

Janusz Kisiel, Józef Jonak, Jakub Gajewski, Łukasz Jedliński <sup>1)</sup>

## ANALIZA WYBRANYCH DYSKRYMINANT STOSOWANYCH DO OCENY STANU TECHNICZNEGO PRZEKŁADNI

**Streszczenie:** W opracowaniu przedstawiono wyniki badań zmierzających do określenia „obrazu wibroakustycznego” przekładni końcowej zabudowanej na śmigłowcu PZL-SW-4 oraz analizę wartości wybranych dyskryminant diagnostycznych i zakresu ich zmienności w różnych warunkach lotu śmigłowca. Wartości dyskryminant obliczone na podstawie przeprowadzonych pomiarów poddano konfrontacji z doniesieniami literaturowymi sprawdzając ich przydatność w zastosowaniu do oceny stanu technicznego przekładni.

**Słowa kluczowe:** przekładnia, śmigłowiec, obraz wibroakustyczny, stan techniczny.

### WSTĘP

Systemy oceny rzeczywistego stanu technicznego przekładni z użyciem metod wibroakustycznych są od szeregu lat badane i wdrażane w praktyce produkcyjnej i eksploatacyjnej maszyn, pojazdów a także obiektów latających. W warunkach eksploatacyjnych śmigłowca, z punktu widzenia prowadzonej diagnostyki, bardzo przydatne jest stosowanie jak najprostszych miar zjawisk drganiowych, które są łatwe do wyznaczenia oraz pozwalają wstępnie ocenić rodzaj powstającego uszkodzenia a co szczególnie ważne stopień zagrożenia bezpieczeństwa latających załóg.

Systemy monitorowania i diagnozowania stanu przekładni wyposażone są w sensory pomiarowe zainstalowane w punktach zbierania informacji znajdujących się w badanym obiekcie lub na badanym obiekcie. Jako sensory informacji diagnostycznych stosowane są czujniki prędkości obrotowych wirujących elementów, czujniki temperatury, ale przede wszystkim czujniki drgań. Drgania korpusów przekładni, a w szczególności wartości i zmiany wartości amplitud przyśpieszeń drgań i prędkości drgań a także zmiany częstotliwości bądź przesunięcia fazowe niosą istotne informacje diagnostyczne charakteryzujące stan techniczny badanych obiektów.

Podstawą prawidłowego funkcjonowania systemu monitorującego pracę przekładni lub diagnozującego badaną przekładnię jest dobór odpowiednich miar, które przy wykorzystaniu zmierzonych parametrów drgań w sposób jednoznaczny opisują stan techniczny przekładni.

---

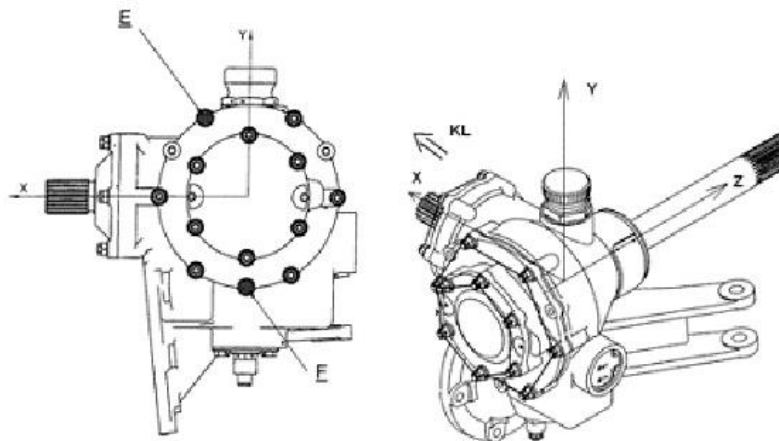
<sup>1</sup> Politechnika Lubelska, Wydział Mechaniczny, Katedra Podstaw Konstrukcji Maszyn.

## OBIEKT BADAŃ I PROFIL OBCIĄŻEŃ

Obiektem badań jest przekładnia końcowa śmigłowca PZL-SW4, nazywana w skrócie PK-4. Jest to przekładnia zębata jednostopniowa, kątowa z kołami stożkowymi o zębach łukowo-kołowych o przełożeniu równym 2,2105.

Nominalna prędkość obrotowa wału wejściowego wynosi 6016obr/min. Zakres mocy na wale wejściowym do przekładni wynosi nominalnie 22kW przez 90% czasu pracy, 56kW przez około 10% i 132kW przez 0,01% czasu pracy.

Liczby zębów, częstotliwości obrotowe i częstotliwości zazębień kół zębatych zastosowanych w przekładni PK-4 zestawiono w tablicy 1. Warunkiem koniecznym, w celu osiągnięcia przydatnych praktycznie wyników pomiarów, jest prawidłowe mocowanie czujników drgań na korpusie przekładni w wytypowanych miejscach posadowienia. Najkorzystniejsze jest takie usytuowanie czujników, przy którym ich osie pomiarowe pokrywają się z liniami działania wektorów sił wypadkowych reakcji łożysk. Postulat ten nie zawsze może być w pełni spełniony wówczas gdy niemożliwa jest ingerencja mechaniczna w korpus przekładni polegająca na przykład na wykonaniu otworu służącego do mocowania czujnika. Wytypowane miejsca posadowienia czujników drgań na korpusie przekładni, w których możliwe było ich zamontowanie, pokazano na rys. 1.



**Rys. 1.** Rysunek poglądowy przekładni PK-4 i wytypowane miejsca mocowania czujników drgań na korpusie przekładni.

Tablica 1. Częstotliwości obrotowe i zazębień kół w przekładni PK-4

Nr koła zębatego	Liczba zębów	Prędkość obrotowa [obr/min]	Częstotliwość obrotowa $f_o(k)$ [Hz]	Częstotliwość zazębienia $f_z(k)$ [Hz]
1	19	6016	100,267	1905,073
2	42	2721,5238	45,3589	1905,073

Do rejestracji drgań użyto trójkierunkowe czujniki drgań, oznaczono je dużymi literami: E i F. Kierunki lokalnych układów współrzędnych czujników drgań

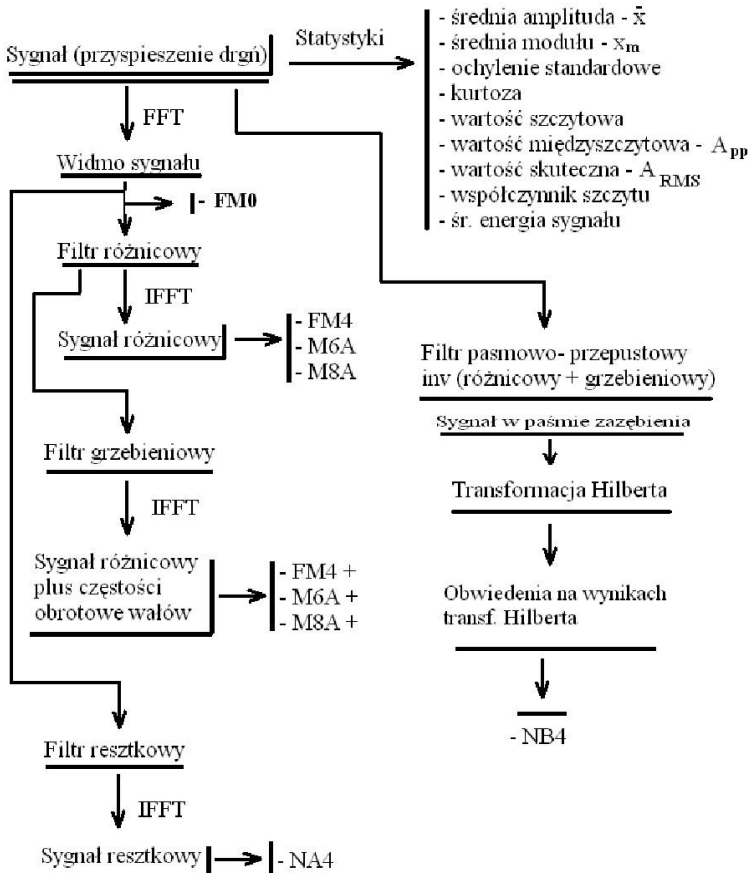
X, Y, Z są zgodne z kierunkami osi układu współrzędnych związanego z przekładnią PK-4:

- Oś X - oś wału wejściowego (+ do przodu),
- Oś Y - prostopadła do osi X w płaszczyźnie symetrii śmigłowca (+ do góry),
- Oś Z - prostopadła do płaszczyzny X-Y (+ w prawo).

Pomiary drgań były wykonywane w stałych odcinkach czasu z częstotliwością próbkowania 26kHz. Czas trwania zapisu danego stanu wynosił ok. 5s. Stany nieustalone zapisywano w całości. W stanach pomiarowych utrzymywano zadaną prędkość obrotową wirnika w/g wskaźnika pokładowego śmigłowca SW-4.

Podczas badań nie stwierdzono wystąpienia nietypowych zdarzeń lotniczych związanych z eksploatacją śmigłowca, jak również przekroczenia ograniczeń lotnych zawartych w IUL.

## ZASTOSOWANE DYSKRYMINANTY DIAGNOSTYCZNE I ALGORYTM OBLICZANIA ICH WARTOŚCI



Rys. 2. Algorytm wyznaczania dyskryminant diagnostycznych

Dla sygnałów drganiowych zarejestrowanych podczas badań obliczone zastały wartości dwudziestu wytypowanych wskaźników diagnostycznych. Zastosowano proste miary punktowe wymiarowe i bezwymiarowe jak też dyskryminanty bezwymiarowe oparte o momenty wyższych rzędów.

Zastosowany algorytm obliczania wartości dyskryminant diagnostycznych przedstawiono na rys. 2.

## PRZYKŁADOWE WYNIKI OBLICZEŃ I ANALIZ WARTOŚCI OBLICZONYCH DISKRYMINANT

Wszystkie sygnały drganiowe zarejestrowane na przekładni podczas wykonywania przez śmigłowiec zadanych manewrów poddano analizie w funkcji czasu oraz w funkcji częstotliwości.

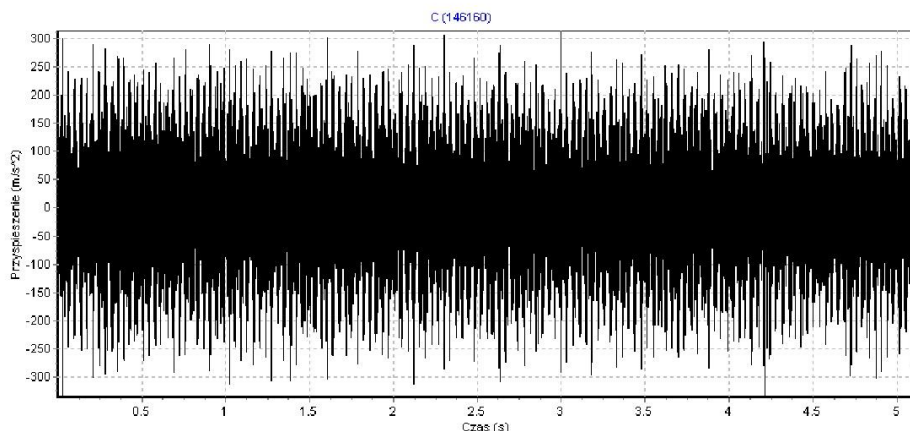
Tablica 2. Wartości wskaźników diagnostycznych sygnałów zarejestrowanych na PK-4 podczas „biegu jałowego”

czujniki E i F - bieg jałowy - n=60% (3610 obr/min), Mo=8 - 9%						
dyskryminanty	Ex_03	Ey_03	Ez_03	Fx_03	Fy_03	Fz_03
x(X)	1,2	-0,2	-2,1	-0,6	-0,8	0,2
xm(X)	73,4	174,0	81,0	218,0	35,7	112,5
sd(X)	90,6	202,0	98,3	249,8	47,4	130,7
zp(X)	440,2	573,3	442,2	631,9	441,1	442,1
pp(X)	775,4	1064,8	806,7	1190,5	668,8	844,4
C(X)	4,9	2,8	4,5	2,5	9,3	3,4
rms(X)	90,6	202,0	98,3	249,8	47,4	130,7
mzp(X)	100,4	274,4	113,6	341,5	44,0	159,0
kurt(X)	-0,3	-1,0	-0,5	-1,1	1,5	-1,0
E(X)	0,3	1,4	0,3	2,2	0,1	0,6
A(X)	-0,5	-1,1	-0,2	-0,9	1,2	-1,2
FM0	2,8	1,2	2,2	1,4	6,3	1,7
FM4	7,9	5,8	4,6	62,7	89,1	3,8
M6A	3571,3	1342,8	580,8	144589,8	285632,7	141,5
M8A	2750989,6	727549,9	235362,1	381508400,9	954902758,5	30277,9
NA4	3,0	2,9	2,9	2,6	3,6	2,5
NB4	2,6	2,3	2,7	2,6	5,3	2,6
FM4+	8,0	5,8	4,6	61,7	82,1	3,9
M6A+	3769,8	1296,2	591,8	138211,0	252230,5	149,6
M8A+	2958149,3	692614,5	241555,1	358558145,3	809133600,8	32339,1

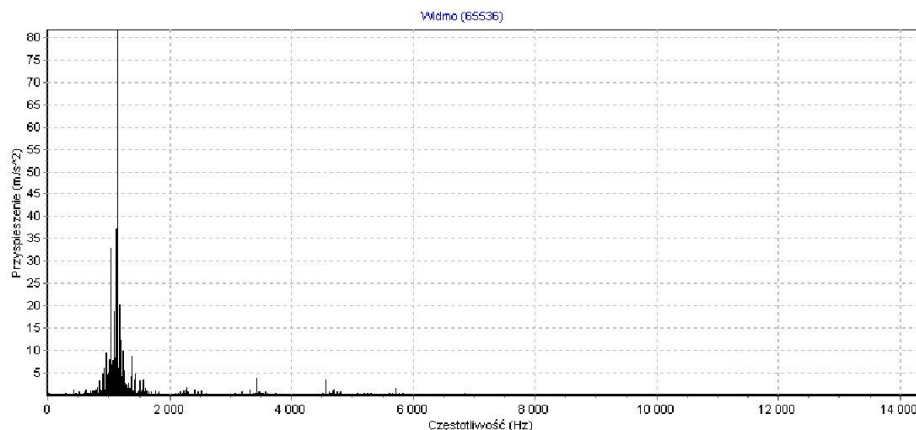
Na rysunkach o numerach od 3 do 8 pokazano przykładowe wyniki przebiegów wartości przyspieszeń drgań oraz widma częstotliwościowe sygnałów mie-

rzonych w wybranych kanałach pomiarowych podczas „biegu jałowego”, gdy śmigłowiec stał na płycie lotniska, wartość momentu obciążającego przekładnie wynosiła wówczas od 8,5% do 9,5% wartości nominalnej, a prędkość obrotowa wahała się nieznacznie, od 60,6% do 61,1% wartości nominalnej oraz podczas lotu, gdy śmigłowiec wykonywał manewr „przemieszczania w lewo”. Wartość momentu obciążającego przekładnie podczas tego manewru wynosiła od 65% do 74% wartości nominalnej. Prędkość obrotowa wahała się od 102,5% do 104% wartości nominalnej.

W tablicach 2 i 3 zestawiono wartości dyskryminant diagnostycznych obliczone na podstawie wyników pomiarów zarejestrowanych przy wymienionych powyżej stanach pracy przekładni.



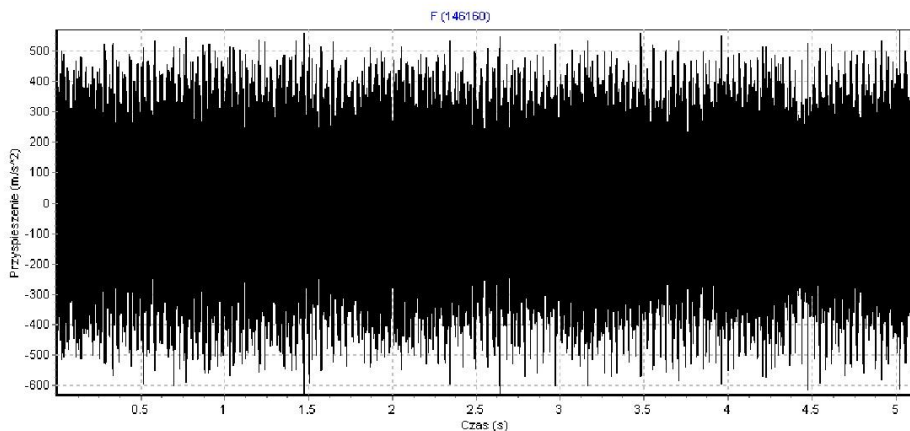
**Rys. 3.** Przyspieszenia drgań mierzone czujnikiem E w kierunku osi X podczas biegu jałowego



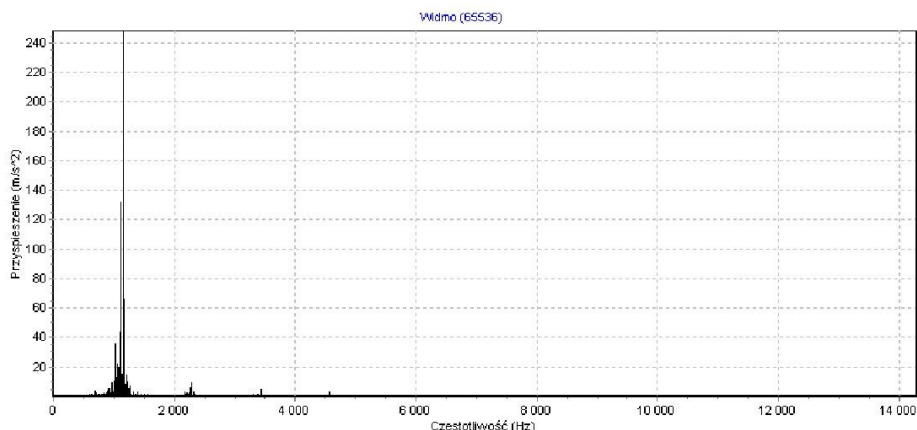
**Rys. 4.** Widmo sygnału mierzonego czujnikiem E w kierunku osi X podczas biegu jałowego

W pierwszych kolumnach tablic wypisano nazwy dyskryminant lub ich skróto-  
 we oznaczenia. Znaczenie zastosowanych skrótów jest następujące:

- $x(X)$  - średnia wartość mierzonego sygnału,
- $rms(X)$  - wartość skuteczna,
- $xm(X)$  - średnia z modułów,
- $mzp(X)$  - średnia wartość szczytowa,
- $sd(X)$  - odchylenie standardowe,
- $kurt(X)$  - kurtozą,
- $zp(X)$  - wartość szczytowa,
- $E(X)$  - średnia energia sygnału,
- $pp(X)$  - wartość międzyszczytowa,
- $A(X)$  - współczynnik asymetrii mierzonego sygnału.
- $C(X)$  - współczynnik szczytu,



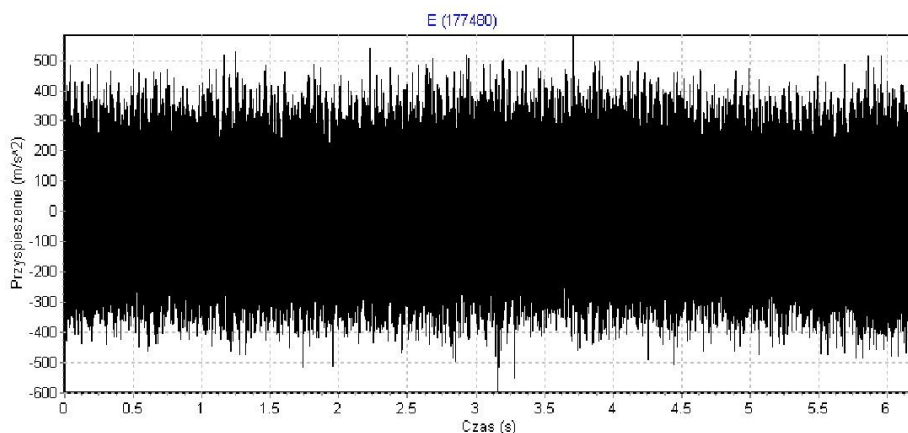
**Rys. 5.** Przyspieszenia drgań mierzone czujnikiem F w kierunku osi X podczas biegu jałowego



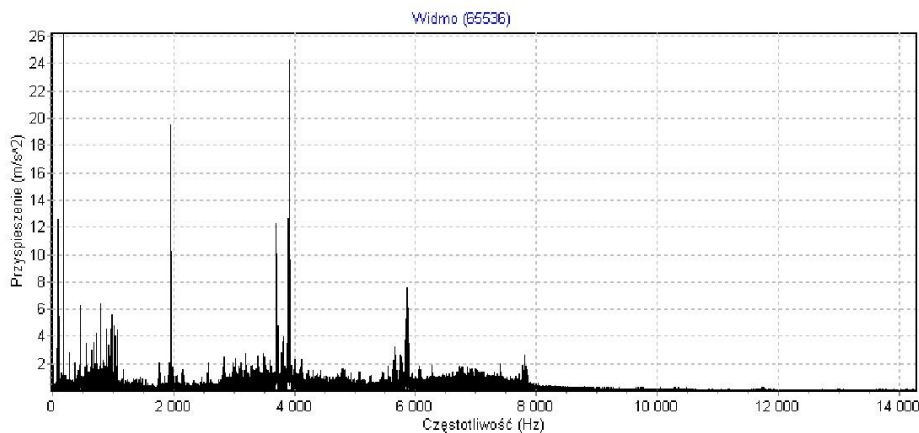
**Rys. 6.** Widmo sygnału mierzonego czujnikiem F w kierunku osi X podczas biegu jałowego

Tablica 3. Wartości wskaźników diagnostycznych sygnałów zarejestrowanych na PK-4 podczas manewru „przemieszczania w lewo”

czujniki E i F - przemieszczanie w lewo - n=103% (6196 obr/min), Mo=65-74%						
dyskryminanty	Ex_13	Ey_13	Ez_13	Fx_13	Fy_13	Fz_13
x(X)	1,24	-0,10	-2,15	-0,57	-0,75	0,17
xm(X)	58,58	71,89	115,91	64,97	38,12	83,52
sd(X)	73,08	88,94	143,57	82,63	47,97	102,92
zp(X)	440,20	441,20	601,30	440,10	441,10	442,10
pp(X)	740,00	797,10	1185,50	792,40	666,40	843,20
C(X)	6,02	4,96	4,19	5,33	9,19	4,30
rms(X)	73,09	88,94	143,58	82,64	47,98	102,92
mzp(X)	85,47	102,09	177,39	85,42	50,85	128,40
kurt(X)	-0,09	-0,23	-0,24	0,31	0,09	-0,30
E(X)	0,19	0,28	0,72	0,24	0,08	0,37
A(X)	-0,28	0,75	-0,06	1,19	-0,40	-0,19
FM0	1,74	1,11	1,07	2,37	5,89	1,23
FM4	3,04	3,11	3,15	3,23	3,10	3,17
M6A	15,87	18,22	17,24	17,47	17,66	17,58
M8A	128,62	249,16	137,02	129,89	234,40	144,91
NA4	3,02	3,11	3,05	3,22	3,11	3,09
NB4	2,71	2,72	2,75	2,36	3,33	2,77
FM4+	2,96	3,13	3,04	3,18	3,08	3,11
M6A+	14,35	18,05	15,66	16,93	17,10	16,62
M8A+	99,00	202,61	114,56	123,75	199,53	130,39



Rys. 7. Przyspieszenia drgań mierzone czujnikiem E w kierunku osi Z podczas przemieszczania w lewo



**Rys. 8.** Widmo sygnału mierzonego czujnikiem E w kierunku osi Z podczas przemieszczania w lewo

W kolejnych kolumnach, opisanych u góry nazwą czujnika i nazwą osi pomiarowej czujnika, podano wartości wskaźników diagnostycznych dla wszystkich kanałów pomiarowych.

W zestawieniach + wyniki obliczeń, których wartości przekraczają podawane, dla adekwatnych dyskryminant, w literaturze wartości dopuszczalne.

## UWAGI KOŃCOWE

Podczas badań przekładni zamontowanej na śmigłowcu wartości niektórych wskaźników diagnostycznych, obliczanych w oparciu o momenty matematyczne wyższych rzędów, zostały bardzo mocno przekroczone w stosunku do ich wartości granicznych podawanych w literaturze. Przekroczenia te są największe, gdy przekładnia pracuje na „biegu jałowym” z prędkością 50% prędkości znamionowej a śmigłowiec utrzymuje kontakt z podłożem startowym. W widmach amplitudowo-częstotliwościowych nie występują wówczas składowe w paśmie powyżej 8 kHz.

W warunkach pracy przekładni na śmigłowcu, przy dużej dynamice obciążenia, konieczne jest stosowanie miar diagnostycznych cechujących się małą wrażliwością na zmiany warunków pracy przekładni.

Nierozpoznana jest dotychczas w pełni przydatność wielu miar do diagnozowania stanu przekładni pracujących na śmigłowcach. Do analiz zastosowano zatem aż 20 dyskryminant diagnostycznych. Są to miary punktowe wymiarowe, bezwymiarowe, jak i dyskryminanty bezwymiarowe oparte o momenty matematyczne wyższych rzędów. Ciągły charakter monitoringu obiektu wymusza, aby algorytmy analiz sygnałów charakteryzowały się krótkim czasem obliczeń.



Niezależnie od lokalizacji czujników na przekładni oraz orientacji ich osi, wartości dyskryminant opartych na momentach wyższych rzędów, osiągały zbliżone wartości.

Przeprowadzone dotychczas badania potwierdzają ogólną możliwość stosowania dyskryminant opartych na momentach matematycznych wyższych rzędów w diagnostyce i monitorowaniu stanu przekładni końcowej śmigłowca SW-4.

## PIŚMIENNICTWO

1. Grabill P., Berry J., Grant L., Porter J.: Automated Helicopter Vibration Diagnostics for the US Army and National Guard. American Helicopter Society 57- th Annual Forum, Washington, DC, May 9-11, 2001.
2. Samuel P. D, Darryll J. Pines: A review of vibration-based techniques for helicopter transmission diagnostics. *Journal of Sound and Vibration* 282 (2005) 475–508.
3. Mosher M., Pryor A. H. and Huff E. M.: Evaluation of standard gear metrics in helicopter flight operation. Presented at 56th Mechanical failure Prevention Technology Conference, Virginia Beach, VA, April 15-19, 2002.
4. Decker H.J.: Crack Detection for Aerospace Quality Spur Gears. NASA/TM-2002-211492.
5. Wilk A., Bartelmus W.: Diagnostowanie przekładni zębatych. Monografia: Inżynieria diagnostyki maszyn. Pod red. Żółtowski B., Cempel Cz. Warszawa, Bydgoszcz, Radom, 2004.
6. “Wykorzystanie sygnału wibroakustycznego w analizie ryzyka technicznego”- pod red. Jacka Dybały, Jędrzeja Mączaka, Stanisława Radkowskiego. ITE, Warszawa- Radom, 2006.
7. Zielinski T. P.: Cyfrowe przetwarzanie sygnałów, WKiŁ Warszawa 2007.

## THE ANALYSIS OF SELECTED DIAGNOSTIC DISCRIMINANTS VALUES IN THE CONTEXT OF APPLICATION TO ASSESS THE TECHNICAL STATE OF GEAR

### Summary:

The article presents the results of research vibroacoustic image of helicopter PZL-SW4 final gear. This paper also describes the analysis of selected diagnostic discriminants values and their variation range during different flight conditions.

**Keywords:** gear, helicopter, vibroacoustic image, technical state.