowe; po każdym remoncie pierścienie te są wymieniane na fabrycznie nowe, po czym śmigłowiec jest kierowany na oblot. Po oblocie nakrętka jest ponownie dokręcana.
4. Stosuje się łożyska kulkowe, gdyż tylko one są zdolne przenosić siły podłużne i pracować ze znacznymi przekoszeniami czopa.

5. Stosowane są łożyska o znacznej liczbie elementów tocznych, aby zapewnić odpowiednio dużą nośność łożyska.
6. Stosowane są koszyki-separatory ze stopów lekkich (na osnowie aluminium); niewielka masa własna to brak znaczącego momentu bezwładności przy wibracjach elementów tocznych – oddziaływanie wibrujących elementów tocznych na okna koszyka jest minimalne – pod uderzeniem kulki koszyk usuwa się, nie stawiając prawie oporu.



**Rys. 6.37.** Łożysko główne w układzie tarczy sterującej ciężkie: 1 – górna część czopa; 2 – czop; 3 – dolna część czopa; 4 – zewnętrzna rama Cardana; 5 – sworzeń górny wahacza kąta przechylenia łączący (w sposób ruchomy) wahacz z zewnętrzną ramą Cardana z popychaczem przechylenia; 6 – popychacz kąta przechylenia; 7 – talerz ruchomy; 8 – sworzeń łączący popychacz łopaty z końcówką ramienia talerza ruchomego; 9 – popychacz łopaty; 10 – nakrętka czopa głównego (dociskająca pierścienie do bieżni); 11 – sprężysty pierścień dociskowy bieżni zewnętrznej (pierścienia zewnętrznego) łożyska głównego; 12 – element toczny w górnym rzędzie; 13 – element toczny w dolnym rzędzie; 14 – sprężysty pierścień dociskowy bieżni wewnętrznej (pierścienia wewnętrznego) łożyska głównego; 15 – górny wewnętrzny półpierścień łożyska głównego; 16 – pierścień zewnętrzny łożyska głównego (wspólny dla górnego i dolnego rzędu elementów tocznych); 17 – dolny wewnętrzny półpierścień łożyska głównego

W czasie eksploatacji, na główne łożysko tarczy sterującej oddziałują liczne siły zmienne co do kierunku i wartości, m.in.:

1. Siły podłużne (wzdłuż wału wirnika nośnego) związane ze sterowaniem śmigłowca, tj. pomiędzy dolną częścią czopa (rys. 6.37, element 3) a dolnym pierścieniem łożyska głównego (rys. 6.37, element 17). Wówczas w początkowym okresie takiego manewru występują znaczne siły oddziałujące na pierścienie dociskowe. Wobec tego, kiedy przechylany jest drążek sterowy, np. w lewo (na lewą burtę – rys. 6.35), to prawa strona czopa naciska na strukturę mocowania łożyska górnego (w tym na sprężyste pierścienie dociskowe) z prawej strony. Szczególnie duże naciski z tej strony, jak wspomniano, występują w pierwszym momencie po przechyleniu drążka, gdyż układ pokonuje siły bezwładności związane z przemieszczaniem łopat nośnych. W tym czasie mniej obciążona lewa strona łożyska oraz jego sprężystych pierścieni (rys. 6.37, elementy: 11, 14; rys. 6.38; rys. 6.39), w ramach swoich luzów promieniowych i podłużnych, może wykonywać pewne drgania powodujące ścieranie się powierzchni. Jeżeli luzy podłużne w łożysku są znaczne, to i ścieranie powierzchni czołowych pierścieni dociskowych staje się bardziej intensywne. W związku z charakterem zadań śmigłowiec rzadko lata do tyłu – stąd wycieranie się sprężystych pierścieni dociskowych może być niesymetryczne. Jeżeli zakład remontowy stosuje zużyte sprężyste pierścienie dociskowe (dokonując tylko pokrycia warstwą chromu, który pokrywa równomiernie oryginał pierścienia dociskowego i nie regeneruje skośnie startej powierzchni), to przy niesymetrycznym wytarciu się powierzchni czołowych tych pierścieni (rys. 6.38 i 6.39) może dojść do poślizgów nawet w locie poziomym tak „zregenerowanych” pierścieni dociskowych (rys. 6.37, elementy: 11, 14) względem pierścieni łożyska głównego (rys. 6.38, elementy: 15, 16) świeżo wyremontowanej tarczy sterującej.



**Rys. 6.38.** Fotografia pierścienia dociskowego bieżni wewnętrznej łożyska głównego tarczy sterującej (wyjętego z gniazda łożyskowego) z kompletu uszkodzonej tarczy sterującej – widoczne ubytki materiałowe

2. Siły promieniowe – w czasie lotu na tarczę sterującą, a w szczególności jej łożysko toczne, oddziałują znaczne siły promieniowe związane z:
- niewyważeniem wirnika głównego,
  - biciem promieniowym wału głównego przekładni głównej.

Siły te powodują znaczne tempo zwiększania się luzów promieniowych (wyższe niż w łożyskach tocznych innych podzespołów śmigłowca). Przy pewnym (optymalnym) luzie promieniowym może wystąpić rezonans łożyska głównego [138, 154, 223].



**Rys. 6.39.** Fotografia pierścienia dociskowego bieźni zewnętrznej łożyska głównego tarczy sterującej (wyjętego z gniazda łożyskowego) z kompletu uszkodzonej tarczy sterującej; można zauważyć uszkodzenia mechaniczne na krawędziach pierścienia spowodowane współpracą z rezonującym łożyskiem głównym tarczy sterującej

#### 6.2.4.4. Monitorowanie zużycia głównego łożyska tocznego tarczy sterującej metodą FAM-C

Łożysko główne tarczy sterującej po uzyskaniu odpowiednio dużego luzu promieniowego jest wrażliwe na wzbudzenia rezonansowe. Jak wspomniano wcześniej, luzy te pochodzą z kilku źródeł:

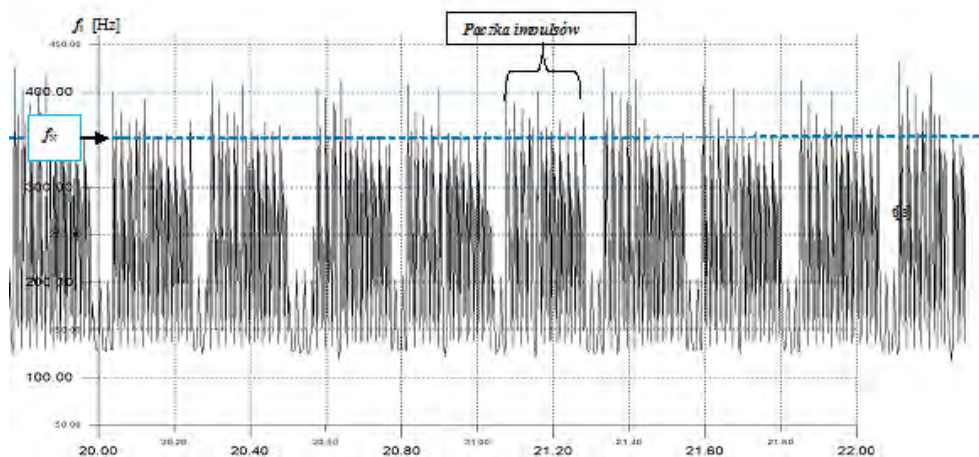
- niewyważenie łopatek,
- wibracje wału głównego oraz zużyte łożysko górne przekładni głównej,
- wibracje wału łączącego silnik turbinowy z przekładnią główną,
- poślizgi na skośnie zużytych płaszczyznach sprężystych pierścieni dociskowych (rys. 3.38 i 3.39) w czasie wykonywania szybkich manewrów.

Powszechnie wiadomo, że wzbudzenie rezonansowe danego podzespołu następuje, gdy częstotliwość źródła wibracji (innego podzespołu) zrówna się z częstotliwością własną tego podzespołu. Należy także dodać, że wzbudzenie może nastąpić

bez konieczności dokładnego zrównania tych dwóch wartości (częstotliwości własnej danego obiektu z częstotliwością źródła):

- przy niskiej dobroci danego podzespołu mechanicznego – pasmo drgań własnych ulega rozszerzeniu,
- przy zniekształceniach harmonicznym sygnału zakłócającego – zamiast jednej częstotliwości sygnału zakłócającego, występuje cały zestaw harmonicznym, wynikających z rozkładu Fouriera sygnału odkształconego,
- przy wystąpieniu pojedynczych impulsów, np. prędkości obrotowej o znacznej stromości zbocza i znacznej amplitudzie.

Rezonanse głównego łożyska tocznego tarczy sterującej są łatwe do wykrycia metodą FAM-C – zbiór charakterystyczny tego łożyska rozpada się wówczas na kilka podzbiorów (zanotowano nawet osiem podzbiorów), które zmniejszają swoją wysokość. Podczas wchodzenia w stan rezonansu wyraźnie ulega zwiększeniu wartość dobroci  $Q$ . W czasie długotrwałej eksploatacji łożyska tocznego w stanie rezonansu o dobroci  $Q > 11$ , obliczonej ze zbiorów charakterystycznych, występują m.in. silne uderzenia elementów tocznych o krawędzie okien koszyka [49, 108, 192, 219]. Siły te mogą spowodować wyłamanie elementów separujących koszyka. „(...) do niedawna wpływ jakości, czyli dokładności kształtowo-wymiarowej koszyków na niezawodność łożysk był niedoceniany (...)” [98, s. 53].



**Rys. 6.40.** Przebieg częstotliwości chwilowej  $f_i = f(t)$  trójfazowego kanału pomiarowego FAM-C dla łożyska, które miało odłamane pięć elementów separujących; widoczne są „paczki” impulsów (pięcioelementowa rodzina impulsów szpilkowych)

Wiadomo jednak, że przy znacznych prędkościach obrotowych łożyska, gwałtownych przyspieszeniach i drganiach, wyzwalają się pokaźne siły bezwładności oraz momenty żyroskopowe wirujących części tocznych. W metodzie FAM-C tego rodzaju wyłamania odzwierciedlone były w postaci paczki impulsów szpilkowych (rys. 6.40). Liczba impulsów w paczce jest równa liczbie wyłamanych elementów separujących koszyka. Należy zaznaczyć, że tego typu wyłamania mogą doprowadzić nawet do rozerwania obwodu koszyka.

#### **6.2.4.5. Wykrycie zwiększonego luzu obwodowego wodzika synchronizatora talerza ruchomego tarczy sterującej śmigłowca Mi-17 metodą FAM-C**

Układ synchronizacji, jak omówiono w podrozdziale 3.3, umożliwia wprowadzenie w synchroniczny ruch obrotowy talerza górnego tarczy sterującej z wałem głównym przekładni głównej. Funkcja ta jest realizowana za pośrednictwem wodzika, którego ucho połączone jest ze wspornikiem zamontowanym na korpusie piasty wirnika nośnego, składającego się z:

- a) ramienia synchronizatora (rys. 6.33, element 8),
- b) obejmę wodzika (rys. 6.33, element 9) zaciśniętej na wale głównym (rys. 6.33, element 1), umiejscowionej tuż pod głowicą wirnika nośnego (rys. 3.65, element 8).

Na wale głównym dodatkowo wyfrezowano płytki otwór w celu umożliwienia połączenia kołkowego z zabierakiem synchronizatora. Jednakże, w tym właśnie miejscu, jak również w przegubach synchronizatora niejednokrotnie pojawiały się luzy obwodowe. Zwiększone luzy obwodowe synchronizatora to dla pilota utrudnienie w sterowaniu – układ sterowania okresowego wirnika nośnego wykonuje manewry z opóźnieniem i wprowadza zwiększony błąd kursu. Jednocześnie zwiększone luzy w tym miejscu to początek szybkiego zużywania się połączenia kołkowego z zabierakiem synchronizatora, docelowo prowadzącego do ścięcia tego połączenia. Ścięcie kołka natomiast to pewna katastrofa – śmigłowiec traci możliwość synchronicznego azymutalnego ukierunkowania zmian kąta natarcia łopat w trakcie ich przemieszczania się w płaszczyźnie poziomej. Pilot będzie mógł sterować wówczas amplitudą kątów natarcia, ale ztraci wpływ na kierunek lotu. W zależności od wyważenia łopat i innych mechanizmów sterowania próba np. pochylenia śmigłowca przez oddanie drążka może objawiać się pochyleniem w bok lub tył, czy też lub ruchem obrotowym kadłuba śmigłowca.

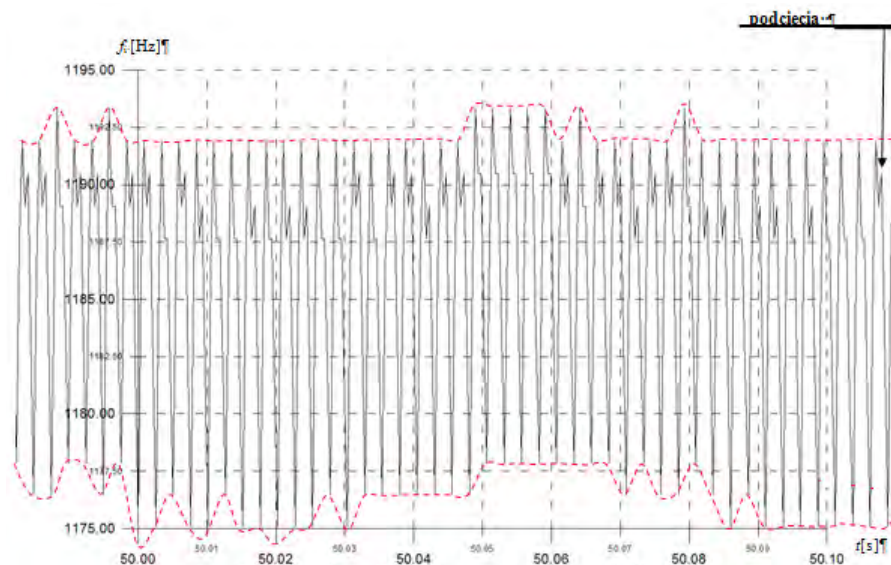
W podrozdziale 3.3 omówiono m.in. rolę tarczy sterującej w sterowaniu geometrią lotu śmigłowca. Górna ruchoma część tarczy sterującej – ruchomy talerz jest pociągany obwodowo przez wodzik synchronizatora [5, 183] (rys. 3.64, element 6; rys. 6.33, elementy: 8, 9). Jego jeden koniec jest zamontowany na osi wirnika głów-



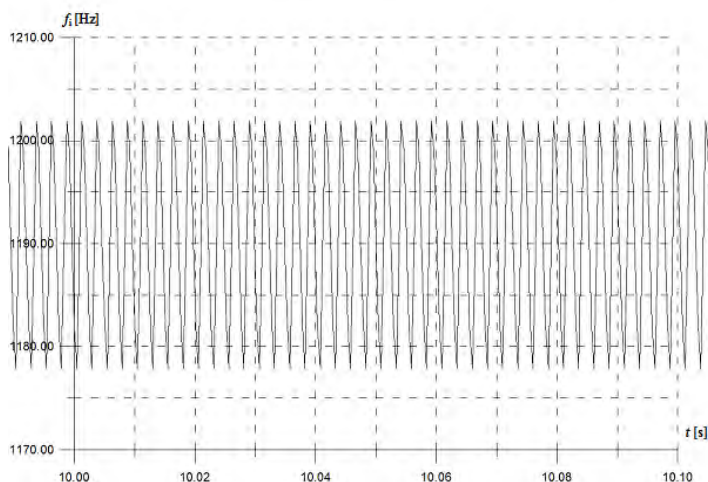
nego (rys. 6.3, element 9), a drugi (przegubowo) przyłączony do górnego talerza tarczy sterującej (rys. 6.33, element 7). Zwiększone luzy obwodowe wozdika synchronizatora mogą spowodować utrudnienia sterowania śmigłowcem, a w szczególności „samoistne” odchylenie kursu lotu. W skrajnym przypadku (np. zerwanie więzi mechanicznej pomiędzy górnym talerzem tarczy sterującej a wałem głównym wirnika nośnego) może dojść nawet do katastrofy.

W czasie monitorowania śmigłowca Mi-17 metodą FAM-C zaobserwowano podcięcia na zboczu opadającym (rys. 6.41) – podcięcia takie występują w przebiegu wzorcowym, przedstawionym w podrozdziale 3.3.3 (rys. 3.68, szczegół 2) w czasie wybierania luzów obwodowych. Przebieg częstotliwości chwilowej zawierający podcięcia świadczy więc o luzach obwodowych występujących pomiędzy masą bezwładności tarczy sterującej śmigłowca a prądnicą-przetwornikiem. Zakładając, że elementy pośrednie przeniesienia napędu mają poprawne luzy promieniowe (można było przyjąć takie założenie, gdyż reduktor główny miał znaczny zapas reśursowy), przyczyną mogły być zwiększone luzy w przegubach wozdika synchronizatora lub obłuzowanie jarzma mocującego wozdik synchronizatora do głowicy śmigła nośnego i wału głównego.

Dla porównania przedstawiono przebieg częstotliwości z innego śmigłowca Mi-17, niezawierający wspomnianych podcięć (rys. 6.42).



**Rys. 6.41.** Przebieg częstotliwości chwilowej otrzymany z pomiaru trójfazowego FAM-C z prądnicy SGS-40PU ze śmigłowca Mi-17 nr 1 – okno czasowe 0,1 s; widoczne podcięcia na zboczach opadających składowej średnioziennej świadczące o luzach obwodowych



**Rys. 6.42.** Przebieg częstotliwości chwilowej otrzymany z pomiaru trójfazowego FAM-C z prądnicy SGS-40PU ze śmigłowca Mi-17 nr 2 – okno czasowe 0,1 s; widoczna sinusoidalna, równomierna i stabilna w czasie składowa średnio-zmienna

### 6.2.5. Diagnozowanie sprzęgieł jednokierunkowych

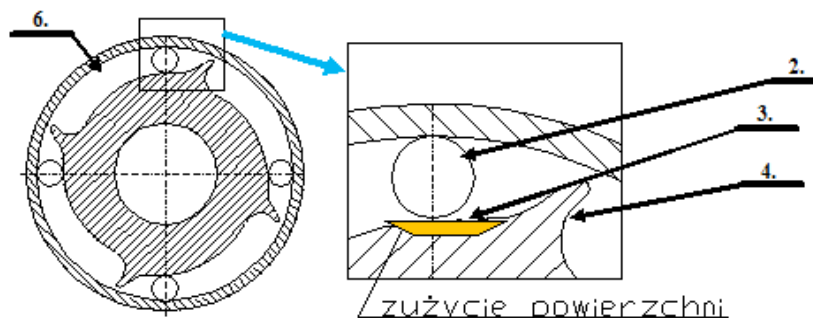
Konstrukcja sprzęgieł jednokierunkowych umożliwia przenoszenie mocy tylko w jednym kierunku [238, 239, 310]. Sprzęgła jednokierunkowe są niezbędne m.in. w dwusilnikowych zespołach napędowych, aby:

1. nie doszło do utraty mocy pomiędzy silnikami – silnik „słabszy” (w danej chwili) nie może pobierać mocy od silnika „silniejszego”;
2. zmniejszyć chwilowe oscylacje prędkości obrotowej;
3. zapobiegać ukłębieniu się wałów, gdy oscylacje prędkości obrotowej układów napędowych są w przeciwfazie.

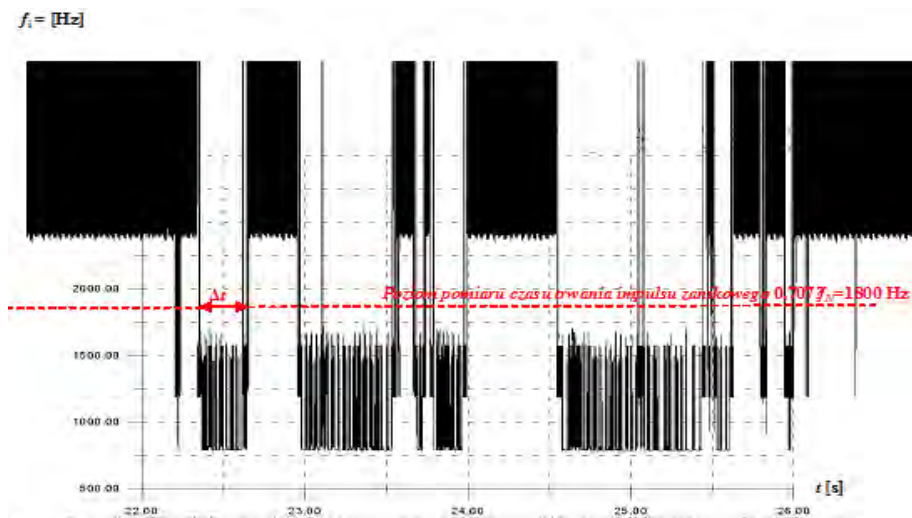
Schemat poglądowy sprzęgła jednokierunkowego przedstawiono na rys. 6.43. W skrócie można powiedzieć, że działanie sprzęgła polega na jednostronnym blokowaniu elementu tocznego pomiędzy skośnie wyszlifowaną powierzchnią koszyka-separatora a cylindryczną bieżnią zewnętrzną. Poprawnie działające sprzęgło jednokierunkowe powinno płynnie łączyć wał napędzający z napędzanym przy wzroście prędkości obrotowej i płynnie je rozprzęgać przy zmniejszaniu tej prędkości. Te proste sprzęgła są niezawodne, dopóki nie nastąpią znaczne ubytki materiałowe w koszyku-separatorze (rys. 6.43, element 3). W kanale pomiarowym FAM-C 3x47 V, 800 Hz pojawiają się wtedy impulsy zanikowe (rys. 6.44). W wielu przypadkach winę może ponosić producent, ze względu na błędne (nierównomierne) wykonanie podziałki koszyka-separatora. W takiej sytuacji może nastąpić niekontrolowane blokowanie i odblokowywanie elementu tocznego pomiędzy bieżnią-

mi – powstają nadwyżki dynamiczne w układzie transmisji mocy i może dojść do ukręcenia wałów, szczególnie w pobliżu elementów wirujących o znacznej wartości momentu bezwładności [105, 107, 116, 154]. Wówczas może dojść do kolejnych stopni zużycia węzła sprzęgła jednokierunkowego, opisanych już częściowo w podrozdziale 3.4.1:

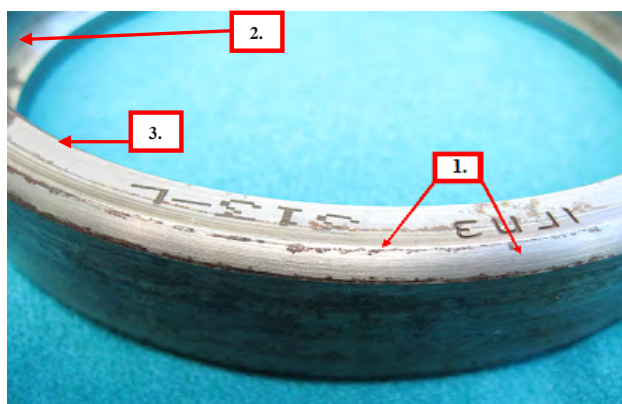
1. Obracanie się pierścienia zewnętrznego (rys. 3.73, element 17) łożyska podtrzymującego pakiet sprzęgła jednokierunkowego względem tulei pośredniczącej (rys. 3.73, element 8) na skutek nierównomiernej współpracy – na rys. 6.45 przedstawiono skutki takiego zjawiska objawiające się śladami ocierania powierzchni czołowej ww. pierścienia zewnętrznego łożyska podtrzymującego pakiet sprzęgła (rys. 3.73, element 16) o pierścień rozprężny Segera (rys. 3.73, element 15).
2. Ścięcie kołka (rys. 3.73, element 9) blokującego tuleję pośredniczącą (rys. 3.73, element 8) do korpusu (rys. 3.73, element 13).
3. Obracanie się tulei pośredniczącej (rys. 3.73, element 8) w gnieździe korpusu (rys. 3.73, element 13).
4. Przemieszczenie poosiowe części biernej (napędzanej) sprzęgła jednokierunkowego (rys. 3.73, podzespoły grupy b) zgodnie ze zwrotem wektora siły  $F$  na skutek współpracy skośnego uzębienia koła zębatego Z33 (rys. 3.73, element Z33).
5. Koło zębate Z33 napędza koło zębate Z95 (rys. 3.45, elementy: Z33, Z95).
6. Obie pary kół zębatych mają zęby skośne – podczas ich współpracy tworzy się siła poosiowa (rys. 3.73, szczegół  $F$ ). Jeżeli nastąpi ścięcie kołka blokującego tuleję pośredniczącą do korpusu przekładni, to koło zębate wraz z przytwierdzonym do niego elementami zacznie przesuwac się zgodnie z kierunkiem wektora  $F$ .
7. Rozpoczęcie procesu „frezowania” korpusu głównego przez zęby koła Z33.



**Rys. 6.43.** Sprzęgło jednokierunkowe – schemat poglądowy obrazujący efekt jednokierunkowego sprzęgania: 1 – pierścień zewnętrzny (z bieźnią wewnętrzną z pryzmami), 2 – element toczny, 3 – złuszczenie bieźni wewnętrznej, 4 – koszyk-separator



**Rys. 6.44.** Przebieg częstotliwości w funkcji czasu otrzymany z kanału pomiarowego 3x47 V, 800 Hz Mi-24 nr „m” – impulsy zanikowe, czas obserwacji 4 s



**Rys. 6.45.** Pierścień zewnętrzny łożyska kulkowego ( $N = 12$ ) węzła sprzęgła jednokierunkowego po zerwaniu pasowania pomiędzy tuleją dystansową a pierścieniem zewnętrznym łożyska kulkowego: 1 – ślad ocierania o pierścień Segera (mocowany w rowku tulei dystansowej), 2 – bieżnia zewnętrzna łożyska kulkowego, tj. wewnętrzna płaszczyna pierścienia zewnętrznego łożyska kulkowego, 3 – pierścień zewnętrzny łożyska kulkowego

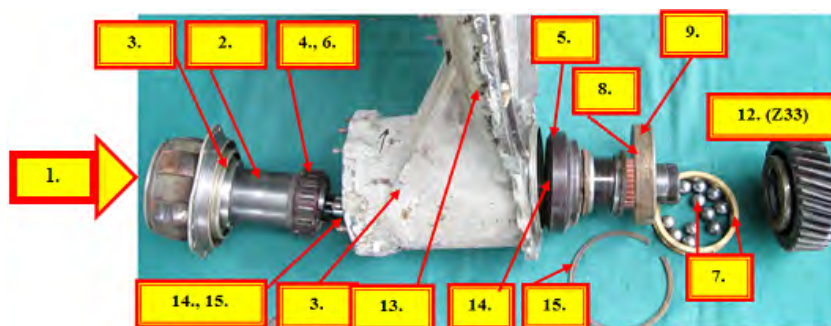
W celu oceny stopnia zużycia sprzęgła jednokierunkowego, tj. wielkości złuszczeń (rys. 6.43, szczególnie 3) lub stopnia degradacji zacisku pomiędzy pierścieniem zewnętrznym (rys. 3.73, element 7) łożyska tocznego (podtrzymującego to sprzęgło) a tuleją pośredniczącą (rys. 3.73, element 8), należy śledzić czas trwania im-

pulsu zanikowego oraz częstotliwość występowania tych impulsów. Czas trwania impulsu zanikowego (czas trwania zerwania  $\Delta t$  – rys. 6.44) jest przeliczony na kąt obrotu [°] i porównany z wartościami granicznymi.

Wstępnie można stosować wartości graniczne z innych (niż śmigłowce Mi-24) statków powietrznych:

- a) problem zrywania pasowania wciskowego łożyska tocznego – z badań podpór łożyskowych silnika SO-3 na samolocie TS-11 Iskra [8, 10],
- b) analiza czasu trwania poślizgu sprzęgła jednokierunkowego – z badań diagnostycznych przekładni KSA-2 samolotu MiG-29 [6].

Jak wcześniej wspomniano, pomiar czasu trwania impulsu zanikowego określa się na poziomie 0,707 wartości częstotliwości znamionowej. Przy wykorzystaniu napięcia podwzbudnicy i pomiarze trójfazowym metodą FAM-C, częstotliwość znamionowa wynosi 2400 Hz, stąd poziom pomiaru czasu trwania impulsu zanikowego wynosi 1800 Hz. Dlatego też poszukiwanie impulsów zanikowych należy rozpocząć od przeglądu pełnego przebiegu z badania FAM-C dla kanału podwzbudnicy prądnicy GT40PCz6.



**Rys. 6.46.** Pakiet sprzęgła jednokierunkowego po demontażu: **a) część czynna (napędzająca):** 1 – wejście wału wielowypustowego silnika TW-3, 2 – wrzeciono wejściowe sprzęgła jednokierunkowego, 3. Łożysko toczne kulkowe ( $D_w = 102$ ,  $d_k = 10,3$ ,  $N = 18$ ), 4 – wałek ( $N = 16$ ) sprzęgła jednokierunkowego; **b) część bierna (napędzana):** 5 – bęben bieżni zewnętrznej sprzęgła jednokierunkowego – wrzeciono wyjściowe sprzęgła jednokierunkowego, 6 – bieżnia wewnętrzna sprzęgła jednokierunkowego (z pryzmami, tj. ze skośnymi elementami bieżni), 7 – łożysko kulkowe ( $D_w = 73,6$  mm,  $d_k = 9,2$  mm,  $N = 14$ ), 8 – tuleja łożyska kulkowego ( $N = 12$  kul), 9 – gwintowany kołek blokujący pokrywę łożyska, 12 – koło zębate (Z33) walcowe z zębami skośnymi, 13, 16 – nadlew korpusu sprzęgła jednokierunkowego, 14 – łożysko wałeczkowe ( $D_w = 102$ ,  $d_k = 10,3$ ,  $N = 18$ ), 15 – rozprężny pierścień Segera zabezpieczający bieżnię wewnętrzną łożyska kulkowego (7) przed osiowym przemieszczeniem względem tulei (8)

Odcinki przebiegu częstotliwości chwilowej o poziomie wartości poniżej 1800 Hz (rys. 6.44, linia przerywana) są oznaczane i mierzone (rys. 6.44, szczegół  $\Delta t$ ). Otrzymane przyrosty czasu  $\{\Delta t_1, \Delta t_2, \Delta t_3 \dots\}$  pomiędzy punktami przecięcia krzywej przebiegu  $f_i = f(t)$  z linią (przerywaną) poziomą 1800 Hz są przeliczane na wartość kątową. W przypadku przedstawionym rys. 6.44 wynoszą one odpowiednio:

- a)  $\Delta t_1 = 0,526$  ms, tj. kąt zerwania  $\varphi = 47,37^\circ$ ,
- b)  $\Delta t_2 = 0,307$  ms, tj. kąt zerwania  $\varphi = 27,6^\circ$ ,
- c)  $\Delta t_3 = 0,088$  ms, tj. kąt zerwania  $\varphi = 7,9^\circ$ .

## PODSUMOWANIE

### 7.1. Zawartość monografii

Monografia przedstawia problematykę diagnozowania zespołów napędowych śmigłowców eksploatowanych w lotnictwie SZRP przez pryzmat pomiarów diagnostycznych wykonanych nowatorskimi metodami FAM-C i FDM-A.

Składa się z siedmiu rozdziałów.

W rozdziale 1 (Opis metod FAM-C i FDM-A) przedstawiono podstawowe zjawiska przekształcania wahań prędkości kątowej poszczególnych węzłów mechanicznych badanego zespołu napędowego na sygnał elektryczny. Podkreślono, że w metodach tych przetwornikiem jest prądnica pokładowa, zaś obserwowane są zmodulowania częstotliwości, które w dotychczasowej literaturze były uważane za zakłócenia. Tak więc „produkt uboczny” prądnicy pokładowej (prądnica służy etatowo do wytworzenia mocy do zasilania pokładowych odbiorników energii elektrycznej, a nie do przekształcania wahań prędkości kątowej węzłów mechanicznej w zmodulowania częstotliwościowe) stał się podstawą funkcjonowania tej metody diagnostycznej. Przy okazji w tym miejscu należy zaznaczyć, że często autorzy mówią o jednej metodzie – obie metody różnią się tylko rodzajem prądnicy-przetwornika: FAM-C korzysta z prądnicy prądu przemiennego, a FDM-A z prądnicy komutatorowej prądu stałego. Oczywiście w prądnicy prądu stałego analizuje się zmodulowania częstotliwości składowej pulsacji.

Przedstawiona metoda ma wiele zalet – wystarczy podłączyć aparaturę do dowolnego punktu sieci elektroenergetycznej, uruchomić zespół napędowy i wykonać kilkuminutowy pomiar. Metoda jest:

- a) nieingerencyjna (nie wymaga montowania dodatkowych czujników);
- b) tania – nie wymaga podłączania do struktury śmigłowca żadnych dodatkowych elementów ani ich demontażu po wykonaniu pomiaru; przygotowanie polega tylko na przyłączeniu końcówek wejściowych torów pomiarowych do

dowolnie wybranych elementów elektrycznie czynnych etatowej struktury instalacji elektrycznej śmigłowca;

- c) szybka – trójkanałowy test śmigłowca trwa ok. 20 minut;
- d) bezpieczna – miejsca przyłączenia do struktury elektrycznej śmigłowca można wybrać dowolnie daleko od stref niebezpiecznych maszyny;
- e) kompleksowa – monitoruje wszystkie węzły mechaniczne jednocześnie.

W rozdziale 2 (Właściwości metrologiczne metod FAM-C i FDM-A) omówiono:

- a) sposób próbkowania,
- b) błędy aparaturowe,
- c) błędy metodologiczne,
- d) sposób prowadzenia analizy stanu technicznego badanego zespołu napędowego.

W rozdziale 3 (Opis obiektów badań diagnostycznych) scharakteryzowano:

- a) zespoły napędowe śmigłowców, z uwzględnieniem historii ich rozwoju,
- b) ogólnie specyfikę eksploatacji śmigłowców z punktu widzenia zużywania się zespołów napędowych i elementów transmisji mocy oraz możliwość monitorowania ich węzłów mechanicznych metodami FAM-C i FDM-A. Rozwinięto pojęcie krotności jako metryczny wskaźnik rozdzielczości. Po raz pierwszy zestawiono wartości współczynnika krotności dla poszczególnych typów śmigłowców,
- c) dane konstrukcyjne zespołów napędowych niezbędne do późniejszej analizy wyników metodami FAM-C i FDM-A,
- d) problemy zużyciowe tarcz sterujących oraz sprzęgieł jednokierunkowych i połączeń wielowypustowych.

W rozdziale 4 (Układy pomiarowe do monitorowania zespołów napędowych metodami FAM-C i FDM-A) opisano strukturę układów pomiarowo-diagnostycznych stosowanych w praktyce pomiarowej autorów. Przedstawiono:

- a) aparaturę diagnostyczną, bazującą na zestawach pomiarowych sterowanych przez komputery przenośne, wymagające analizy wykonywanej przez uprawnionego diagnostę (eksperta),
- b) półautomatyczne testery obsługiwane przez techników, umożliwiające w trybie automatycznym lokalizowanie oraz określanie stopnia zużycia wybranych elementów mechanicznego zespołu napędowego (bez udziału eksperta).

W rozdziale 5 (Teoria sygnałów a zobrazowania FAM-C oraz FDM-A) zobrazowania i cechy obserwowanych (podczas procesu monitorowania podzespołów mechanicznych i analizy sygnału wyjściowego prądnic pokładowych) zjawisk pokazano w aspekcie teorii sygnałów. Ma to na celu pogłębienie zrozumienia obserwowanych zjawisk, jak i swoistą legitymizację metod FAM-C i FDM-A opracowanych w ITWL i według wiedzy autorów tylko przez niego stosowaną. Oprócz tego



opisano symulacje w Matlabie wielu opisywanych wcześniej zjawisk. Zaproponowano też zastosowanie transformaty Hilberta jako elementu strukturalnego uzasadniającego teoretycznie proces pomiarowo-diagnostyczny realizowany w praktyce przez metodę FAM-C.

W rozdziale 6 (Wybrane zagadnienia z praktyki diagnozowania zespołów napędowych śmigłowców wojskowych metodą FAM-C) porównano zobrazowania FAM-C z wynikami weryfikacji mechanicznej podzespołów: pomiarów mechanicznych lub przeglądów (przeglądy boroskopowe, komisyjne demontaże). Aby umożliwić czytelnikowi zrozumienie problemów eksploatacyjnych mechanicznych zespołów napędowych śmigłowców różnych typów, na początku tego rozdziału autorzy skrótowo omówili wady i zalety różnych systemów napędowych śmigłowców. Następnie opisano układ kompleksowego, autonomicznego diagnozowania zespołu napędowego statków powietrznych, znanego pod nazwą HUMS (*Health and Usage Monitoring Systems*). Jest to cel strategiczny rozwoju metod FAM-C i FDM-A – autorzy uważają, że metody te byłyby „idealnym” uzupełnieniem obecnych systemów HUMS, opartych na „tradycyjnych” technikach zbierania informacji diagnostycznych, wykorzystujących czujniki wibracji i temperatury. W kolejnych częściach rozdziału autorzy omówili dynamikę zużycia poszczególnych podzespołów śmigłowców. Skupili się tutaj na dynamice pracy i uszkodzeniach zespołu transmisji mocy, gdyż w tym wypadku należy poświęcić szczególnie dużo uwagi śmigłowcom o znacznym czasie eksploatacji.

Autorzy w tym rozdziale prezentują realne przypadki uszkodzeń różnych podzespołów układu transmisji mocy oraz konkretne zobrazowania FAM-C.

Rozdział 7 podsumowuje całość.

## 7.2. Istota metod FAM-C i FDM-A

Metody FAM-C nie były tworzone w ciszy akademickich rozważań, lecz niekiedy w trudnych warunkach eksploatacji wojskowych statków powietrznych (zespół badawczy pracował w otwartej przestrzeni, w bardzo różnych warunkach atmosferycznych, niekiedy na misjach wojskowych). Najbardziej obciążająca była jednak odpowiedzialność za bezpieczeństwo załogi śmigłowca, która miała prawo liczyć na niezawodność techniczną swojej maszyny podczas wykonywania niekiedy bardzo odpowiedzialnych i niebezpiecznych misji. System alarmowych wezwań do różnych awarii mechanicznych zespołów napędowych śmigłowców, których okres eksploatacji przekraczał często 30 lat, nie sprzyjał systematyzowaniu i opisowi matematycznemu zjawisk ani też dokumentowaniu rozwoju naukowego metod FAM-C i FDM-A. Metody te musiały być po prostu skuteczne – musiały wskazywać miejsce uszkodzenia i umożliwiać przewidzenie z odpowiednim wyprzedzeniem real-

nego zagrożenia dla bezpieczeństwa lotu śmigłowca, jakie powoduje uszkodzony podzespół mechaniczny. Ten styl poznania właściwości diagnostycznych metod FAM-C i FDM-A w diagnozowaniu śmigłowców wojskowych znalazł swoje odzwierciedlenie w układzie niniejszej monografii. Przyjęto zatem nie akademicką, lecz realno-praktyczną kolejność etapów pozyskiwania danych diagnostycznych:

1. Przyjęcie i udowodnienie hipotezy, że każda maszyna elektryczna (prądnicą prądu stałego lub przemiennego, prądniczka tachometryczna, czujnik reluktancyjny) napędzana przez mechaniczny zespół napędowy może pełnić, oprócz swoich etatowych funkcji (dostarczania energii elektrycznej do odbiorników, przekazywanie sygnału do układów automatycznej regulacji), również funkcję elementu osobliwego, przenoszącego informacje o stanie technicznym elementów tego mechanicznego zespołu napędowego.
2. Jedna maszyna elektryczna (wykorzystywana jako przetwornik diagnostyczny) przenosi informacje o stanie technicznym wielu węzłów mechanicznych jednocześnie.
3. Istnieją możliwości wymiernej oceny rozdzielczości i czułości maszyny elektrycznej wykorzystywanej w metodzie FAM-C do celów monitorowania węzłów mechanicznych.
4. Wykonywanie pomiarów FAM-C i FDM-A z wykorzystaniem kilku maszyn elektrycznych jednocześnie przy różnych konfiguracjach (pomiar trójfazowy, pomiar jednofazowy) umożliwia praktycznie monitorowanie stanu technicznego wszystkich najważniejszych podzespołów na raz.
5. Dla każdego typu śmigłowca można utworzyć (przedstawiono liczne przykłady) katalog wymiernych parametrów, umożliwiających identyfikację poszczególnych podzespołów mechanicznych z reprezentującymi je zbiorami charakterystycznymi oraz klasyfikację ich stanu technicznego.
6. Monitorując przez dłuższy czas dany zespół napędowy, można obserwować szeregi skomplikowanych procesów, związanych z:
  - dynamiką maszyn, np. obserwacje sprzężeń rezonansowych pomiędzy odległymi geometrycznie podzespołami,
  - tribologią, np. poprzez zjawiska bazujące na przeistaczaniu się jednego modelu zużycia, np. łożyska tocznego (np. z modelu o zwiększonych oporach) w inny model (np. w model rezonansowy łożyska tocznego).

W swej działalności służbowej autorzy wykryli lub współuczestniczyli w wykryciu i zdefiniowaniu związków przyczynowo-skutkowych różnych uszkodzeń mechanicznego zespołu napędowego śmigłowców:

- a) skręcenie wału transmisji śmigłowca,

- b) zbyt szybkie wycieranie się szczotek w prądnicy prądu stałego z uwagi na rezonans łożyska górnego przekładni głównej śmigłowca, skutkujące wahaniami prędkości obrotowej tulei napędowej,
- c) odkręcenie się nakrętki-pokrywy łożyska wału wejściowego przekładni tylnej śmigłowca,
- d) wytarcie wielowypustu tulei napędzającej wałek prądnicy,
- e) uszkodzenie (przerwanie) separatora koszyka łożyska tocznego,
- f) uszkodzenie łożyska głównego tarczy sterującej,
- g) zerwania pasowania i poluzowanie tulei dystansowej pomiędzy pierścieniem zewnętrznym łożyska tocznego a gniazdem łożyskowym.

Niektóre z tych pozornie błahych defektów okazują się niekiedy „wierzchołkiem góry lodowej”, groźnego zjawiska mechanicznego, które może doprowadzić do ciężkiego uszkodzenia statku powietrznego. 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. 7.1).

Metoda FAM-C pomaga w szybkim definiowaniu problemu i dojściu do prawdziwego 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 wypracowane i praktycznie weryfikowane. Umożliwia to szybszą i skuteczniejszą klasyfikację diagnostyczną wielu elementów mechanicznego zespołu napędowego śmigłowca. Do takich parametrów metrycznych należą:

1. Określenie dobroci drgań własnych łożyska tocznego  $Q$  na podstawie szerokości pasma zbioru charakterystycznego i jego częstotliwości nośnej – wzór (6.2). 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. Obliczenie bieżącej wartości 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.



**Rys. 7.1.** Śmigłowiec Mi-24 z przerwanym systemem 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) skrzynka napędu agregatów (SNA) po wyrwaniu się z poszycia belki ogonowej; d) – wyłamane zęby w SNA będące przyczyną przerwania transmisji mocy do wirnika śmigła ogonowego

3. Obliczenie wartości znamionowej  $p_{sN}$  dla warunków toczenia bez poślizgu – wzór (3.8). Autorzy zmierzili lub pozyskali dane katalogowe średnicy elementów toczyńnych i średnicy bieżni – zestawili dane dla wszystkich diagnozowanych

łożysk tocznych w różnych podzespołach mechanicznych zespołu napędowego badanych typów śmigłowców – tablice zestawieniowe w rozdziale 3.

4. 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 3.8):
  - 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. katastrofa Il-62.

Pomimo swego nowatorstwa naukowego, metoda jest stosowana w praktyce z dobrymi rezultatami od ponad dwudziestu lat. Nowatorstwo polega tu nie na krótkim okresie stosowania, lecz na braku kompleksowego opisu matematycznego. Zespół autorów składa się z pracowników naukowych i inżynierów różnych specjalności realizujących zadania badawcze związane ze wsparciem eksploatacyjnym i zapewnieniem bezpieczeństwa lotów wojskowych statków powietrznych RP. Autorzy uważają, że liczba celnych diagnoz zespołów napędowych potwierdzonych weryfikacją mechaniczną upoważnia do utworzenia kompletnego, zwartego aparatu matematycznego. Do tego celu potrzebna jest współpraca ze środowiskami akademickimi.

## 7.3. Metody FAM-C i FDM-A jako element nowatorski w teorii naukowej

### 7.3.1. Metody FAM-C i FDM-A a teoria sygnałów

W metodach FAM-C i FDM-A jako przetwornik wykorzystywana jest prądnica pokładowa (odpowiednio prądu przemiennego lub stałego) generująca składową przemienną napięcia wyjściowego. Częstotliwość zmodulowań prędkości kątowej uszkodzonych elementów mechanicznych jest synchronicznie odwziewiedlona w modulacjach częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy-przetwornika. Zatem przyrost czasu przebiegu napięcia pomiędzy kolejnymi przejściami przez zero jest synchronicznie związany z okresem przejść przez poziom zero oscylacji prędkości

kątowej danego elementu mechanicznego. Jest to tzw. próbkowanie pierwotne albo elektromaszynowe.

W przypadku próbkowania synchronicznego, jak twierdzą autorzy nielicznych publikacji, np. [25], nie obowiązuje warunek Kotelnikowa–Shannona. Nie podają oni jednak konkretnych zależności liczbowych. Autorzy niniejszej publikacji zaobserwowali, że w metodach FAM-C i FDM-A zadowalający poziom obserwacji wielu usterek mechanicznych można uzyskać już przy stosunku próbkowania elektromechanicznego do obserwowanego przebiegu wynoszącym 1,2 – jest to więc pierwszy konkretny element w teorii i praktyce przetwarzania synchronicznego sygnałów diagnostycznych. Dla porównania, w metodach niesynchronicznych stosunek ten musi wynosić powyżej 2,5.

W tym miejscu należy także rozwinąć kwestię próbkowania wtórnego. Jest to próbkowanie niezynchronizowane z badanym sygnałem pierwotnym. To typowy sposób pomiaru czasu (metodą pośrednią), omówiony na początku niniejszej monografii, stosowany już w latach pięćdziesiątych w systemach nawigacji dalekiego zasięgu Omega. Gdyby to tzw. drugie próbkowanie zsynchronizować ze zjawiskami drgań mechanicznych, to czułość, rozdzielczość i dokładność pomiarów jeszcze uległaby zwiększeniu.

Innym wątkiem nieporuszonym w niniejszej monografii jest możliwość skorelowania dotychczasowej dyskretnej struktury metod FAM-C i FDM-A z pomijaną dotychczas metodą amplitudowo-analogową. Wówczas analiza stanu technicznego zespołu napędowego mogłaby się odbywać na dwa sposoby – w oparciu o:

- a) analizę funkcji ciągłej dynamiki zmian amplitudy napięcia prądnicy-przetwornika – metoda analogowo-amplitudowa,
- b) analizę funkcji dyskretnej dynamiki zmian częstotliwości chwilowej prądnicy-przetwornika – metoda dyskretno-częstotliwościowa.

Bazowanie na metodzie amplitudowo-analogowej obarczone jest znacznymi błędami, z uwagi na:

- a) wpływ regulatorów napięcia, które tłumią dynamikę amplitudy napięcia,
- b) niską odporność na radiowe zakłócenia przewodzone i promieniowane,
- c) indukowanie się impulsów szpilkowych w czasie oddziaływania aparatury komutacyjno-sterującej pokładowej sieci elektrycznej,
- d) powstawanie stanów przejściowych podczas obciążania sieci przez odbiorniki (impulsy zanikowe) lub podczas ich wyłączenia (impulsy przepięciowe),
- e) zmiany poziomu spadków napięcia w obwodzie powrotnym prądu elektrycznego na skutek zmian rezystancji segmentów składowych tego obwodu (zmiany rezystancji styku metalizacyjnego na połączeniach nitowanych lub śrubowych poszycia, zmiany rezystancji połączeń linek metalizacji z elementami konstrukcji statku) podczas drgań i wibracji tych elementów,

f) zmiany poziomu spadków napięcia w obwodzie powrotnym prądu elektrycznego na skutek powstawania pomiędzy niektórymi elementami poszycia (tworzącymi obwód powrotny prądu elektrycznego) różnicy potencjałów wywołanych elektrycznością statyczną lub prądem przepływu pioruna, zjawiskami na stykach o różnoimiennych potencjałach elektrochemicznych.

Włączenie metody amplitudowo-analogowej do metod FAM-C i FDM-A może umożliwić:

- 1) diagnozowanie stanu technicznego pokładowej sieci elektrycznej [284],
- 2) diagnozowanie prostych wad mechanicznych montażu prądnicy-przetwornika, jak np. przekoszenie lub mimośrodowość połączenia wałka napędowego prądnicy z zespołem napędowym – zazwyczaj nie podejmują one problemu diagnozowania żądanych elementów w głębi zespołu napędowego: przekładni, układów transmisji, podpór łożyskowych, silników napędowych, a jedynie wpływ wad montażu prądnicy do zespołu napędowego. Oczywiście istnieje literatura, nawet bardzo rozbudowana, mówiąca o diagnozowaniu węzłów mechanicznych, lecz nie mają one nic wspólnego z prądnicami pokładowymi ani z siecią elektryczną SP. Potwierdza się więc lansowany przez autora pogląd, że dotychczasowe badania nad procesami mechanicznymi rozwijały się w pewnym odseparowaniu od badań nad zjawiskami elektrycznymi zachodzącymi na pokładzie statku powietrznego lub pływającego.

Docelowo obie te metody będą przez autorów połączone i zintegrowane (rys. 7.1). Utworzona zostanie tym samym nowa jakość narzędzia poznawczego. Analiza opisanych wycinkowo w literaturze poszczególnych parametrów będzie pogłębiona i rozszerzona na elementy w głębi zespołu napędowego: przekładnie, układy transmisji, podpory łożyskowe, silniki napędowe. Jednakże będzie również wykazane, że badania oparte na analizie funkcji ciągłej dynamiki zmian amplitudy napięcia prądnicyprzetwornika mają pierwszorzędne znaczenie dla diagnostyki pokładowej sieci elektrycznej, ale w przypadku zastosowania do diagnozowania zespołu napędowego odznaczają się znacznym poziomem zaszumienia i zniekształcenia pierwotnego sygnału diagnostycznego, wynikającego z wad a÷f. Niemniej metoda analogowo-amplitudowa jest łatwo dostępna dla użytkownika – na pokładzie jest szereg mierników kontrolujących liczne parametry analogowe. Jest to metoda prosta i tania.

Znacznie bardziej odporne na ww. zakłócenia, jak wspomniano, są metody dyskretno-częstotliwościowe oznaczone roboczymi symbolami: FAM-C i FDM-A, bazujące na analizie funkcji dyskretnej dynamiki zmian częstotliwości chwilowej napięcia. Metody te zostały opracowane i opatentowane przez redaktora naukowego monografii z pomocą kolejnych grup współpracowników pomagających mu na etapach trzydziestoletniego rozwoju metody.

W ostatnim dziesięcioleciu pojawiły się publikacje dotyczące, na razie w formie rozważań matematyczno-teoretycznych, możliwości rozszerzenia znanej od przełomu XIX i XX w. podstawowej analizy Fouriera o stworzenie układów adaptacyjnych mogących analizować zmodulowania częstotliwości przebiegu (nie tylko amplitudy) i to w dodatku niekoniecznie dla powtarzających się periodycznie zjawisk zakłóceńowych [48, 92, 235, 319, 363]. Dzięki temu możliwe będzie przyłączenie szeroko pojętych elementów analizy Fouriera do rozbudowanej struktury kolejno wdrażanych praktycznie systemów diagnostycznych FAM-C i FDM-A.

### **7.3.2. Prądnica pokładowa jako przetwornik diagnostyczny**

Prądnica jest specyficznym (osobliwym) elementem zespołu napędowego, umożliwiającym monitorowanie i diagnozowanie tego zespołu; ma ona właściwości pasmowo-filtracyjne w stosunku do pierwotnego sygnału diagnostycznego, generowanego przez poszczególne pary kinematyczne badanego mechanicznego zespołu napędowego. Każdy typ prądnicy ma inne pasmo widzialności zależne od jej parametrów konstrukcyjnych. Częstotliwość nośna tego pasma dla prądnicy prądu przemiennego jest wprost proporcjonalna do liczby biegunów, zaś dla prądnicy prądu stałego do liczby żłobków wirnika. Pasma to można zmienić poprzez zmianę:

- 1) konfiguracji fazowej – stosowanie raz pomiaru jednofazowego o dużej rozdzielczości (dla zjawisk oscylacji elementów mechanicznych wolnozmiennych), raz pomiaru trójfazowego (dla zjawisk oscylacji elementów mechanicznych średniozmiennych);
- 2) sposobu zliczania częstotliwości chwilowej:
  - a) zliczanie pełnookresowe,
  - b) jednopółkowe, tj. półokresowe;
- 3) wykorzystania napięcia podwzбудnicy (3 x 47 V, 800 Hz, pomiar trójfazowy), czyli gdy pasmo obserwowalności przesuwa się dwukrotnie w stosunku do pasma obserwowalności systemu 3 x 200 V, 400 Hz.

## **7.4. Praktyczne aspekty metod FAM-C i FDM-A – znaczenie dla techniki i diagnostyki maszyn**

W początkowej fazie rozwoju metod FAM-C i FDM-A autorzy uważali, że tymi metodami można badać jedynie elementy wirujące zespołów napędowych, jeżeli są one położone w układzie kinematycznym przenoszenia mocy pomiędzy pierwotnym źródłem energii mechanicznej (np. turbina silnika turbodrzutowego) a wałkiem napędowym prądnicy-przetwornika [226]. Dalsze badania na obiektach rzeczywistych wykazały, że możliwe jest także diagnozowanie torów bocznych, tj. położonych poza torem głównym. Warunkiem jest, aby wzbudzone przez podzespół



drgania miały energię wystarczającą do oddziaływania na gniazdo napędowe prądnicy-przetwornika. Dzięki temu możliwe było np. wykrycie uszkodzonego łożyska głównego w przekładni WR-24 śmigłowca Mi-24 (p. 6.2.1.4) oraz wykrycie zużytego połączenia zabieraka-synchronizatora z wałem głównym śmigłowca Mi-17 (p. 6.2.3.4). Na marginesie można zaznaczyć, że w przypadku łożysk tocznych, gdzie główne procesy dynamiczne, a więc i drgania pierwotne, jak również dynamika współpracy pomiędzy elementami tocznymi a koszykiem-separatorem, są ukryte pod masywnym „płaszczem” pierścienia zewnętrznego, monitorowanie metodą wibroakustyczną jest bardzo utrudnione. Sugeruje to m.in. opracowanie [256], gdzie opisano eksperymentalne badania i teoretyczne rozważania związane z badaniami zamodelowanych uszkodzeń łożysk tocznych (uszkodzenia bieżni wprowadzonych metodą erozyjną do rzeczywistych łożysk). Stwierdzono, że im większe były gabaryty łożyska, tym trudniejsze stawało się wykrywanie jego uszkodzenia metodą wibroakustyczną. Monitorowanie stanu technicznego łożysk metodą wibroakustyczną komplikuje także udział filmu olejowego zarówno pod kątem izolowania ogólnego wibracji, jak i dynamiki tarcia pomiędzy elementami ruchomymi i nieruchomymi [56, 97]. Tymczasem wykrywanie podobnych uszkodzeń metodą FAM-C nie narażało autorów niniejszej monografii na większe trudności.

Zaznaczone powyżej osiągnięcia w monitorowaniu łożysk metodą FAM-C są znacznie szersze i zostały szczegółowo omówione we wcześniej wydanej monografii [154]. Równie ciekawa, chociaż nie do końca przebadana metodami FAM-C i FDM-A, jest problematyka monitorowania pęknięć zmęczeniowych kół zębatych [206] oraz wałów napędowych [308].



## LITERATURA

1. Abramov B.I.: *Koliewania priamozubnych zubiczatykh kolies*, Charków 1968.
2. Adams D.E.: *Health monitoring of structural materials and components. Method with applications*, Chichester 2007.
3. Ahrabian A., Looney D., Stanković L., Mandić D.: *Synchrosqueezing-based time-frequency analysis of multivariate data*. *Signal Processing*106(2015) 331–341.
4. Aleksiejew W.J., Barukow F.J. i in.: *Radioelektronika, cz. 1*. WKŁ, Warszawa 1973.
5. An M., Brodzik A.K.: *Ideal Sequence Design in Time-frequency Space: Applications to Radar, Sonar, and Communication Systems*. Springer, Science & Business Media, 2008.
6. Andrejewicz J.: *Chaos i synchronizacja w układach fizycznych*. Monografie, Łódź 1993.
7. Andrejewicz J.: *Drgania deterministyczne układów dyskretnych*. WNT, Warszawa 1993.
8. Antonowicz J.: *Automatyka*. WNT, Warszawa 1973.
9. Antosiewicz K.: *Generacja i synteza częstotliwości*. Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2015.
10. Antoszkiewicz K.: *Generacja i synteza częstotliwości*. Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2015.
11. Augustyn S., Gębura A.: *Capabilities of the FAM-C method to diagnose the accessory gearboxes and transmission – train assemblies of the Mi-24 helicopters (Możliwości diagnozowania skrzyń napędów i zespołów transmisji śmigłowca Mi-24 metodą FAMC)*. Research Works of Air Force Institute of Technology (Prace Naukowe ITWL), nr 30, 2010.
12. Ayes B.W., Arnold S., Vining Ch., Howard R.: *Application Of Generation 4 Non-Contact Stress Measurement System On HCF Demonstrator Engines*,

- Proc. Of 10th National Turbine Engine High Cycle Fatigue (HCF) Conference. Dayton, USA, www.hcf.ut Dayton.com. 2005.
13. *Badania zdarzenia lotniczego nr 213/2011/2 – wypadku ciężkiego (awarii) śmigłowca Mi-24W numer 737, zaistniałego w Samodzielnej Grupie Powietrznej VIII zmiany PKW Afganistan, dnia 26 stycznia 2011 r., w środę, o godz. 12.17 LMT, w dzień VF.* Komisja Badania Wypadków Lotnictwa Państwowego, Poznań 2011.
  14. Balageas D., Fritzen C., Güemes A.: *Structural health monitoring*, London 2006.
  15. Balaji G.N., Prabha R., Shanthini E., Jayageetha J., Lagha M.: *Rapid low power Synchronous circuits using transmission Gates*. BYAENSI Publication EISSN: 1998-1090.
  16. Balicki W., Szczeciński S.: *Diagnostyka lotnicza silników turbinowych w USA*. Wojskowy Przegląd Techniczny i Logistyczny, nr 5/1996.
  17. Banasiuk H.: *Rozkład odchylek wykonawczych i jego wpływ na trwałość uzębienia w kołach walcowych o zębach prostych*. Praca doktorska, Łódź 1965.
  18. Baranowski B., Głowala S., Mostowski R., Pohl P., Sydor M., Torzyński D., Wielocha G., Zabłocki M.: *Podstawy konstrukcji napędów maszyn*. Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań 2007.
  19. Barczewski R.: *Poliharmoniczna filtracja rekreacyjna – diagnostycznie zorientowana metoda analizy sygnału*. Materiały X Szkoły Diagnostyki. Poznań – Zajączkowo 1992.
  20. Barszewski W.: *Śmigłowiec w locie*. Wyd MON, Warszawa 1956.
  21. Barwell F.T.: *Łożyskowanie*. Wydawnictwo Naukowo-Techniczne, Warszawa 1984.
  22. Belahcen A.: *Magnetoelasticity, magnetic forces and magnetostriction in electrical machines*. Doctoral thesis, Helsinki University of Technology Department of Electrical and Communications Engineering Laboratory of Electromechanics, August, 2004.
  23. Beltrán J.R., Ponce de León J.: *Estimation of the instantaneous amplitude and the instantaneous frequency of audio signals using complex wavelets*. Signal Process, 90 (12), 2010.
  24. Bendat J.S., Piersol A.G.: *Engineering applications of correlation and spectral analysis*. New York – Toronto 1980.
  25. Bernhard M. i in.: *Mały poradnik mechanika. Tom II. Podstawy maszyn. Maszynoznawstwo*. WNT, Warszawa 1994.
  26. Będkowski L.: *Elementy diagnostyki technicznej*. Wyd. WAT, Warszawa 1991.

27. Będkowski L., Dąbrowski T.: *Model eksploatacyjny obiektu technicznego w ujęciu trójprocesowym*. III International Scientific-Technical Conference Expo-Diesel&Gas Turbine'03. May 5–9, 2003.
28. Będkowski L., Rozwadowski T.: *Optymalizacja kontroli stanu wieloparametrowych obiektów złożonych metodą programowania dynamicznego*. Biuletyn WAT nr 1(161), Warszawa 1966.
29. Białkowski G.: *Mechanika klasyczna. Mechanika punktu materialnego i bryły sztywnej*. PWN, Warszawa 1973.
30. Biarda D., Falkowski P., Gębura A., Kowalczyk A.: Opis patentowy PL 175645B1, *Sposób diagnozowania technicznego elementów sprzęgających silnik, a zwłaszcza lotniczy silnik spalinowy, z prądnicą prądu stałego*. 29.01.1999.
31. Biarda D., Falkowski P., Gębura A., Kowalczyk A.: Opis patentowy PL 175664B1, *Sposób diagnozowania technicznego elementów sprzęgających silnik, a zwłaszcza lotniczy silnik spalinowy, z prądnicą prądu przemiennego*. 29.01.1999.
32. Biarda D., Falkowski P., Gębura A., Kowalczyk A.: Opis patentowy PL 175674B1, *Sposób diagnozowania technicznego elementów sprzęgających silnik, a zwłaszcza lotniczy silnik spalinowy, z prądnicą prądu stałego*. 29.01.1999.
33. Biarda D., Falkowski P., Gębura A., Kowalczyk A.: Opis patentowy PL 182554 B1, *Sposób diagnozowania technicznego elementów sprzęgających silnik, a zwłaszcza lotniczy silnik spalinowy, z prądnicą prądu przemiennego*. 02.04.2002.
34. Biela J., Macek-Kamińska K.: *Badania diagnostyczne wirników generatorów synchronicznych*. Prace Naukowe Instytutu Maszyn, Napędów i pomiarów Elektrycznych Politechniki Wrocławskiej, Vol. 62, 2008.
35. Bielawski P., Bejger A.: *Aligment of marine generating set shafts: operational problems and inspection methods*. III International Scientific-Technical Conference Expo-Diesel&Gas Turbine'03. May 5–9, 2003.
36. Bilinskis I.: *Digital Alias-free Signal Processing*. Wiley, 2007.
37. Biszop R.: *Koliebanija*. Wydawnictwo „Nauka”, Moskwa 1968.
38. Björck A., Dahlquist G.: *Metody numeryczne*. PWN, Warszawa 1987.
39. Bogdanow A.F., Wasim W.W., Dulin W.N. i in.: *Radioelektronika, cz. 1*. WKŁ, Warszawa 1971.
40. Bomba J., Kaleta J.: *Investigation of magnetostrictive sensor to quasi-static conditions*. 22nd DANUBIA-ADRIA Symposium on Experimental Methods in Solid Mechanics, Monticeli Terme/Parma – Italy 2005.
41. Borgoń J., Stukonis M., Szymczak J.: *Czy uszkodzenia połączeń wielowypustowych w silnikach lotniczych mogą spowodować wypadki lotnicze*. Informator

- ITWL nr 311/93, Techniczne problemy eksploatacji i niezawodności wojskowych statków powietrznych, Kiekrz 1993.
42. Bratuchin J.P.: *Projektowanie i konstrukcje śmigłowców*. PWN, Warszawa 1958.
43. Budzik G., Bogdan K., Jacek P.: *Defining influence of load conditions on distribution and value of stress in dual-power-path gear wheels applying FEM*. Aircraft Engineering Aerospace Technology, Vol. 85, Iss. 6, 2013.
44. Bukowski L., Tomaszewski H., Janowski J., Jaworski J.: *Sposób kontroli stanu technicznego łożyska tocznego*, opis patentowy nr PL173059, numer zgłoszenia 302258, 30.01.1998.
45. Butowski P.: *Śmigłowiec szturmowy Mi-24*. Wyd. MON, 1990.
46. Campbell W.: *Elastic fluid turbine rotor and method of avoiding tangential bucket vibration therein*. Patent US 1.502.904. 1924.
47. Cao H., Fan F., Zhou K., He Z.: *Wheel-bearing fault diagnosis of trains using empirical wavelet*. Measurements, 2016.
48. Cao H., Songtao Xi, Xuefeng Chen, Shibin Wang: *Zoom synchrosqueezing transform and iterative demodulation: Methods with application*. Mechanical Systems And Signal Processing, December 2015, DOI: 10.1016/j.ymssp.2015.11.030.
49. Carrington I.B., Wright J.R., Cooper J.E., Dimitriadis G.: *A comparison of blade tip timing data analysis methods*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G, Journal of Aerospace Engineering. Vol. 215, No. 5, 2001.
50. Cempel C.: *Diagnostyka wibroakustyczna maszyn*. PWN, Warszawa 1989.
51. Cempel C.: *Podstawy wibroakustycznej diagnostyki maszyn*. WNT, Warszawa 1982.
52. Centralnyi Institut Aviacjonnoho Motopostrojenjia imieni P.I. Baranova: *Informacionno-izmenitielnaja sistema kontrolia sistemi aviacionnych i obszczemaszino strojennych reduktorov, privodov i korbok pieriedacz*. Moskva 1990.
53. Chaimzov M.E., Kryłow K.A., Korablev A.I.: *Nadieżność awiacionnych raziemnych soiedinienij*, „Transport”, Moskva.
54. Chaimzow M.E., Korablijev A.I.: *Rabotosposobnost awiacionnych zubcnych soiedinienii*. „Transport”, Moskva 1983.
55. Charchalis A., Grządziela A.: *Diagnostowanie stanu współosiowości elementów transmisji momentu obrotowego metodą pomiaru sygnałów wibroakustycznych z łożyska nośnego*. Problemy Eksploatacji, nr 2/99.
56. Chasalevris A., Papadopoulos C.: *A novel semi-analytical method for the dynamics of nonlinear rotor-bearing systems*. Mechanism and Machine Theory 72, 2014, DOI 10.1016/j.mechmachtheory.2013.09.014.
57. Chwaleba A., Poniński M., Siedlecki A.: *Metrologia elektryczna*, WNT, Warszawa 1979.

58. Couberghe B.: *Applied frequency – domain system identification in the field of Experimental Operational Modal Analysis*, PhD thesis. Vrije Universiteit Brussel 2004.
59. Coulson J.: *Fale. Modele matematyczne*. WNT, 1982.
60. Cui L., Zhang Y., Zhang F., Zhang J., Lee S.: *Vibration response mechanism of faulty outer race rolling element bearings for quantitative analysis*. Journal of Sound and Vibration, Vol. 364, 2016.
61. Dadouche A., Rezaei A., Wickramasinghe V., Dmochowski W., Bird J.W., Nieztsche F.: *Sensitivity of Air-Coupled Ultrasound and Eddy Current Sensors to Bearing Fault Detection*. Tribology Transactions, 51:2008.
62. Danilin A.I., Tchernyavsky A.Zh.: *Criteria of discrete phase control of blade working condition and their feasibility in systems of turbine driven set automatic control*. VESTNIK SGAU No 1(2009), <http://www.ssau.ru.>, 2009.
63. Dąbrowski M.: *Pola i obwody magnetyczne maszyn elektrycznych*. WNT, Warszawa 1971.
64. Dąbrowski T.: *Diagnozowanie stanu wybranej klasy obiektów technicznych w warunkach losowych zakłóceń*. Rozprawa doktorska. WAT, Warszawa 1977.
65. Dąbrowski Z., Radkowski S., Wilk A. The dynamics of gear. Research and simulation in the design of exploitation-oriented. ITEE, Radom 2000.
66. Dąbrowski T.: *Planowanie badania diagnostycznego w oparciu o chwilowe wartości cech sygnału diagnostycznego*. Biuletyn WAT, nr 7(275), Warszawa 1977.
67. Dąbrowski Z.: *Wały maszynowe*. PWN, Warszawa 1999.
68. Deng D., Braun M. J.: *A New Model for Transition Flow of Thin Films In Long Journal Bearings*. Tribology Transactions, 51:2008.
69. Dietrich M. *Podstawy konstrukcji maszyn*. T2, WNT, Warszawa 1999 r.
70. Dobrowolski A.: *Pod maską SPICE’A – metody i algorytmy analizy układów elektronicznych*. Wydawnictwo BTC, Warszawa 2004.
71. Dobrowolski A., Komur P., Sowiński A.: *Projektowanie i analiza wzmacniaczy małosygnałowych*. Wydawnictwo BTC, Warszawa 2005.
72. Dowództwo Wojsk Lotniczych: *Przekładnia główna WR-24. Opis techniczny i eksploatacja*. Lot. 2136/81.
73. Dowództwo Wojsk Lotniczych: *Śmigłowiec Mi-24 wszystkich wersji. Jednolity zestaw usług technicznych. Płatowiec i zespół napędowy*. Lot. 2550/86.
74. Dowództwo Wojsk Lotniczych: *Śmigłowiec Mi-24W. Opis techniczny – Książka 2 – Płatowiec i silnik*. Lot. 2710/88, Poznań 1989.
75. Dowództwo Wojsk Lotniczych: *Śmigłowiec Mi-24W. Opis techniczny – Książka 2 – Płatowiec i zespół napędowy*. Lot. 2692/87, Poznań 1989.

76. Dowództwo Wojsk Lotniczych: *Technologia obsługi okresowych do JZOT śmigłowca Mi-24D. Płatowiec i silnik*. Lot. 2710/88, Poznań 1982.
77. Draganić A., Brajović M., Orović I., Stanković S.: *A Software Tool for Compressive Sensing based Time-Frequency Analysis*. Conference paper, September 2015.
78. Drzewiecki J.: *Methodology of gaining information about engine load in particular cylinders on the basis of course of crankshaft's transient rotational speed*. III International Scientific-Technical Conference Expo-Diesel&Gas Turbine'03. May 5-9, 2003.
79. Duan F., Fang Z., Sun Y., Ye S.: *Real Time Vibration Measurement Technique Based On Tip-Timing For Rotating Blades*. Opto-Electronic Engineering, 2005, 30(1), <http://www.paper.edu.cn>.
80. Dutkiewicz M., Radulski W., Zielek G.: *Analiza dynamiki turbozespołu w ujęciu przemysłowym*, Elbląg 2002.
81. Dynarski P. i in.: *Podstawy transmisji cyfrowej*. Wyd. Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1999.
82. Dziama A., Michniewicz M., Niedźwiedzki A.: *Przekładnie zębate*. PWN, Warszawa 1978.
83. Dzida M.: *Identyfikacja przyczyn niestacjonarności oraz niestabilności temperatury i ciśnienia gazów za komorą spalania turbiny gazowej*. Gdańsk 2000.
84. Dziecioł E.: *Mikrofalowy układ homodynamiczny dozoru stanu technicznego turbiny łopatkowej silnika lotniczego*. Rozprawa doktorska, ITWL, Warszawa 2003.
85. Dziwoki G.: *A cost function analysis of a blind phase acquisition method*. IEEE International Symposium on Industrial Electronic, Gdańsk 2011.
86. Dzygadło Z., Łyżwiński M., Szczeciński S., Wiatrek R.: *Zespoły wirnikowe silników turbinowych*. Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1982.
87. Ehrlenspiel K.: *Betriebserfahrungen mit Stirnrad- und Planeten-getrieben – Maßnahmen zur Schadenverhütung*. Der Maschinenschaden 45 (1.8), 1972.
88. *Encyklopedia mechaniki*. Warszawa 1994.
89. Fagot J., Magne P.: *Teoria modulacji częstotliwości w zastosowaniu do łączności mikrofalowych*. WKŁ, Warszawa 1965.
90. Fatih Karpat, Ekwaro-Osire S.: *Influence of Tip Relief Modification on the Wear of Spur Gears with Asymmetric Teeth*. Tribology Transactions, 51: 2008.
91. *Fazoimpulsowy miernik momentu*, Patent RFN nr 206033, 1973.
92. Feng Z., Chen X., Liang M.: *Iterative generalized synchrosqueezing transform for fault diagnosis of wind turbine planetary gearbox under nonstationary conditions*, Mech. Syst. Signal Process. 52, 2015.
93. Fichtenholz G.M.: *Rachunek różniczkowy i całkowity*. PWN, 1975.



94. Flotow A., Drumm M.J.: *Engine Sensing Technology Hardware & Software To Monitor Engine Rotor Dynamic Using Blade Time-Of-Arrival And Tip Clearance*, Hood River, USA 2002.
95. Fonteyn K.A.: *Energy-Based Magneto-Mechanical Model for Electrical Steel Sheets*. TKK Dissertations 234, Aalto University School of Science and Technology Faculty of Electronics, Communications and Automation Department of Electrical Engineering, Espoo (Finland) 2010.
96. Frey F., Thiemeier J., Öehle C., Keßler M., Krämer E.: *Aerodynamic interactions on airbus helicopters' compound helicopter racer in hover*. Journal of the American Helicopter Society 65(4), DOI:10.4050/JAHS.65.042001.
97. Fulei Chu, Zhengsong Zhang: *Periodic, quasi-periodic and chaotic vibrations of a rub-ivipact rotor system supported on oil film*. International Journal Of Engineering Science, Vol. 35, No. 10.
98. Furmanek S., Kraszewski Z.: *Niezawodność łożysk tocznych*. Wydawnictwa Przemysłowe WEMA, Warszawa 1989.
99. Gabelli A., Morales-Espejel G.E., Ioannides E.: *Particle Damage in Hertzian Contacts and Life Ratings of Rolling Bearings*. Tribology Transactions, 51: 2008.
100. Gajda J., Sroka R.: *Pomiary kata fazowego – Metody – układy – algorytmy*. Kraków 2000.
101. Gajo Z., Kocimowski B., Kulpa K., Naęcz M., Urbaś A.: *Sygnaly i systemy. Ćwiczenia laboratoryjne*. Red. J. Wojciechowski, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2000.
102. Gawron S.: *Dwustopniowy, wolnoobrotowy generator synchroniczny z magnesami trwałymi*. Prace Naukowe Instytutu Maszyn, Napędów i pomiarów Elektrycznych Politechniki Wrocławskiej, Wrocław 2008.
103. Gądek K.: *Wzorce czasu w metrologii cyfrowej i mikroprocesorowej*. Kraków 2011.
104. Gębura A., Biarda D., Kowalczyk A., Falkowski P.: *Komputerowe metody diagnozowania napędów prądnic lotniczych*. Materiały z II Szkoły – Konferencji „Metrologia wspomaganą komputerowo”, tom 3, MWK'95.
105. Gębura A., Biarda D., Kowalczyk A., Falkowski P.: *Metoda FAM-C diagnozowania stanu technicznego napędu lotniczej prądnicy prądu przemiennego* Informator ITWL nr 338/96. 4th International Conference Aircraft and Helicopters Diagnostic AIRDIAG'95; December 1995.
106. Gębura A., Biarda D., Kowalczyk A., Falkowski P.: *Wybrane problemy oceny niezawodności i bezpieczeństwa lotniczych skrzyń napędowych statków powietrznych metodami elektrycznymi*. Informator ITWL nr 335/96. Materiały na VI Sympozjum Bezpieczeństwa Systemów, 1996.

107. Gębura A., Biarda D., Kowalczyk A.: *Badanie przyczyny niezdatności układu napędowego prądnicy prądu przemiennego samolotu MiG-29 (elektryczne metody pomiaru stanu technicznego układu napędowego)*. Informator ITWL nr 317/94.
108. Gębura A., Budzyński P.: *Sposób diagnozowania technicznego elementów sprzęgających silnik, a zwłaszcza lotniczy silnik spalinowy z prądnicą prądu przemiennego*. Opis patentowy Pat.188758, zgł. 16.06.1999.
109. Gębura A., Budzyński P.: *Sposób diagnozowania technicznego elementów sprzęgających silnik, a zwłaszcza lotniczy silnik spalinowy z prądnicą prądu stałego*. Opis patentowy Pat.188759, zgł. 16.06.1999.
110. Gębura A., Ciepliński M., Tokarski T.: *Metodyka badań górnego łożyska przekładni głównej WR24 – Dokument nr 073/OP/43/19*, niepublikowane, Warszawa 2019.
111. Gębura A.: *Diagnostic of aircraft power transmission track based on the analysis of generator's frequency*. Journal of Technical Physics, No. 1/2002.
112. Gębura A., Falkowski P., Kowalczyk A., Lindstedt P., *Diagnostowanie skrzyń napędowych*. Zagadnienia Eksploatacji Maszyn, zeszyt 4/97(120).
113. Gębura A., Falkowski P., Kowalczyk A.: *Diagnostowanie zespołów napędowych statków powietrznych metodą analizy modulacji częstotliwości prądnic lotniczych*. [w:] Gardulski J.: *XXVI Ogólnopolskie Sympozjum Diagnostyka Maszyn*, Katowice 1999.
114. Gębura A., Falkowski P., Kowalczyk A.: *Lotnicze prądnice pokładowe statku powietrznego źródłem sygnałów diagnostycznych skrzyń napędowych*. III Szkoła – Konferencja „Metrologia wspomagana komputerowo”, Tom 2. MWK'97, Zegrze 1997.
115. Gębura A., Falkowski P., Kowalczyk A.: *Zastosowanie metody FAM-C do diagnostowania układów napędowych statków powietrznych*. Przegląd Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej, wrzesień 1997.
116. Gębura A., Falkowski, P., Kowalczyk, A.: *Airborne generators as diagnostic sensors of a power transmission system*, 5th International Conference Aircraft and Helicopters Diagnostic AIRDIAG'97, Warsaw 1997.
117. Gębura A., Karczmarek K.: *Mi-24 requires transmission monitoring system (Mi-24 wymaga systemu monitorowania transmisji)*. Journal of KONBiN, No. 4(20), 2012.
118. Gębura A., Kurdelski M.: *Diagnostowanie tarcz sterujących śmigłowców Mi-17 i Mi-24 metodą FAM-C*. Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, 33, 2013.

119. Gębura A., Kurdelski M.: *Obciążenia układu transmisji śmigłowca Mi-24 i możliwości jego monitorowania metodą FAM-C*. Research Works of Air Force Institute of Technology (Prace Naukowe ITWL), nr 33, 2013.
120. Gębura A., Markiewicz W.: *Onboards generators (alternators) as diagnostics sensors of turbine engines*, Acta Mechanica et Automatica, Politechnika Białostocka, 2008.
121. Gębura A., Markiewicz W.: *Presentations in FAM-C And FDM-A Methods and Some Problems of a Signals Theory*. Solid State Phenomena, Vols. 147–149, 2009.
122. Gębura A., Mroszkiewicz K.: *The FAM-C and FDM-A methods with regard to effects associated with transmission of RF signals*. Research Works of Air Force Institute of Technology, No. 27, 2010.
123. Gębura A., Pietnoczko B., Tokarski T.: *Diagnostic testers operating on the basis of the FAM-C method*. Diagnostyka Vol. 17, No 3, <http://diagnostyka.net.pl/archive/viem-articles/diagnostyka-vol-17-no-3-2016>, Olsztyn 2016.
124. Gębura A., Radoń T., Tokarski T.: *Diagnozowanie zespołów napędowych na podstawie obserwacji zmian częstotliwości napięcia wyjściowego prądnic*. II Międzynarodowa Konferencja Naukowo-Techniczna „Explo-Diesel & Gas Turbine’01”, Gdańsk–Międzyzdroje–Kopenhaga 2001.
125. Gębura A., Radoń T., Tokarski T.: *Cechy diagnostyczne parametrów napięcia wyjściowego lotniczych prądnic pokładowych prądu stałego*. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, nr 213, Mechanika z. 63, Awionika, tom 2, Rzeszów 2004.
126. Gębura A., Radoń T.: *Pulsacje napięcia wyjściowego jako źródło informacji diagnostycznych o komutatorowych prądnicach prądu stałego*. Prace Naukowe ITWL, nr 33, 2013.
127. Gębura A., Radoń T.: *The diagnosis of board generators*. Diagnostyka, nr 2/50, Olsztyn 2009.
128. Gębura A., Radoń T.: *The diagnosis of onboard generators (alternators)*. Polish Maritime Research No 3/2009.
129. Gębura A., Radoń T.: *Uszkodzenia prądnic i styczników lotniczych w trudnych warunkach operacyjnych*. Prace Naukowe ITWL, nr 30, 2010.
130. Gębura A., Szymczak J.: *Wybrane aspekty zużywania się połączeń wpustowych i wielowypustowych w procesie eksploatacji*. Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, nr 35, 2014.
131. Gębura A., Tokarski T.: *Diagnosing of electro-mechanical converters by using a method of frequency modulation analysis (Diagnozowanie przetwornic elektromechanicznych metodą analizy modulacji częstotliwości)*. Journal of Polish CIMAC, vol. 7, No 2, Gdańsk 2012.

132. Gębura A., Tokarski T.: *Diagnosing the power plants on the basis of observations of charges in alternator's output-voltage frequency*. III International Scientific-Technical Conference Explo-Diesel&Gas Turbine'03. May 5–9, 2003.
133. Gębura A., Tokarski T.: *Diagnosis by FAM-C Method of a Support's Bearings Turbine Engine*. Diagnostyka, nr 1(49)/2009.
134. Gębura A., Tokarski T.: *Diagnostowanie elektromechanicznych przetwornic lotniczych*. [w:] Problemy badań i eksploatacji techniki lotniczej – tom 8, red. J. Lewitowicz, L. Cwojdziański, M. Kowalski, R. Szczepanik, Wyd. Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych Eksploatacyjne, Warszawa 2013.
135. Gębura A., Tokarski T.: *Fundamental laws of Rolling-Element Bearing Mechanics and Diagnostic Methods FAM-C and FDM-A*. Solid State Phenomena, vol. 199, 2013.
136. Gębura A., Tokarski T.: *Metody FDM-A i FAM-C w wykrywaniu i monitorowaniu silnie zaciśniętych łożysk tocznych*. Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, nr 23/2008.
137. Gębura A., Tokarski T.: *Metody FDM-A i FAM-C w wykrywaniu silnie zaciśniętych łożysk tocznych*. Prace Naukowe ITWL, No. 23, 2008.
138. Gębura A., Tokarski T.: *Monitorowanie węzłów łożyskowych o nadmiernych luzach promieniowych metodami FAM-C i FDM-A*. Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, nr 25, Warszawa 2009.
139. Gębura A., Tokarski T.: *Monitorowanie węzłów łożyskowych o nadmiernych luzach podłużnych metodami FAM-C i FDM-A*. Prace Naukowe ITWL, nr 27, 2010.
140. Gębura A., Tokarski T.: *Parametry modulacji prądnic pokładowych a diagnostowanie węzłów łożyskowych lotniczego silnika turbinowego*. Zeszyty Naukowe Instytutu Maszyn, Napędów i Pomiarów Elektrycznych Politechniki Wrocławskiej, 2008.
141. Gębura A., Tokarski T.: *Prądnice lotnicze jako czujniki diagnostyczne silników turbinowych*. Acta Mechanica et Automatica – Politechnika Białostocka, 2008.
142. Gębura A., Tokarski T.: *Some Problems of a Diagnosis of Turbine Engine Bearings Using FAM-C Method*. Solid State Phenomena, 2012.
143. Gębura A., Tokarski T.: *The diagnostic of technical condition of turbine engine's bearing by means of method of alternator frequency modulation*. Journal of Polish Cimac Explo-Diesel&Gas Turbine'07, 2007.
144. Gębura A., Tokarski T.: *Zastosowanie metody FDM-A do oceny poślizgu łożysk tocznych i niewspółosiowości podpór łożyskowych*. Prace Naukowe ITWL, No. 22, 2007.

145. Gębura A., Tokarski T: *Wybrane problemy diagnozowania węzłów łożyskowych silnika turbinowego metodą FAM-C*. Acta Mechanica et Automatica – Politechnika Białostocka, 2008.
146. Gębura A., Zientalski K.: *Wybrane problemy zużycia transmisji śmigłowca Mi-24*. Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, 37, 2015.
147. Gębura A.: *Biuletyn eksploatacyjny nr P/3932/E/1995 dotyczący diagnozowania sprzęgieł jednokierunkowych w przekładni KSA-2 oraz bloku hydraulicznego w agregacie GP-21 za pomocą testera DIA-KSA-C podczas eksploatacji samolotu MiG-29*. Warszawa 1995.
148. Gębura A.: *Biuletyn eksploatacyjny nr P/4567/E/02, dotyczy: diagnozowania sprzęgieł jednokierunkowych w przekładni KSA-2 oraz bloku hydraulicznego w agregacie GP-21 za pomocą testera DIA-KSA-CM wspomaganego systemem diagnostycznym DIA-KSA podczas eksploatacji samolotu MiG-29*. Wyd. DWLiOP/ITWL, Warszawa 2002.
149. Gębura A.: *Cechy diagnostyczne składowej pulsacji prądnic prądu stałego*. Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, no 16/2003.
150. Gębura A.: *Diagnosing turbine engine bearing structures with the aid of FAM-C and FDM-A methods*. Polish Maritime Research nr 1(59), vol. 16, 2009.
151. Gębura A.: *Diagnostic of aircraft power transmission track based on the analysis of generator's frequency*. Journal of Technical Physics, No. 1/2002.
152. Gębura A.: *Diagnostic properties of 3-phase alternator's frequency modulation parameter's*. Journal of Explo-Diesel&Gas Turbine'05, IV International Scientifically-Technical Conference "keeping diesel engines and gas turbines in movement with regard to environmental problem" Gdańsk-Międzyzdroje-Kopenhaga, May 9–13, 2005.
153. Gębura A.: *Diagnozowanie napędów lotniczych w oparciu o analizę parametrów źródeł energii elektrycznej*. Rozprawa doktorska, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa 1998.
154. Gębura A.: *Dozorowanie stanu technicznego węzłów łożyskowych i wybranych elementów transmisji zespołu napędowego z wykorzystaniem modulacji częstotliwości napięcia wyjściowego*. Wyd. ITWL, 2014.
155. Gębura A.: *Four models of tribological wear of turbine jet engine bearings based on methods of electrical generator signal analysis*. Diagnostyka, Vol. 18, No. 1, Olsztyn 2017, <http://diagnostyka.net.pl/archive/viem-articles/diagnostyka-vol-18-no-2-2017>.
156. Gębura A.: *In the FAM-C method in diagnosing of aircraft and marine power plants*. Archives of Transport, vol. 16, no 1, 2004.

157. Gębura A.: Lindstedt P.: *Diagnozowanie napędów prądnicy w oparciu o analizę parametrów napięcia prądnicy*. 5th International Conference Aircraft and Helicopters Diagnostic AIRDIAG'97, Warsaw 1997.
158. Gębura A.: *Metoda modulacji częstotliwości napięcia prądnic pokładowych w diagnostowaniu zespołów napędowych*. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2010.
159. Gębura A.: *Possibilities of FAM-C method in diagnosing ship power plants*. Polish Maritime Research, No. 2 (36), Vol 10, 2003.
160. Gębura A.: *Przekoszenia połączeń wielowypustowych a modulacja częstotliwości prądnic*. Zagadnienia Eksploatacji Maszyn, 4/99(120).
161. Gębura A.: *Pulsacje napięcia wyjściowego prądnicy pokładowej prądu stałego źródłem informacji diagnostycznej o stanie układu napędowego*. Zagadnienia Eksploatacji Maszyn, zeszyt 1 (133), 2003.
162. Gębura A.: *Sposób wykrywania zwarców w wirniku prądnicy komutatorowej prądu stałego*. Opis patentowy Pat.200341, 31.12.2008.
163. Gębura A.: *Związki modulacji częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy z wybranymi wadami układu napędowego [w:] Turbinowe silniki lotnicze w ujęciu problemowym*, red. M. Orkisz, Polskie Naukowo-Techniczne Towarzystwo Eksploatacyjne, Lublin 2000.
164. Gębura A.: *Badania procesów tribologicznych węzłów łożyskowych metodami FAMC i FDM-A – model zwiększonych oporów biernych*. Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, 35, 2014.
165. Gębura, A., Falkowski, P., Kowalczyk, A.: *Airborne generators as diagnostic sensors of a power transmission system*. 5th International Conference Aircraft and Helicopters Diagnostic AIRDIAG'97, Warsaw 1997.
166. Girtler J.: *Statistic and probabilistic measures of diagnosis likelihood on the state of self-ignition combustion engines*. Journal of POLISH CIMAC, Vol 2, No. 2, 2007.
167. Girtler J.: *Zastosowanie wiarygodności diagnozy do podejmowania decyzji w procesie eksploatacji urządzeń*. Materiały Krajowej Konferencji „Diagnostyka Techniczna Urządzeń i Systemów”, DIAG'2003. WAT, PAN, Warszawa–Ustroń 2003.
168. Gozdecki A.: *Próba uzależnienia dokładności wykonania kół zębatych kontrolnych od chwilowych zmian promieni tocznych spowodowanych wybranymi błędami uzębienia kół badanych*. Praca doktorska, Politechnika Poznańska, Wydział Budowy Maszyn, Poznań 1982.
169. Gozdecki A.: *Wpływ szybkości obtaczania przy sprawdzaniu kół walcowych na dokładność pomiaru współpracy obustronnej*. Uczelniana Lekcja Naukowa Młodych Pracowników, Poznań 1980.

170. Gronczewski A.: *Simulation based study on the dynamics of wing-flap actuating circuit*. Solid State Phenomena, vol. 199, 2013.
171. Groszkowski J.: *Wytwarzanie drgań elektrycznych*. PWN, Warszawa 1958.
172. *Guidance Notes On Control Of Harmonics In Electrical*. American Bureau of Shipping, ABS Plaza, 16855 Northchase Drive Houston, 2006.
173. Gumiński R., Radkowski S., Wodecki P.: *Wykorzystanie diagnostyki wibroakustycznej w wykrywaniu inicjacji zmęczeniowej wylamania zęba przekładni zębatej*. Prace Naukowe – Transport, z. 103, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2014.
174. Gutenbaum J.: *Problemy teorii regulatorów*. WNT, Warszawa 1978.
175. Ha J.M., Youn B.D., Oh H., Han B., Jung Y., Park J.: *Autocorrelation-based time synchronous averaging for condition monitoring of planetary gearboxes in wind turbines*. Mech. Syst. Sig. Process, 70–71, 2016.
176. *HCF S&T Program (1997–2002)*, Annual Report, <http://sinet.dtic.mil/>.
177. Heath S., Imregum M.: *An improved single-parameter tip-timing method for turbomachinery blade vibration measurement using optical laser problems*. International Journal of Mechanical Science. Vol. 38, Iss. 10, October 1996.
178. Heath S., Impregun M.: *A Survey of Blade Tip-Timing Measurement Techniques for Turbomachinery Vibration*. J. Eng. Gas Turbine Power, October 1998, Volume 120, Issue 4, 784.
179. Heath S.: *A New Technique For Identifying Synchronous Resonances Using Tip-Timing*. Journal of Engineering Gas Turbine and Power, Vol. 122, 2000.
180. Hebda M., Janecki J.: *Tarcie, smarowanie i zużycie części maszyn*. WNT, Warszawa 1972.
181. Herley C., Kovacevic J., Ranchan K.: *Arbitrary orthogonal tilings of the time frequency plane*. Proceeding of the IEEE–SP. International Symposion. Victoria BC. Canada. October 4–6, 1992.
182. Hermans L., Van der Auweraer H.: *Modal Testing and Analysis of Structures under Operational Conditions*. Mechanical System and Signal Processing, Vol. 13, No 2, 1990.
183. Hibner C.: *Statystyczne badania dokładności kół zębatach*. Praca doktorska, Politechnika Warszawska, 1976.
184. Hill Ch.E.: *NSMS Data Acquisition Using an Alternative Multi-Point Approach*. Proc. Of 10<sup>th</sup> National Turbine Engine High Cycle Fatigue (HCF) Conference Dayton, USA 2005, <http://www.hcf.utedayton.com>.
185. Hu C., Smith W.A., Randall R.B., Peng Z.: *Development of a gear vibration indicator and its application in gear wear monitoring*. Mechanical Systems and Signal Processing, February 2016, DOI: 10.1016/j.ymsp.2016.01.018.

186. Ibars C., Bar-Ness Y.: *Analysis of time-frequency duality of MC and DS CDMA for multiantenna systems on highly time-varying and wide-band channels*. IEEE Trans. Wirel. Commun, 4 (6), 2005.
187. Ioan D., Viorel P., Spiridon C.: *The Influence of the Misalignment on Load Distribution in Angular Contact Ball Bearings*. Applied Mechanics and Materials, Vol. 658, 2014.
188. Ismail M.A.A., Sawalhi N., Thu-Hien Pham: *Quantifying bearing fault severity using time synchronous averaging jerk energy*. The 22nd International Congress on Sound and Vibration, ICSV22, Florence (Italy), 12-16 July 2015.
189. Iwanow W.P.: *Kolebanija raboczich koles turbomaszin*. Maszynostroje, Moskwa 1983.
190. Izydorczyk J., Płonka G., Tyma G.: *Teoria sygnałów*. Wyd. „Helion”, 1999.
191. Jackson R.L., Green I.: *The Thermoelastic Behavior of Thrust Washer Bearings Considering Mixed Lubrication, Asperity Contact, and Thermoviscous Effects*. Tribology Transactions, 51:2008.
192. Kaczorek T.: *Macierze w automatyce i elektrotechnice*. WNT, Warszawa 1984.
193. Kałek S.: *Smarowanie przekładni zębatych*. Krajowa konferencja szkoleniowa w zakresie eksploatacji maszyn i urządzeń, POLTRIB'85.
194. Kantoríková E., Fabian P.: *Influence of Operation Temperature on Rolling Bearings*. Defect and Diffusion Forum, August 2019, DOI: 10.4028/www.scientific.net/DDF.395.64.
195. Karasov M.F.: *Komutacja kolektornych maszyn postojonnogo toka*. Gosudarstwennoje Energeticeskoje Izdatielstwo, Moskwa 1961.
196. Karaś K.: *Analiza modalna – użyteczna metoda rozwiązywania problemów drganiowych*. Nowa Energia, nr 4(28)/2012, Kraków 2012.
197. *Karta kwalifikacyjno-technologiczna śmigłowca Mi-24 skrzynki napędów 24-1512-000*. Wojskowe Zakłady Lotnicze nr 1, Łódź 2002.
198. Kartaschoff P.: *Częstotliwość i czas*. WKiŁ, Warszawa 1985.
199. Kasprzycki A., Sochacki W.: *Wybrane zagadnienia projektowania i eksploatacji maszyn i urządzeń*. Politechnika Częstochowska, Częstochowa 2009.
200. Katner R., Enochson L.: *Analiza numeryczna szeregów czasowych*. WNT, Warszawa 1978.
201. Kayton M., Fried W.R.: *Elektroniczne układy nawigacji lotniczej*. WKŁ, Warszawa 1976.
202. Kirk R.G., Alseed A.: *Stability Analysis of a High-Speed Automotive Turbocharger*. Tribology Transactions, 50, 2007.
203. Kisielewski P., Antal L.: *Kołysania turbogeneratorsa po wystąpieniu asymetrii w sieci elektroenergetycznej*. Prace Naukowe Instytutu Maszyn, Napędów



- i pomiarów Elektrycznych Politechniki Wrocławskiej, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Nr 28, 2008.
204. Klimaszewski S. i in.: *Analiza awarii urywania się wałków agregatu GP-21 na samolocie MiG-29*, niepublikowane, Warszawa 1994.
205. Klingelberg J.: *Kegelräder: Grundlagen, Anwendungen*. Springer-Verlag, Berlin-Heidelberg 2008.
206. Kłysz S., Gębura A., Tokarski T.: *Monitoring wear of gear wheel of helicopter transmission using the FAM-C and FDM-A methods*. *Procedia Structural Integrity* 16, 2019, DOI: 10.1016/j.prostr.2019.07.039.
207. Kocańda D., Mierzyński J., Śniezek L.: *Podstawy konstrukcji maszyn*. Wydawnictwo Przemysłowe WEMA, Warszawa 1989.
208. Korabljev A.I.: *Rabotosposobnost aviacionnych zubcnych soiedinienii*. „Transport”, Moskwa 1983.
209. Kosowski K., Piwowarski M.: *Some results of experimental research into turbine rotor trajectory*. III International Scientific-Technical Conference Explo-Diesel&Gas Turbine'03. May 5–9, 2003.
210. Kostecki B.I.: *Trienie, iznos i smazka w masinach*. Technika, Kiev 1970.
211. Kowal J.: *Podstawy automatyki*. Uczelniane Wydawnictwa Naukowo-Dydaktyczne, Kraków 2006.
212. Kowalski M., Witoś M.: *Analiza porównawcza metody dyskretno-fazowej i modulacji częstotliwości*. Konferencja „Diagnostyka Procesów Przemysłowych DPP'2001”, Politechnika Zielonogórska, Zielona Góra 2001.
213. Krysicki W., Włodarski L.: *Analiza matematyczna w zadaniach*. PWN, Warszawa 1993.
214. Krzemiński-Freda H.: *Łożyska toczne*. PWN, Warszawa 1985.
215. Krzystek R.: *Zintegrowany system bezpieczeństwa transportu, t.3 Koncepcja zintegrowanego systemu bezpieczeństwa transportu w Polsce*. WKiŁ, Warszawa 2010.
216. Krzyż J., Ławrynowicz J.: *Elementy analizy zespolonej*. WNT, Warszawa 1981.
217. Kula S.: *Systemy teletransmisyjne*. Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 2004.
218. Lagunas E., Taponocco L., Nájjar M., D'Amico A.: *TOA Estimation in UWB: Comparison between Time and Frequency Domain Processing*. 5th International Symposium on Wireless Pervasive Computing (ISWPC), 2010.
219. Lawrowski Z.: *Tribologia, tarcie, zużywanie i smarowanie*. PWN, Warszawa 1993.

220. Leśniewski J.: *O objawach pewnych zjawisk dynamicznych zachodzących w obszarach styku rzeczywistego części maszyn*. Biuletyn WAT, nr 1(377), 1984.
221. Lewandowski W.M.: *Proekologiczne źródła energii odnawialnej*. WNT, Warszawa 2002.
222. Lewitowicz J.: *Badania produktów zużycia w systemach trybologicznych*. XI Sympozjum Trybologii, tom 1, 1982.
223. Lindstedt P.: *Aktywny pomiar pulsacji natężenia przepływu cieczy w instalacjach hydraulicznych za pomocą elementu korekcyjnego z możliwością zastosowania do badań diagnostycznych*. Kwart. Dod. Spec. AERO Technika Lotnicza nr 8. Warszawa 1990.
224. Lindstedt P.: *Analiza możliwości wykorzystania parametrów pracy zasobnika hydraulicznego jako źródło informacji diagnostycznej samolotu*. Informator ITWL, Warszawa 1988.
225. Lindstedt P.: *Element korekcyjny jako źródło informacji diagnostycznej*. ZEM, Zeszyt 2(102), 1995.
226. Lindstedt P.: *Osobliwe elementy złożonych obiektów jako źródło informacji diagnostycznej*. Informator ITWL, Warszawa 1997.
227. Lindstedt P.: *Sposoby diagnozowania instalacji hydraulicznej lub pneumatycznej oraz układ diagnozowania instalacji hydraulicznej i pneumatycznej*. Opis patentowy PL 164942 b 1, 1994.
228. Lisiecki J.: *O metodzie magnetycznej pamięci materiału*. Prace Naukowe ITWL, nr 18, Warszawa, 2004.
229. Liu R., Qiu B., Jiebo Zhao J., Cui H.: *Modal Analysis and Experimental Study of Marine Gear Box*. Journal of Physics 1549, 032119, IOP Publishing, ESA-ET 2020, DOI:10.1088/1742-6596/1549/3/032119.
230. Łazarz B.: *Zidentyfikowany model dynamiczny przekładni zębatej w układzie napędowym jako podstawa projektowania*. Wydawnictwo i Zakład Poligrafii Instytutu Technologii Eksploatacji w Radomiu, Katowice–Radom 2001.
231. Łączkowski R.: *Ruchy chaotyczne dipolowego rotatora magnetycznego*. Przegląd Elektrotechniczny, 11, 1993.
232. *Łożyska toczne*. Wyd. „Delta Marketing”, 2005.
233. Łucjanek W., Sibilski K.: *Wstęp do dynamiki lotu śmigłowca*, Warszawa 2007.
234. Ma G.J., Wu C.W., Zhou P.: *Influence of Wall Slip on the Dynamic Properties of a Rotor-Bearing System*. Tribology Transactions, 51, 2008.
235. Ma H., Yin F., Wu Z., Tai X., Wen B.: *Nonlinear vibration response analysis of a rotor-blade system with blade-tip rubbing*. Nonlinear Dyn., 2015, DOI: 10.1007/s11071-015-2564-5.

236. Madej H.: *Wykorzystanie sygnału resztkowego drgań w diagnostyce przekładni zębatych*. Diagnostyka, 26, 2002.
237. Maes S.: *The H-point theorem applied in signal processing*. Proceeding of the IEEE–SP International Symposion. Victoria BC. Canada. October 4 – 6, 1992.
238. Makusik S.: *Sprzęgła mechaniczne*. WNT, Warszawa 1979.
239. Malciev W.F.: *Rolikove mechanizmy svobodnego choda*. Maszynostroenie, Moskwa 1968.
240. Masłowski A.: *Identyfikacja modeli matematycznych dynamiki układów*. Wydawnictwo Politechniki Białostockiej, 1995.
241. Matthews P.T.: *Wstęp do mechaniki kwantowej*. PWN, 1974.
242. Meisel J.: *Zasady elektromechanicznego przetwarzania energii*. WNT, Warszawa 1970.
243. Mengali U., D’Andrea A.N.: *Synchronization techniques for digital receivers*. Plenum Press, New York 1997.
244. *Metoda pomiaru momentu obrotowego przenoszonego przez wał obrotowy*. Patent USA nr 3817092, 1974.
245. *Miernik momentu na wale obrotowym*. Patent USA nr 3850030, 1974.
246. Mishra C., Samantaray A.K., Chakraborty G., Zhang J., Lee S.: *Ball bearing defect models: A study of simulated and experimental fault signatures*. Journal of Sound and Vibration, 400, 2017.
247. Mitew W.: *Maszyny elektryczne*. Tom 1, Radom 2005.
248. Młynarczyk M., Szymański Z., Waśko S.: *Momentomierz quasi-fazowy*. Prace Instytutu Lotnictwa, 95(4), 1983.
249. Moinaro F., Constanic F., Danjean A.: *Knocking recognition in engine vibration signal using the wavelet transform*. Proceeding of the IEEE–SP International Symposion. Victoria BC. Canada. October 4–6, 1992.
250. *Momentomierz*. Patent USA nr 3844168, 1974.
251. Morel J.: *Drgania maszyn i diagnostyka ich stanu technicznego*. Polskie Towarzystwo Diagnostyki Technicznej, 1994.
252. Müller L.: *Diagnostyka przekładni zębatych*. PWN, Warszawa 1992.
253. Müller L.: *Przekładnie zębate – dynamika*. PWN, Warszawa 1986.
254. Müller L.: *Przekładnie zębate dużych mocy*. PWN, Warszawa 1964.
255. Müller L.: *Zastosowanie analizy wymiarowej w badaniach modeli*. PWN, Warszawa 1983.
256. Nabhan A., Nouby M., Sami A.M., Mousa M.O.: *A novel approach for the effect of the housing height of anti-friction bearing on the generated vibration using dynamic model*. Egyptian Journal of the Egyptian Society of Tribology, Vol. 12, No 2, April 2015.

257. Newman R.: *Properties of Materials Anisotropy, symmetry, structure*, Oxford University Press, 2005.
258. Norma EUROCADE ED-14B/RT CA DO-160B *Environmental conditions and test procedures for airborne equipment*. Section 16. Power input. Alimentation électrique.
259. Norma Obronna NO-15-A200:2007 *Wojskowe statki powietrzne. Pokładowe układy zasilania elektrycznego. Podstawowe parametry, wymagania i badania*.
260. Nowacki W.: *Teoria niesymetrycznej sprężystości*. PWN, Warszawa 1981.
261. Nowicki R.: *Stacjonarne systemy monitorowania i diagnozowania*. Materiały X Szkoły Diagnostyki. Poznań – Zajączkowo 1992.
262. Nowicki R., Sordyl F.: *Wyznaczanie granic stanów eksploatacyjnych w badaniach diagnostycznych*. Raport LDH, nr 138. Politechnika Poznańska, 1984.
263. Ochęduszek K.: *Koła zębate*. WNT, Warszawa 1972.
264. Olchowski I.I.: *Mechanika teoretyczna*. PWN, Warszawa 1978.
265. *Opis silnika SO-3*. Wydanie II, WSK, Rzeszów 1977.
266. Oppenheim A.V., Wilsky A.S., Nawab S.H.: *Signals & Systems Prentice Hall*. New Jersey 1983.
267. Orkisz M., Polak Z.: *Identyfikacja toru lotu samolotu z wykorzystaniem metod sztucznej inteligencji*. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, nr 213, Rzeszów 2004.
268. Orłowski Z.: *Diagnostyka w życiu turbin parowych*. WNT, Warszawa.
269. Osiński Z.: *Teoria drgań*. PWN, Warszawa 1980.
270. Otnes R.K., Enochson L.: *Analiza numeryczna szeregów czasowych*. WNT, Warszawa 1978.
271. Owczarek J.: *Elektryczne maszynowe elementy automatyki*. WNT, Warszawa 1983.
272. Padfield G.D.: *Dynamika lotu śmigłowców. Teoria i wykorzystanie właściwości lotnych i modeli symulacyjnych*. Warszawa 1998.
273. Paduano J.D.: *Analysis of compressor system dynamics*. [w:] Active control of engine dynamics, VKI Lecture series, von Karman Institute for Fluid Dynamics, 2001.
274. Papolis A.: *Prawdopodobieństwo, zmienne losowe i procesy stochastyczne*. WNT, Warszawa 1972.
275. Pappen E.W., Bruene W.B., Schanke E.O.: *Technika jednowstęgowa*. WNT, Warszawa 1968.
276. Paszek S.: *Stany nieustalone maszyn elektrycznych prądu przemiennego*. WNT, Warszawa 1986.

277. Paško M., Walczak J.: *Teoria sygnałów*. Wyd. Politechniki Śląskiej, Dział Telekomunikacja, nr 16, Gliwice 1999.
278. Pawlak W.: *Usuwanie inercyjności pomiarowej z zapisu temperatury gazów wylotowych silnika odrzutowego w celu określenia niskocyklowego zmęczenia jego części gorącej*. III Krajowa Konferencja „Diagnostyka Techniczna Urządzeń i systemów”, Warszawa 1995.
279. Perry M.: *A Correlation approach to time-frequency representations*. Proceedings of the IEEE–SP International Symposium, Victoria BC. Canada, October 4–6 1992.
280. Pintara J.: *O możliwości wykorzystania podsystemu diagnozowania wg stanu turbinowego zespołu napędowego w systemie eksploatacji statku powietrznego*, [w:] „Turbinowe silniki lotnicze w ujęciu problemowym”, red. M. Orkisz, Polskie Naukowo-Techniczne Towarzystwo Eksploatacyjne, Lublin 2000.
281. Pizoń A.: *Elektrohydrauliczne analogowe i cyfrowe układy automatyki*. WNT, Warszawa 1995.
282. Plamitzer A.: *Maszyny elektryczne*, Warszawa 1986.
283. Podhajecki J., Młot A., Korkosz M.: *Comparison of displacement due to Maxwell for ces and magnetostriction in BLADC motor – static displacement*. Prace Naukowe Instytutu Maszyn, Napędów i Pomiarów Elektrycznych Politechniki Wrocławskiej, Nr 62, 2008.
284. Poese M., Reichrd K.: *Power system prognostics for the U.S. Army OH-58D helicopter*. IEEE Aerospace Conference Proceedings, April 2011, DOI: 10.1109/AERO.2011.5747566.
285. Polak Z., Rypulak A.: *Awionika, przyrządy i systemy pokładowe – część II*, Wydawnictwo WSOSP, Dęblin 2000.
286. Polska Norma PN-ISO 6336:2007. Calculation of load capacity of spur and helical gears Part 1: Basic principles, introduction and general influence factors.
287. Polska Norma PN-ISO *Połączenia wielowypustowe ewolwentowe walcowe osiowane na bokach zębów. Wymiary, tolerancje i sprawdzanie*, 1999.
288. Postonova N., Nakaima Y., Ueda K., Remijn G.B.: *Perceived congruency in audiovisual stimuli consisting of Gabor patches and AM and FM tones*. Multi-sensory Research, Vol. 34, Iss. 5, 2020. DOI: 10.1163/22134808-bja10041.
289. Potapow W.N.: *Diagnostowanie awiacyjnych elektrycznych maszyn*. Transport, Moskwa 1989.
290. Proakis J.G.: *Digital communications*. McGraw–Hill, 5th edition, New York 2008.
291. Pronikov A.S.: *Nadieżność maszyn*. Maszynostrojenije, Moskwa 1978.

292. Przysowa R., Dzięcioł E.: *Koncepcja wykorzystania czujnika mikrofalowego typu MUH do kontroli pracy podzespołów gorącej części silnika lotniczego*. Prace Naukowe ITWL, nr 18, Warszawa 2004.
293. Przysowa R.: *Analiza sygnałów generowanych przez łopatki wirnikowych maszyn przepływowych*. Warszawa 2006.
294. Puchała A.: *Dynamika maszyn i układów elektromechanicznych*. PWN, Warszawa 1977.
295. Radkowski S., Gimiński R.: *Prognosis of gear fatigue crack using vibroacoustic signal*. Acta Acustica united with Acustica, 96, 2010.
296. Rahman M.Z., Ohba H., Yamamoto T., Yoshioka T.: *A Study on Incipient Damage Monitoring in Rolling Contact Fatigue Process Using Acoustic Emission*. Tribology Transactions, 51:2008.
297. Rajagopalan S., Restrepo J.A., Aller J.M., Habetler T.G., Harley R.G.: *Non-stationary motor fault detection using recent quadratic time-frequency representations*. IEEE Trans. Ind. Appl, 44 (3), 2008.
298. *Raport końcowy z badania zdarzenia lotniczego nr 330/2014/25 wypadku lotniczego (znacznego uszkodzenia statku powietrznego) śmigłowca Mi-24D numer 461 z 49 Bazy Lotniczej – Pruszcz Gdański zaistniałego dnia 06 sierpnia 2014 r. na lotnisku Pruszcz Gdański*. Ministerstwo Obrony Narodowej, Komisja Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego.
299. Robinson W.W., Washburn R.S.: *A Real Time Non-Interference Stress Measurement System (NSMS) for Determining Aero Engine Blade Stress*. Instruments Society of America, paper 91–103, 1991.
300. Roenko A., Lukin V., Djurovic I.: *An Overview of the Adaptive Robust DFT*. Hindawi Publishing Corporation EURASIP Journal on Advances in Signal Processing, Vol. 2010, DOI:10.1155/2010/595071.
301. Rokicki E., Spychała J., Majewski P., Szczepanik R., Przysowa R., Kaźmierczak K., Dąbrowski W.: Patent nr PL 224361 *Sposób pomiaru prędkości obrotowej oraz drgań koszyeczka łożyska*.
302. Ryś J., Trojnecki A.: *Laboratorium Podstaw Konstrukcji Maszyn*. Wyd. Politechniki Krakowskiej, Kraków 1994.
303. Rządowski R., Kwapisz L., Drewczyński M., Szczepanik R., Przysowa R.: *Natural Frequencies of the Last Stage Turbine Bladed Disc of the Aircraft Engine*. 8<sup>th</sup> International Conference Airplanes and Helicopters Diagnostics, Airdiag'05, Warszawa, 27–28.10, Air Force Institute of Technology, Warsaw, 2005.
304. *Samokalibrujący się momentomierz na wale obrotowym*, Patent USA nr 3797305, 1974.

305. Schuster H.G.: *Chaos deterministyczny – wprowadzenie*. WNT, Warszawa 1993.
306. Shin Pan Seok, Cheung Hee Jun: *A Magnetostrictive Force and Vibration Mode Analysis of 3 kW BLDC Motor by a Magneto-Mechanical Coupling Formulation*. Journal of Electrical Engineering & Technology, Vol. 6, No. 1, 2011.
307. Sidor T.: *Elektroniczne przetworniki pomiarowe*. Uczelniane Wydawnictwa Naukowo-Dydaktyczne, Kraków 2006.
308. Sinou J.-J., Lees A.W.: *A non-linear study of a cracked rotor*. European Journal of Mechanics - A/Solids, Vol. 26, Iss. 1, January-February 2007.
309. Skalmierski B.: *Mechanika wytrzymałości materiałów*. PWN, Warszawa 1983.
310. Skoć A., Spalek J., Markusik S.: *Podstawy konstrukcji maszyn*. Tom 2, WNT, Warszawa 2008.
311. Śluczkij W.Z., Fizielson B.I.: *Impulsnaja technika i osnovy radiolokacji*. Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Obrony ZSRR, Moskwa 1975.
312. Smagała A., Kęcik K.: *Nonlinear model and simulation of a rolling bearing*. CMES'19, IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering, 710 (2019), DOI: 10.1088/1757-899X/710/1/012006.
313. Sobkowski J.: *Częstotliwościowa analiza sygnałów*. Wyd. MON, Warszawa 1979.
314. Sowiński A.: *Cyfrowa technika pomiarowa*. WKiŁ, Warszawa 1976.
315. Spychała S., Majewski P., Szczekała M., Gębura A.: *Badania silnika 308 w hamowni WZL-3*, niepublikowane, Warszawa 2006.
316. Stanisławski J.: *Performance Of Quiet Helicopter*. Transactions On Aerospace Research 1(258), 2020, DOI: 10.2478/Tar-2020-0001.
317. Staniszewski R.: *Sterowanie zespołów napędowych*. WKŁ, Warszawa 1980.
318. Stankovic L., Stankovic I.: *Reconstrucion of sparse and nonsparse signals from a reduced set of samples*. ETF Journal of Electrical Engineering, Vol. 21, No. 1, 2015.
319. Sun Meili, Zhang Zhiming, Chen Xiaoyang, Wang Wen, Meng Kai, D. C. Sun: *Experimental Study of Cavitation In an Oscillatory Oil Squeeze Film*. Tribology Transactions, Vol. 51, Iss. 3, 2008, DOI: 10.1080/10402000701793989.
320. Sung-Hoon Jedhg, Seok-Ju Yong.: *Friction and wear characteristic Due to stick-slip under fretting condition*. Tribology Transactions, 50:564–722, 2007.
321. Szabatin J.: *Podstawy teorii sygnałów*. WKŁ, Warszawa 1982.
322. Szczebiakov A.A.: *Avtomatika awiacjonnych i rakietych silowych ustanovok*. Maszinstrojenije, Moskwa 1965.
323. Szczeciński S.: *Turbinowe napędy samochodów*. WKiŁ, Warszawa 1974.

324. Szczepanik R., Kudelski R.: *Układ do sygnalizacji przekraczania dopuszczalnej amplitudy drgań wirujących łopatek maszyny przepływowej*. Pat.184530, zgł. 13.11.1997.
325. Szczepanik R., Rządkowski R.: *Badania dynamiki łopatek wirnikowych silników lotniczych w różnych warunkach eksploatacji*. Warszawa 2012.
326. Szczepanik R., Tomaszek H.: *Zarys. metody oceny niezawodności i trwałości urządzeń lotniczych z uwzględnieniem stanów granicznych*. Problemy Eksploatacji, Nr 3, 2005.
327. Szczepanik R., Witoś M., Kowalski M., Szczepankowski A: *Sposób zmiany częstotliwości drgań wirującej łopatki maszyny przepływowej, zwłaszcza wirującej łopatki sprężarki lotniczego silnika turbinowego*. Pat.189360, zgł. 29.07.1998.
328. Szczepanik R., Witoś M.: *Monitorowanie stanu technicznego turbinowych silników lotniczych w oparciu o metodę dyskretno-fazową i metodę portretów fazowych*. Prace Naukowe ITWL, nr 10, 2008.
329. Szczepanik R.: *System diagnostyczny turbinowych silników odrzutowych SO-3, SO-3W*. 5<sup>th</sup> International Conference „Aircraft and helicopter diagnostic, Airdiag 1997.
330. Szklarski L., Jaracz K.: *Wybrane zagadnienia dynamiki napędów elektrycznych*. PWN, Warszawa 1986.
331. Szopliński Z.: *Badania i projektowanie układów regulacji*. WNT, Warszawa 1975.
332. Talaśka K., Wojtkowiak D., Fierek A.: *The design issues of rolling bearing assemblies*. MMS2019, Conf. Series: Materials Science and Engineering 776 (2020), 012054, DOI: 10.1088/1757-899X/776/1/012054.
333. Tarczyński A., Qu D.: *Optimal random sampling for spectrum estimation in DASP applications*. Int. J. Appl. Math. Comput. Sci., Vol. 15, No 4, 2005.
334. Tertil Z.: *Ocena komutacji maszyn elektrycznych w warunkach przemysłowych*. Przegląd Elektrotechniczny, nr 6, 1982.
335. Tomaszek H., Żurek J., Jaształ M.: *Prognozowanie uszkodzeń zagrażających bezpieczeństwu lotów statków powietrznych*. Warszawa–Radom 2008.
336. Tomczyk A., Rzucidło P.: *Systemy pośredniego sterowania dla samolotu ogólnego przeznaczenia*. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2011.
337. Topulus A., Iwanska J., Tabaczkiewicz E., Gontarz E.: *Mały ilustrowany leksykon techniczny*. WNT, Warszawa 1982.
338. Trajós M., Monkiewicz W.: *Rozruch i zatrzymanie napędu elektrycznego zgodnie z zasadniczymi wymaganiami bezpieczeństwa*. Zeszyty Problemowe – Maszyny Elektryczne, nr 79/2008.



339. Tumański S.: *Technika pomiarowa*. WNT, Warszawa 2007.
340. *Urządzenie do pomiaru deformacji na wale obrotowym*. Patent USA nr 3757580, 1973.
341. *Urządzenie do pomiaru momentu obrotowego metodą przesunięcia fazy*, Patent USA nr 3796093, 1974.
342. *Urządzenie do pomiaru momentu skręcającego*, Patent USA nr 3824848, 1974.
343. Walentynowicz J.: *Historia rozwoju silników cieplnych*. Wydawnictwo Naukowe Instytut Lotnictwa, Warszawa 2011.
344. Wang W.: *Damage Detection Of Gas Turbine Engine By Analysing Blade Tip Timing Data*. Proc. Of HUMS 2003. Conference, DSTO, Australia 2003.
345. Warmiński J.: *Nieliniowe postacie drgań – układy dyskretne*. PWN, Warszawa 2011.
346. Wendeker M.: *Chwilowa prędkość kątowa i kąt skręcania wału korbowego jako sygnały diagnostyczne*. Informator ITWL, nr 328/95; Materiały III Krajowej Konferencji „Diagnostyka Techniczna Urządzeń i Systemów” 1995.
347. Wieczorek A., Kruk R.: *Minimization of vibroacoustic effects as a criterion for operation of gear transmissions in accordance with sustainable development principles*. Management Systems in Production Engineering, 21(1), 2016.
348. Wieczorek A.: *Analiza wpływu kierunku obrotów stożkowo-planetarnych przekładni zębatych na ich wibroaktywność*. Autobusy, 12/2016.
349. Wieczorek A.: *Reducing the causes of mechanical vibrations of gear transmissions through construction changes in teeth*. Machine Dynamics Problems, 34 (1.8), 2010.
350. Wieczorek A.: *The effect of construction changes of the teeth of a gear transmission on acoustic properties*. International Journal Of Occupational Safety, 18 (1.8), 2013.
351. Wilk A., Madej H., Figlus T.: *Analysis of the possibility to reduce vibroactivity of the gearbox housing*. Maintenance and Reliability, 2, 2011.
352. Witczak P.: *The Magnetostriction Forces in the Induction Motor*. COMPEL, Vol. 14, No. 4, 1995.
353. Witoś M., Kowalski M.: *Aspekty metrologiczne bezdotykowego diagnozowania wirujących łopatek sprężarki*. Biuletyn WAT, Vol. LVII, nr 2, 2008.
354. Witoś M.: *Zwiększenie żywotności silników turbinowych poprzez aktywne diagnozowanie i sterowanie*. Wydawnictwo ITWL, Warszawa 2010.
355. Wojnar A., Zdzieborski T.: *Analiza błędów anomalnych w cyfrowych pomiarach częstotliwości*. Biuletyn WAT, nr 2(258), 1974.
356. Wojnar A.: *Statystyczna analiza przejść przez zero w teorii sygnałów*. Prace Instytutu Tele- i Radiotechnicznego, t. 9, nr 3, 1965.
357. Wojnar A.: *Teoria sygnałów*. WNT, Warszawa 1988.

358. Woliński W.: *Analiza dokładności kinematycznej zazębienia walcowego dla modelu współpracy jednostronnej*. Rozprawa doktorska, Poznań 1989.
359. Wróbel T.: *Określenie liczby zębów stojana prądnicy induktorowej typu Lorentza – Schmidta*. Biuletyn WAT, nr 4(224), Warszawa 1971.
360. Wróbel T.: *Prądnice zwiększonej częstotliwości*. Wyd. MON, 1972.
361. Wróbel T.: *Studium teoretyczne i eksperymentalne zagadnienia pulsacji napięcia prądnic tachometrycznych prądu stałego*. Dodatek do Biuletynu WAT, nr 3(259), Warszawa 1974.
362. Wróbel T.: *Studium zagadnienia pulsacji napięcia prądnic tachometrycznych o wyjściu stałoprądowym*. Dodatek do Biuletynu WAT, nr 6(298), Warszawa 1977.
363. Xu Y., Zhen D., Gu J. Xi, Rabeyee K., Chu F., Gu F., Ball. A.: *Autocorrelated Envelopes For Early Fault Detection Of Rolling Bearings*. Mechanical Systems and Signal Processing, 146 (2021), 106990.
364. Ying T., Tolbert U., Lewis P., Harrigal R.: *Micro-Adhesion in the Coining Process. Bluing on Proof Silver Coins: What It Is and How to Remove It*. Tribology Transactions, 51:2008, DOI: 10.1080/10402000802065352.
365. Zaman T., Abdel E.B.: *Analysis of Health and Usage Monitoring System (HUMS) Users' Perspective towards Mission Benefits Using Regression Analysis*. 2014.
366. Zwierzchowski S.: *Kryteria i metody wyboru parametrów dynamicznych układów mechanicznych z uwzględnieniem węzłów kinematycznych*. Rozprawa habilitacyjna.
367. Žic M.Z.: *Pieriechodnyje prociessy w maszynach postajannogo toka*. Moskwa 1974.
368. Żurek J. (red.): *Żywotność śmigłowców*. Warszawa 2006.
369. Żurek Z.H.: *Badania stanu ferromagnetycznych elementów maszyn w polu magnetycznym*. Zeszyty Naukowe, Politechnika Śląska, nr 1678, Gliwice 2005.

## SPIS RYSUNKÓW

Rys. 1.1.	Wykorzystanie metody FAM-C do diagnozowania sprzęgła jednokierunkowego oraz zapowietrzenia bloku stabilizatora hydraulicznego skrzynki napędów agregatów KSA-2 .....	30
Rys. 1.2.	Schemat poglądowy prądnicy prądu przemiennego.....	33
Rys. 1.3.	Przemiana sygnału wahań prędkości kątowej na zmiany częstotliwości chwilowej napięcia wyjściowego prądnicy .....	35
Rys. 1.4.	Przebieg częstotliwości chwilowej otrzymanej metodą FAM-C z kanału pomiarowego 1x115 V, 400 Hz śmigłowca Mi-24 .....	38
Rys. 1.5.	Zbiory charakterystyczne otrzymane metodą FAM-C z kanału pomiarowego 3x200 V, 400 Hz śmigłowca Mi-24.....	39
Rys. 1.6.	Zbiory charakterystyczne w przestrzeni trójwymiarowej ( $f_p$ , $n$ , $\Delta F$ ) dla typowych uszkodzeń zespołu napędowego – diagram wysokości zbiorów charakterystycznych dla samolotu MiG-29.....	43
Rys. 1.7.	Zmiany dobroci Q oraz wysokości zbiorów charakterystycznych A w funkcji godzin nalotu $\Theta$ w długim okresie monitorowania środkowej podpory łożyskowej silnika SO-3 metodą FDM-A .....	44
Rys. 2.1.	Sposób pomiaru FAM-C i FDM-A.....	46
Rys. 2.2.	Zmiany względne błędu amplitudy dla przebiegu piłokształtnego w zależności od zmian wartości współczynnika krotności $k_r$ .....	55
Rys. 2.3.	Zmiany względne błędu fazy dla przebiegu piłokształtnego w zależności od zmian wartości współczynnika krotności $k_r$ .....	56
Rys. 3.1.	Helikopter projektu Francuza Paula Cornu z 1907 r. ....	58
Rys. 3.2.	Model niemieckiego śmigłowca FI-282 (1941 r.) .....	58
Rys. 3.3.	Amerykański śmigłowiec R-4 (1942 r.) .....	59

Rys. 3.4.	Amerykański śmigłowiec transportowy H-21 Shawnee konstrukcji Franka Piaseckiego.....	59
Rys. 3.5.	Amerykański śmigłowiec wielozadaniowy UH-60 Black Hawk.....	61
Rys. 3.6.	Amerykański śmigłowiec bojowy AH-64 Apache – widok z przodu ...	62
Rys. 3.7.	Radziecki śmigłowiec z silnikiem tłokowym Mi-1.....	62
Rys. 3.8.	Śmigłowiec Mi-4 o napędzie tłokowym .....	63
Rys. 3.9.	Śmigłowiec Mi-8.....	64
Rys. 3.10.	Śmigłowiec Mi-17.....	64
Rys. 3.11.	Śmigłowiec Mi-24.....	65
Rys. 3.12.	Model wirnika silnika turbinowego jednowałowego z kontrolowanym niewyważeniem .....	73
Rys. 3.13.	Widok zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 na tle sylwetki płatowca.....	77
Rys. 3.14.	Schemat kinematyczny silnika turbowałowego GTD-350 śmigłowca Mi-2 .....	78
Rys. 3.15.	Schemat poglądowy silnika turbowałowego GTD-350 śmigłowca Mi-2.....	79
Rys. 3.16.	Przekładnia główna WR-2 śmigłowca Mi-2 .....	80
Rys. 3.17.	Schemat kinematyczny przekładni głównej WR-2 śmigłowca Mi-2 ....	80
Rys. 3.18.	Przekrój przekładni głównej WR-2 śmigłowca Mi-2.....	81
Rys. 3.19.	Półprzekrój-półwidok prądnicy-rozrusznika STG-3 śmigłowca Mi-2.....	82
Rys. 3.20.	Widok zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 na tle sylwetki płatowca.....	114
Rys. 3.21.	Zespół napędowy śmigłowca Mi-8 .....	118
Rys. 3.22.	Schemat blokowy zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 .....	118
Rys. 3.23.	Widok silnika TW2-117A (śmigłowca Mi-8) z prawej strony .....	119
Rys. 3.24.	Widok silnika TW2-117A (śmigłowca Mi-8) z lewej strony .....	120
Rys. 3.25.	Schemat układu kinematycznego silnika TW2-117 śmigłowca Mi-8.....	121
Rys. 3.26.	Schemat poglądowy silnika turbowałowego TW2-117 śmigłowca Mi-8.....	122
Rys. 3.27.	Przekładnia główna WR-8 śmigłowca Mi-8 .....	122
Rys. 3.28.	Schemat kinematyczny przekładni głównej WR-8 śmigłowca Mi-8 ..	123
Rys. 3.29.	Schemat dynamiczny przekładni głównej WR-8 śmigłowca Mi-8...	124

Rys. 3.30. Sposób mocowanie prądnicy-rozrusznika GS-18MO do reduktora silnika TW-2-117 śmigłowca Mi-8.....	125
Rys. 3.31. Przekrój prądnicy-rozrusznika GS-18MO.....	126
Rys. 3.32. Widok zespołu napędowego śmigłowca Mi-17 na tle sylwetki płatowca.....	157
Rys. 3.33. Zespół napędowy śmigłowca Mi-17 .....	161
Rys. 3.34. Schemat blokowy zespołu napędowego śmigłowca Mi-17 .....	161
Rys. 3.35. Silnik TW3-117A śmigłowca Mi-17 .....	162
Rys. 3.36. Schemat kinematyczny silnika turbowałowego TW3-117 śmigłowca Mi-17.....	163
Rys 3.37. Przekładnia główna WR-14 ze śmigłowca Mi-17.....	163
Rys. 3.38. Schemat kinematyczny przekładni głównej WR-14 ze śmigłowca Mi-17 .....	164
Rys. 3.39. Rozmieszczenie elementów transmisji pomiędzy silnikiem a prądnicą na śmigłowcu Mi-24 .....	168
Rys. 3.40. Rozmieszczenie elementów zespołu napędowego śmigłowca Mi-24.....	168
Rys. 3.41. Rozmieszczenie wałów transmisji śmigłowca Mi-24 .....	169
Rys. 3.42. Silnik napędowy TW3-117MT na śmigłowcu Mi-24 .....	171
Rys. 3.43. Schemat blokowy zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 .....	171
Rys. 3.44. Przekładnia WR-24 – widok ogólny .....	172
Rys. 3.45. Układ kinematyczny przekładni głównej WR-24 (rozmieszczenie wałów).....	172
Rys 3.46. Schemat kinematyczny przekładni głównej WR-24 (rozmieszczenie kół zębatych) .....	173
Rys. 3.47. Skrzynka napędów (SNA) śmigłowca Mi-24 .....	174
Rys. 3.48. Schemat poglądowy kompletnej skrzynki napędu prądnic GT40PCz6 ze śmigłowca Mi-24 .....	175
Rys 3.49. Schemat poglądowy skrzynki napędów agregatów (prądnic GT40PCz6) ze śmigłowca Mi-24 z uwzględnieniem rozmieszczenia łożysk tocznych .....	175
Rys 3.50. Prądnicą prądu przemiennego GT40PCz6 .....	178
Rys 3.51. Ideowy schemat elektryczny prądnicy GT40PCz6 .....	185
Rys. 3.52. Układ kinematyczny przekładni głównej WR-24 – rozmieszczenie łożysk głównego toru przenoszenia mocy.....	189

Rys 3.53.	Układ kinematyczny przekładni głównej WR-24 – rozmieszczenie łożysk toru napędu pomp hydraulicznych.....	189
Rys 3.54.	Układ kinematyczny przekładni głównej WR-24 – rozmieszczenie łożysk toru napędu pomp hydraulicznych.....	190
Rys 3.55.	Przemieszczanie się satelitarnego koła zębatego względem koła słonecznego i jarzma w przekładni planetarnej jako analog przemieszczania elementu tocznego (wraz koszykiem-separatorem) łożyska tocznego względem bieżni wewnętrznej.....	191
Rys. 3.56.	Przekładnia pośrednicząca śmigłowca Mi-24 – przekrój podłużny ....	199
Rys. 3.57.	Przekładnia pośrednicząca śmigłowca Mi-24 – rozmieszczenie łożysk tocznych .....	200
Rys. 3.58.	Przekładnia tylna śmigłowca Mi-24 – przekrój podłużny.....	203
Rys. 3.59.	Przekrój podłużny przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 z zaznaczonymi danymi dotyczącymi łożysk tocznych.....	205
Rys. 3.60.	Układ sił wału śmigła ogonowego przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 w czasie postoju.....	205
Rys. 3.61.	Zespół przekładni pośredniczącej i przekładni tylnej połączonej wałem transmisji.....	208
Rys. 3.62.	Śmigłowiec Mi-24W, będący obecnie na wyposażeniu SZ RP.....	209
Rys. 3.63.	Mi-24 w zawisie z powolnym przemieszczaniem do przodu.....	209
Rys. 3.64.	Tarcza sterująca w układzie przekazywania pierwotnego sygnału diagnostycznego do prądnic-przetworników śmigłowca .....	211
Rys. 3.65.	Tarcza sterująca śmigłowca Mi-24W .....	212
Rys. 3.66.	Tarcza sterująca zdemontowana ze śmigłowca Mi-24 .....	215
Rys. 3.67.	Rysunek poglądowy łożyska tocznego – przemieszczanie się koszyka łożyska względem bieżni wewnętrznej.....	216
Rys. 3.68.	Teoretyczny przebieg zmian chwilowych wartości: prędkości obrotowej $n = f(t)$ oraz częstotliwości dla sprzęgła z wadą mimośrodowości i luzem obwodowym.....	217
Rys. 3.69.	Wejście wielowypustowe do półosi sprzęgła jednokierunkowego w przekładni głównej WR-24.....	220
Rys. 3.70.	Węzeł lewego sprzęgła jednokierunkowego po wymontowaniu z korpusu przekładni głównej WR-24.....	220
Rys. 3.71.	Wejście wielowypustowe do półosi sprzęgła jednokierunkowego ...	221
Rys. 3.72.	Część bierna sprzęgła jednokierunkowego (po zdemontowania części czynnej) .....	221

Rys. 3.73. Przekrój zespołu sprzęgła jednokierunkowego – rysunek poglądowy.....	222
Rys. 3.74. Połączenia wielowypustowe o różnym kształcie zarysu zęba.....	223
Rys. 4.1. Sposób pozyskiwania sygnału diagnostycznego z silnika TW2-117 zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 metodami FDM-A oraz FAM-C.....	231
Rys. 4.2. Sposób pozyskiwania sygnału diagnostycznego przekładni głównej zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 metodami FDM-A oraz FAM-C .....	232
Rys 4.3. Rozmieszczenie miejsc podłączeń układu pomiarowego FAM-C i FDM-A na śmigłowcu Mi-8.....	234
Rys. 4.4. Układ pomiarowy do badania zespołu napędowego śmigłowców Mi-14 oraz Mi-17 .....	237
Rys. 4.5. Schemat blokowy zestawu pomiarowego stosowanego dotychczas podczas badań stanu technicznego zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 .....	241
Rys. 4.6. Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego jednofazowego: 1x115 V, 400 Hz (widok ogólny).....	243
Rys. 4.7. Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego trójfazowego: 3x200 V, 400 Hz (widok ogólny) .....	244
Rys. 4.8. Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego trójfazowego: 3x200 V, 400 Hz (I powiększenie) .....	244
Rys. 4.9. Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego trójfazowego: 3x200 V, 400 Hz (II powiększenie).....	245
Rys. 4.10. Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego trójfazowego: 3x47 V, 800 Hz podwzbudnicy prądnicy GT40PCz6 .....	245
Rys. 4.11. Typowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 dla kanału pomiarowego trójfazowego: 3x47 V, 800 Hz podwzbudnicy prądnicy GT40PCz6, stanowiące zbiór charakterystyczny $A_9$ , rozpadający się na kilka podzbiorów ....	247
Rys. 4.12. Sposób podłączenia testera diagnostycznego DIA-KSA-CM do samolotu MiG-29 .....	249

Rys. 4.13.	Schemat blokowy struktury logicznej polowego testera do krótkookresowego diagnozowania podpór łożyskowych silników SO-3/3W – cz. 1. Formowanie zbiorów charakterystycznych i przebiegów czasowych.....	251
Rys. 4.14.	Schemat blokowy struktury logicznej polowego testera do krótkookresowego diagnozowania podpór łożyskowych silników SO-3/3W – cz. 2. Rozpoznawanie rodzaju modelu zużyciowego.....	251
Rys. 4.15.	Schemat blokowy struktury logicznej polowego testera do krótkookresowego diagnozowania podpór łożyskowych silników SO-3/3W – cz. 3. Wypracowanie prognozy diagnostycznej .....	252
Rys. 4.16.	Samolot TS-11 Iskra z przyłączonym testerem diagnostycznym DIA-SO3 – rysunek poglądowy .....	252
Rys. 4.17.	Model półautomatycznego testera DIA-Mi24.....	254
Rys. 4.18.	Tester DIA-Mi24 przyłączony do podzespołów infrastruktury elektrycznej śmigłowca Mi-24 .....	254
Rys. 5.1.	Widmo częstotliwości sygnału lotniczego zespołu napędowego (silnika turbodrzutowego) obserwowanego metodą FAM-C dla wady pary kinematycznej tworzącej prążki bocznej prędkości wału głównego – rysunek poglądowy .....	259
Rys. 5.2.	Sygnały i widmo częstotliwości sygnału dla modelu sygnałowego lotniczego zespołu napędowego (silnika turbodrzutowego) obserwowanego metodą FAM-C dla wady pary kinematycznej tworzącej prążki bocznej prędkości wału głównego.....	260
Rys. 5.3.	Sygnały i widmo częstotliwości sygnału dla modelu sygnałowego lotniczego zespołu napędowego (silnika turbodrzutowego) obserwowanego metodą FAM-C dla wady pary kinematycznej tworzącej prążki bocznej prędkości wału głównego o małej wartości rozchylenia – rzeczywiste zbiory charakterystyczne otrzymane z prądnicy trójfazowej prądu przemiennego – uzyskane z symulacji w Matlabie.....	260
Rys. 5.4.	Widmo częstotliwości sygnału lotniczego zespołu napędowego (silnika turbodrzutowego) obserwowanego metodą FDM-A dla wady pary kinematycznej tworzącej prążki bocznej prędkości wału głównego bez zjawiska „lustrzanego odbicia” – rysunek poglądowy .....	261
Rys. 5.5.	Widmo częstotliwości sygnału lotniczego zespołu napędowego (silnika turbodrzutowego) obserwowanego metodą FDM-A (prądnica prądu stałego) dla wady pary kinematycznej tworzącej	



	„prążki boczne” prędkości wału głównego ze zjawiskiem „lustrzanego odbicia” – rysunek poglądowy.....	262
Rys. 5.6.	Widmo częstotliwości sygnału lotniczego zespołu napędowego (silnika turboodrutowego) obserwowanego metodą FDM-A dla wady pary kinematycznej tworzącej „prążki boczne” prędkości wału głównego ze zjawiskiem „lustrzanego odbicia”, które stanowi rzeczywiste zbiory charakterystyczne otrzymane z prądnicy trójfazowej prądu stałego (badania silnika SO-3) .....	263
Rys. 5.7.	Portret fazowy współczynnika toczenia nowego łożyska z naniesionym preferowanymi stanami modelu synchronizacji łożyska tocznego – uzyskane z pomiarów opatentowanym przez ITWL czujnikiem prędkości koszyczka łożyska, zobrazowanie w Matlabie.....	264
Rys. 5.8.	Przebiegi pierwotne dwóch oscylatorów: $U_1$ i $U_2$ .....	268
Rys. 5.9.	Przebiegi wypadkowe (z dwóch oscylatorów: $U_1$ i $U_2$ ) przy jednakowych amplitudach i różnych wartościach ilorazu częstotliwości oscylatorów .....	269
Rys. 5.10.	Przebiegi zmian częstotliwości uzyskane z symulacji w Matlabie ...	271
Rys. 5.11.	Przebiegi czasowe zmian częstotliwości wałów napędowych uzyskane z symulacji w Matlabie nieuwzględniającej ujemnych częstotliwości .....	271
Rys. 5.12.	Przebiegi czasowych zmian prędkości obrotowych wałów wykorzystane w symulacji drgań generowanych w konstrukcji śmigłowca stworzonej w Matlabie .....	272
Rys. 5.13.	Czasowy przebieg drgań konstrukcji śmigłowca generowanych przez przekładnię – symulacja w Matlabie .....	273
Rys. 5.14.	Infradźwiękowa część pasma sygnału drgań generowanych w wadliwej przekładni – symulacja w Matlabie .....	273
Rys. 5.15.	Słyszana przez obsługę część pasma sygnału drganiowego wadliwej przekładni – symulacja w Matlabie.....	274
Rys. 5.16.	Rozmieszczenie pasm częstotliwości zajmowanych przez zbiory charakterystyczne poszczególnych łożysk na płaszczyźnie współrzędnych prostokątnych $\Delta F = f(f_p)$ – rysunek poglądowy.....	275
Rys. 5.17.	Rozmieszczenie pasm częstotliwości zajmowanych przez zbiory charakterystyczne poszczególnych łożysk na płaszczyźnie współrzędnych prostokątnych $\Delta F = f(f_p)$ z modelu matematycznego – symulacja w Matlabie.....	276

Rys. 5.18.	Schemat stanowiska pomiarowego naśladowującego zjawiska modulacji częstotliwości generowane w pokładowej prądnicie prądu stałego statku powietrznego .....	277
Rys. 5.19.	Pozorne zmiany (skrócenie) przyrostu czasu pomiędzy kolejnymi przejściami na skutek zakłócenia obserwowanego sygnału wolnozmiennego (kolor czerwony) zakłóceniami szybkozmiennymi (kolor niebieski) obserwowane przez układ pomiarowy FAM-C .....	278
Rys. 5.20.	Przebiegi czasowe sygnału głównego zmodulowanego z przebiegiem zakłócającym o wyższej częstotliwości obrazujące efekt częstotliwości chwilowej sygnału zmodulowanego, wykrywanej metodami FAM-C, FDM-A oraz TOA – symulacja w Matlabie.....	279
Rys. 6.1.	Schemat transmisji mocy w śmigłowcu Chinook CH-47 .....	287
Rys. 6.2.	Schemat blokowy kompleksu zagadnień diagnostycznych omawianego w niniejszym opracowaniu – dotyczy danego statku powietrznego lub pływającego złożonego z sieci pokładowej i prądnic-przetworników napędzanych przez zespół napędowy .....	289
Rys. 6.3.	Węzeł górnego łożyska wału głównego przekładni głównej z obsadzeniem łożyska górnego przekładni głównej za pomocą wywiniętej tulei dystansowej na śmigłowcach produkcji rosyjskiej z układem transmisji systemu klasycznego (Sikorskiego) – rysunek poglądowy, uproszczony .....	292
Rys. 6.4.	Węzeł górnego łożyska w przekładni głównej śmigłowca H225 Eurocopter EC225 Super Puma.....	296
Rys. 6.5.	Zbiory charakterystyczne otrzymane dla zespołu napędowego wzorca negatywnego śmigłowca Mi-24 nr „a” z uszkodzonym górnym łożyskiem (zbiory charakterystyczne $A_{21} \div A_{24}$ ) przekładni WR-24 znajdującym się w stanie rezonansu mechanicznego.....	303
Rys. 6.6.	Zbiory charakterystyczne otrzymane dla zespołu napędowego wzorca pozytywnego śmigłowca Mi-24 nr „b” z poprawnie działającym górnym łożyskiem przekładni WR-24.....	304
Rys. 6.7.	Uszkodzona bieżnia łożyska głównego przekładni WR-24 .....	304
Rys. 6.8.	Koła zębate i wały skrzynki napędów agregatów ze śmigłowca Mi-24 .....	307
Rys. 6.9.	Przebieg częstotliwości w funkcji czasu otrzymany z kanału pomiarowego 1x115 V, 400 Hz, śmigłowiec Mi-24 nr „c”, prądnic nr 1, na podstawie testu nr 31, czas obserwacji 2 s .....	309

Rys. 6.10. Przebieg częstotliwości w funkcji czasu otrzymany z podwzbudnicy śmigłowca Mi-24 nr „b” prawy silnik – test nr 31 (2016 r.), skala makro.....	310
Rys. 6.11. Przebieg częstotliwości w funkcji czasu otrzymany z podwzbudnicy śmigłowca Mi-24 nr „b” prawy silnik – test nr 31 (2016 r.), skala mikro .....	310
Rys. 6.12. Gniazdo łożyska środkowego S1: 5-115B (N = 13).....	312
Rys. 6.13. Widok odlewu korpusu skrzynki napędów agregatów.....	313
Rys. 6.13a. Przekrój (kompletnej) SNA (a) na tle szkicu (b) dotyczącego pomiarów geometrii gniazd łożyskowych w obudowach korpusów SNA maszyny współrzędnościowej.....	314
Rys. 6.14. Wady pasowania łożysk tocznych względem wałów i gniazd dla skrzynki napędowej SNA ze śmigłowca Mi-24 .....	315
Rys. 6.15. Prawdopodobny sposób stożkowatego zużywania się wielowypustów drążonego wału pośredniczącego na skutek zmodulowania prędkości kątowej wału wejściowego SNA.....	317
Rys. 6.16. Elementy uszkodzonego górnego łożyska przekładni głównej WR-24 nr Ł49, współpracującej przez wiele lat z przedwcześnie zużytą badaną skrzynką napędową.....	319
Rys. 6.17. Wały (drażone) będące tulejami napędu wałków prądnic GT40PCz6...	320
Rys. 6.18. Wał pośredniczący – widok wielowypustów wewnętrznych – powiększenie .....	321
Rys. 6.19. Gniazdo łożyska kulkowego S1: 5-115B (N = 13) w korpusie – widok ogólny powierzchni czołowej odlewu podtrzymującego łożysko środkowe S1 (łożyskujące koniec wału wejściowego i początek wału wyjściowego) dla dwóch skrzynek napędów SNA.....	324
Rys. 6.20. Kształt wielowypustów wewnętrznych wału pośredniczącego skrzynki SNA nr Ł10 ze śmigłowca Mi-24 nr „d” według odlewów repliki wykonanych w Pracowni Materiałoznawstwa ITWL (przekrój C-C) – powiększenie.....	325
Rys. 6.21. Rozkład zużycia wielowypustów wewnętrznych wału pośredniczącego skrzynki napędowej SNA nr Ł10 ze śmigłowca Mi-24 nr „d” obliczone przez pracownię Materiałoznawstwa ITWL.....	325
Rys. 6.22. Liczba zbiorów charakterystycznych łożyska tocznego ŁPK1 podtrzymującego koło Z44 przekładni tylnej śmigłowca z uszkodzoną przekładnią – testy 46 i 53 .....	340

Rys. 6.23. Liczba zbiorów charakterystycznych łożyska tocznego ŁPK1 podtrzymującego koło Z44.....	340
Rys. 6.24. Łożysko wałkowe ŁPK1 wału śmigła ogonowego przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 nr „e” .....	341
Rys. 6.25. Nakrętka-pokrywa łożyska tocznego ŁPK4 zamontowana na przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 – półprzekrój-półwidok .....	342
Rys. 6.26. Pokrywa łożyska tocznego ŁPK4 wału wejściowego przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 nr „e” .....	343
Rys. 6.27. Korpus przekładni tylnej w miejscu wejścia wału transmisji – widoczne ślady po obluźowaniu się pokrywy łożyska tocznego FPK4 wału wejściowego przekładni tylnej śmigłowca Mi-24 nr „e” .....	343
Rys. 6.28. Wał tylny .....	344
Rys. 6.29. Wał środkowy .....	345
Rys. 6.30. Schemat tarczy sterującej – rysunek poglądowy .....	345
Rys. 6.31. Tarcza sterująca lekka.....	348
Rys. 6.32. Tarcza sterująca ciężka – półprzekrój-półwidok .....	349
Rys. 6.33. Montaż tarczy sterującej ciężkiej na przekładni głównej.....	350
Rys. 6.34. Tarcza sterująca ciężka kompletna .....	351
Rys. 6.35. Tarcza sterująca ciężka po częściowym demontażu z ustawieniem ekstremalnego przechyłu na lewa burtę (naśladującego analogiczne wychylenie drążka pilota) .....	351
Rys. 6.36. Łożysko główne tarczy sterującej po długotrwałej eksploatacji w stanie rezonansu z widocznym połamanym koszykiem-separatorem.....	354
Rys. 6.37. Łożysko główne w układzie tarczy sterującej ciężkiej.....	356
Rys. 6.38. Fotografia pierścienia dociskowego bieżni wewnętrznej łożyska głównego tarczy sterującej (wyjętego z gniazda łożyskowego) z kompletu uszkodzonej tarczy sterującej – widoczne ubytki materiałowe .....	357
Rys. 6.39. Fotografia pierścienia dociskowego bieżni zewnętrznej łożyska głównego tarczy sterującej (wyjętego z gniazda łożyskowego) z kompletu uszkodzonej tarczy sterującej .....	358
Rys. 6.40. Przebieg częstotliwości chwilowej $f_i = f(t)$ trójfazowego kanału pomiarowego FAM-C dla łożyska, które miało odłamane pięć elementów separujących.....	359

---

Rys. 6.41. Przebieg częstotliwości chwilowej otrzymany z pomiaru trójfazowego FAM-C z prądnicy SGS-40PU ze śmigłowca Mi-17 nr 1.....	361
Rys. 6.42. Przebieg częstotliwości chwilowej otrzymany z pomiaru trójfazowego FAM-C z prądnicy SGS-40PU ze śmigłowca Mi-17 nr 2.....	362
Rys. 6.43. Sprzęgło jednokierunkowe – schemat poglądowy obrazujący efekt jednokierunkowego sprzęgania .....	363
Rys. 6.44. Przebieg częstotliwości w funkcji czasu otrzymany z kanału pomiarowego 3x47 V, 800 Hz Mi-24 nr „m” – impulsy zanikowe.....	364
Rys. 6.45. Pierścień zewnętrzny łożyska kulkowego (N = 12) węzła sprzęgła jednokierunkowego po zerwaniu pasowania pomiędzy tuleją dystansową a pierścieniem zewnętrznym łożyska kulkowego.....	364
Rys. 6.46. Pakiet sprzęgła jednokierunkowego po demontażu .....	365
Rys. 7.1. Śmigłowiec Mi-24 z przerwany systemem transmisji w kierunku śmigła ogonowego – na skutek uszkodzenia wewnętrznego w skrzynce napędu prądnic (Afganistan 2011) .....	372



## SPIS TABLIC

Tablica 3.1.	Typowe prędkości obrotowe zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 .....	78
Tablica 3.2.	Liczba zębów kół zębatych przekładni głównej WR-2 śmigłowca Mi-2.....	82
Tablica 3.3.	Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału FAM-C prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC .....	84
Tablica 3.4.	Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-2) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC .....	84
Tablica 3.5.	Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądnicy prądu stałego prawej dolnej STG-3 ( $Z = 38$ ).....	85
Tablica 3.6.	Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej GO16PCz8 zamontowanej na przekładni głównej WR-2 przy zliczaniu dwupołówkowym .....	85
Tablica 3.7.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupołówkowym ( $l = 2$ ) .....	87
Tablica 3.8.	Współczynnik krotności dla złożonej wady: mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego	

	śmigłowca Mi-2 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupołówkowym ( $t = 2$ )....	89
Tablica 3.9.	Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 dla kanału FAM-C trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupołówkowym ( $t = 2$ ).....	90
Tablica 3.10.	Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego GTD-350 śmigłowca Mi-2 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupołówkowym ( $t = 2$ ).....	92
Tablica 3.11.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 dla kanału prądnicy prądu stałego STG-3.....	93
Tablica 3.12.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 dla kanału prądnicy prądu stałego STG-3.....	94
Tablica 3.13.	Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 dla kanału prądnicy prądu stałego STG-3.....	95
Tablica 3.14.	Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 dla kanału prądnicy prądu stałego STG-3.....	96
Tablica 3.15.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupołówkowym .....	97
Tablica 3.16.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupołówkowym .....	98
Tablica 3.17.	Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupołówkowym .....	99
Tablica 3.18.	Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupołówkowym .....	100



Tablica 3.19.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy GO16PCz8 ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ) .....	101
Tablica 3.20.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy GO16PCz8 ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ).....	102
Tablica 3.21.	Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy jednofazowej GO16PCz8 ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ).....	103
Tablica 3.22.	Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-2 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy GO16PCz8 ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ) .....	104
Tablica 3.23.	Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko pierwszej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej.....	105
Tablica 3.24.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska pierwszej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC .....	105
Tablica 3.25.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska pierwszej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądnicy prądu stałego prawej dolnej STG-3 ( $Z = 38$ ).....	106
Tablica 3.26.	Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko drugiej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2.....	106
Tablica 3.27.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska drugiej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC .....	107
Tablica 3.28.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska drugiej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądnicy prądu stałego STG-3 ( $Z = 38$ ) ....	107

Tablica 3.29.	Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko trzeciej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2.....	108
Tablica 3.30.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska trzeciej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC .....	108
Tablica 3.31.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska trzeciej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczy prądu stałego prawej dolnej STG-3 ( $Z = 38$ ).....	109
Tablica 3.32.	Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko czwartej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 .....	109
Tablica 3.33.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-2) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC.....	110
Tablica 3.34.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądniczy jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupołówkowym .....	110
Tablica 3.35.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądniczy jednofazowej GO16PCz8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ).....	111
Tablica 3.36.	Wartości częstotliwości zmodulowanej przez łożysko piątej podpory silnika GTD-350 .....	111
Tablica 3.37.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-2) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC.....	112
Tablica 3.38.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądniczy jednofazowej GO16PCz8 przy zliczaniu dwupołówkowym .....	112

Tablica 3.39.	Wartości współczynnika krotności kr łożyska piątej podpory silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy GO16PCz8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ).....	113
Tablica 3.40.	Typowe prędkości obrotowe zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 .....	115
Tablica 3.41.	Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC .....	128
Tablica 3.42.	Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-2) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC.....	128
Tablica 3.43.	Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądnicy prądu stałego prawej dolnej GS-18MO (GS-18TO) ( $Z = 38$ ) .....	129
Tablica 3.44.	Wartości częstotliwości nośnej w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupołówkowym .....	129
Tablica 3.45.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupołówkowym ( $l = 2$ ).....	131
Tablica 3.46.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupołówkowym ( $l = 2$ )....	133
Tablica 3.47.	Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupołówkowym ( $l = 2$ ).....	134
Tablica 3.48.	Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 dla kanału trójfazowych prądniczek tachometrycznych AC przy zliczaniu dwupołówkowym ( $l = 2$ ).....	135

Tablica 3.49.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów silnika TW2-117 dla kanału prądnicy prądu stałego GS-18MO.....	136
Tablica 3.50.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów silnika TW2-117 dla kanału prądnicy prądu stałego GS-18MO.....	137
Tablica 3.51.	Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów silnika TW2-117 dla kanału prądnicy prądu stałego GS-18MO.....	138
Tablica 3.52.	Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów silnika TW2-117A dla kanału prądnicy prądu stałego GS-18MO.....	139
Tablica 3.53.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupołówkowym.....	140
Tablica 3.54.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupołówkowym.....	141
Tablica 3.55.	Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupołówkowym.....	142
Tablica 3.56.	Współczynnik krotności dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupołówkowym.....	143
Tablica 3.57.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy SGO-30U ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ).....	144
Tablica 3.58.	Współczynnik krotności dla wady mimośrodowości i przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy SGO-30U ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ).....	145

Tablica 3.59.	Współczynnik krotności dla wady przekoszenia poszczególnych wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy SGO-30U ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ) .....	146
Tablica 3.60.	Współczynnik krotności $k_r$ dla wady luzów wielowypustów wałów zespołu napędowego śmigłowca Mi-8 z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych prądnicy SGO-30U ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ) .....	147
Tablica 3.61.	Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko pierwszej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC.....	148
Tablica 3.62.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska pierwszej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC .....	148
Tablica 3.63.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska pierwszej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądnicy prądu stałego prawej dolnej GS-18MO .....	149
Tablica 3.64.	Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko drugiej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC .....	149
Tablica 3.65.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska drugiej podpory silnika TW2-117 śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC .....	150
Tablica 3.66.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska drugiej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądnicy prądu stałego GS-18MO ( $\dot{Z} = 38$ ) .....	150
Tablica 3.67.	Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko trzeciej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8.....	151

Tablica 3.68.	Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko trzeciej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczy prądu stałego GS-18MO .....	151
Tablica 3.69.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska trzeciej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-2M (zamontowanej na silniku) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC .....	152
Tablica 3.70.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska trzeciej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczy prądu stałego prawej dolnej GS-18MO ( $Z = 38$ ).....	152
Tablica 3.71.	Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko czwartej podpory silnika TW2-117A .....	153
Tablica 3.72.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska czwartej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-8) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC.....	153
Tablica 3.73.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska czwartej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądniczy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupołówkowym .....	154
Tablica 3.74.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska czwartej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądniczy SGO-30U z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ).....	154
Tablica 3.75.	Wartości częstotliwości fali zmodulowanej przez łożysko piątej podpory silnika TW2-117A.....	155
Tablica 3.76.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska piątej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału prądniczki tachometrycznej trójfazowej D-1M (zamontowanej na przekładni głównej WR-8) przy zliczaniu dwupołówkowym trójfazowym AC.....	155
Tablica 3.77.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska piątej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości	

	obrotowej dla kanału AC prądnicy jednofazowej SGO-30U przy zliczaniu dwupołówkowym .....	156
Tablica 3.78.	Wartości współczynnika krotności $k_r$ łożyska piątej podpory silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8 w zależności od prędkości obrotowej dla kanału AC prądnicy SGO-30U z wykorzystaniem uzwojeń trójfazowych ( $f_z = 3$ ) przy zliczaniu dwupołówkowym ( $f_z = 2$ ).....	156
Tablica 3.79.	Typowe prędkości obrotowe zespołu napędowego śmigłowca Mi-17 .....	158
Tablica 3.80.	Typowe prędkości obrotowe zespołu napędowego śmigłowca Mi-24 .....	169
Tablica 3.81.	Dane kół zębatych skrzynki napędu agregatów ze śmigłowca Mi-24.....	176
Tablica 3.82.	Dane łożysk tocznych skrzynki napędu agregatów ze śmigłowca Mi-24.....	176
Tablica 3.83.	Wartości współczynnika krotności dla kanału trójfazowego 3x36V, 79 Hz prądniczki tachometrycznej D-1M zamontowanej na WR-24, pomiar półokresowy (kanał C) podzespołów SNA ...	179
Tablica 3.84.	Wartości współczynnika krotności dla kanału jednofazowego 1x115 V, 400 Hz, pomiar pełnookresowy (kanał pomiarowy D) podzespołów SNA.....	180
Tablica 3.85.	Wartości współczynnika krotności dla kanału trójfazowego 3x200 V, 400 Hz, pomiar półokresowy (kanał pomiarowy E) podzespołów SNA.....	181
Tablica 3.86.	Wartości współczynnika krotności dla kanału podwzbudnicy 3x47 V, 800 Hz, pomiar półokresowy (kanał pomiarowy F) podzespołów SNA Mi-24.....	182
Tablica 3.87.	Wymiary łożysk przekładni WR-24 i podpór łożyskowych silnika TW3-117A.....	188
Tablica 3.88.	Wartości współczynnika krotności dla kanału 3x36 V, 79 Hz prądniczki tachometrycznej D-1M zamontowanej na WR-24, pomiar trójfazowy półokresowy (kanał B) poszczególnych podzespołów mechanicznych SNA.....	193
Tablica 3.89.	Wartości współczynnika krotności dla kanału 1x115 V, 400 Hz podzespołów mechanicznych WR-24 oraz TW3 (kanał D).....	194
Tablica 3.90.	Wartości współczynnika krotności dla kanału 3x200 V, 400 Hz podzespołów mechanicznych WR-24 oraz TW3 (kanał E) .....	195

Tablica 3.91.	Wartości współczynnika krotności dla kanału 3x47 V, 800 Hz podzespołów mechanicznych WR-24 oraz TW3 (kanał F).....	196
Tablica 3.92.	Tablica danych konstrukcyjnych łożysk przekładni pośredniczącej .....	200
Tablica 3.93.	Wartości współczynnika krotności dla wszystkich dostępnych kanałów pomiarowych podzespołów mechanicznych przekładni pośredniczącej .....	201
Tablica 3.94.	Dane kinematyczne łożysk przekładni tylnej.....	206
Tablica 3.95.	Wartości współczynnika krotności dla wszystkich dostępnych kanałów pomiarowych podzespołów mechanicznych przekładni tylnej.....	207
Tablica 4.1.	Podstawowe zbiory charakterystyczne zespołu napędowego śmigłowca Mi-24: podzespoły przekładni WR-24, skrzynki napędów agregatów (SNA), tarczy sterującej, wolnej turbiny silnika .....	246
Tablica 5.1.	Przykładowe relacje pomiędzy danymi konstrukcyjnymi prądnic lotniczych prądu stałego a ich częstotliwością nośną dla poszczególnych prędkości wału głównego zespołu napędowego.....	262
Tablica 6.1.	Wykaz testów FAM-C wykonanych na śmigłowcu Mi-24 nr „a” przez Zakład Awioniki ITWL.....	301
Tablica 6.2.	Wykaz testów FAM-C wykonanych na śmigłowcu Mi-24 nr „b” obserwacje łożyska głównego WR-24 (N = 16 kul, $p_{sn} = 0,3545$ ) .....	301
Tablica 6.3.	Parametry zbiorów charakterystycznych uzyskane z pomiarów FAM-C pierwszej harmonicznej prędkości obrotowej WŚO w przekładni tylnej – luzy promieniowe i mimośród wału.....	328
Tablica 6.4.	Parametry zbiorów charakterystycznych uzyskane z pomiarów FAM-C drugiej harmonicznej WŚO w przekładni tylnej – przekoszenie wału .....	333
Tablica 6.5.	Parametry zbiorów charakterystycznych uzyskane z pomiarów FAM-C dotyczące transformacji pulsacji prędkości kątowej (przesyłanych z przekładni głównej WR-24) przez SNA i przekazywane do wału transmisji śmigła ogonowego dla 12 śmigłowców Mi-24 .....	336
Tablica 6.6.	Zbiory charakterystyczne związane z łożyskiem tocznym ŁPK1 przekładni końcowej .....	338



Tablica 6.7.	Wysokość i dobroć zbiorów charakterystycznych związanych z łożyskiem tocznym ŁPK1 przekładni końcowej.....	338
Tablica 6.8.	Współczynnik toczenia wyznaczony ze zbiorów charakterystycznych związanych z łożyskiem tocznym ŁPK1 przekładni końcowej.....	339

