

KOMPLEKSOWA DIAGNOSTYKA W PROCESIE OCENY JAKOŚCI SILNIKA ŚMIGŁOWCOWEGO W INŻYNIERYJNO – LOTNICZYM OTOCZENIU

Paweł LINDSTEDT

Politechnika Białostocka, Wydział Mechaniczny, Katedra Automatyki i Robotyki
15-351 Białystok, ul. Wiejska 45C

Streszczenie

W pracy przedstawiono nową kompleksową metodę diagnostyki turbinowego silnika śmigłowego Allison 250. Metoda ta bazuje na syntetycznych sygnałach diagnostycznych wynikających z jednoczesnego zastosowania trzech autonomicznych metod diagnozowania (funkcjonalnej, wibroakustycznej i tribologicznej) i sygnałów otoczenia opisanych liczbą przekroczeń progów diagnostycznych tych sygnałów. Ten sposób opisu pozwala ustalić ilościowe relacje między sygnałami diagnostycznymi i otoczenia i parametrami stanu technicznego obiektu. Przeprowadzono diagnostykę układu łożyskowania dwóch silników Allison 250 zabudowanych na śmigłowcu PZL-KANIA. Wykazano rzeczywiste różnice stanu technicznego badanych układów łożyskowania oraz wpływ jakości użytkowania na ich stan techniczny.

Słowa kluczowe: kompleksowa metoda diagnozowania, silnik śmigłowy, układ łożyskowania.

THE COMPLEX DIAGNOSTICS IN PROCESS OF OPINION OF QUALITY HELICOPTER'S ENGINE IN THE ENGINEERING – AIR SURROUNDINGS

Summary

The new complex method of diagnostics of helicopter's turbine engine Allison 250 in work was introduced. Method this be bases on synthetic diagnostic signals of resulting with simultaneous use three autonomic methods of diagnosing (functional, vibroacustical and tribological) and of surroundings described with number of crossings of diagnostic sill timbers of these signals. This way of description permits to establish between diagnostic signals quantitative reports and the surroundings and the state of technical object. It the diagnostics of arrangement bearings was conducted was two engines Allison 250 built-up on helicopter PZL-KANIA. It the real differences of technical state were showed was the tested arrangements bearings as well as influence of quality of use on their technical state.

Keywords: complex method of diagnosing, helicopter's turbine engine, bearing system.

1. WSTĘP

Silniki śmigłowe (np. Allison 250, GTD – 350) są złożonymi i kosztownymi obiektami technicznymi. Powinny spełniać wysokie wymagania obsługowe i użytkowe oraz trwałościowe i niezawodnościowe. Są przykładem obiektów, które często pracują w zmiennym i uciążliwym otoczeniu, co wynika z trudnych, niestacjonarnych warunków lotu i z często nadmiernie wygórowanych zadań wynikających z planowanych programów ich wykorzystywania. Tego typu obiekty techniczne (szczególnie silniki, których rewers wynosi 3500 i więcej godzin) wymagają szczególnie sumiennej obsługi technicznej a także dokładnego przestrzegania zasad ich użytkowania. Służby inżynierijno – lotnicze tego typu silników turbinowych stają przed skomplikowanymi zadaniami, które będą mogły być skutecznie rozwiązywane przez permanentne

stosowanie kompleksowej diagnostyki technicznej w procesie ich obsługi i użytkowania [1, 2, 7].

2. BUDOWA I DZIAŁANIE SILNIKA ALLISON 250

Schemat ideowy silnika Allison 250 przedstawiono na rysunku 1. Główne zespoły silnika to: zespół sprężarki, zespół turbiny, układ łożyskowania, skrzynka napędów, komora spalania oraz układ automatycznej regulacji silnika [6, 7, 8].

Zespół sprężarki składa się z dwóch podpór sprężarki, sześciostopniowego osiowego i jednostopniowego odśrodkowego zespołu wirnika, zespołu kadłuba sprężarki i zespołu dyfuzora, z którego doprowadzane jest powietrze dwoma przewodami od sprężarki do komory spalania.

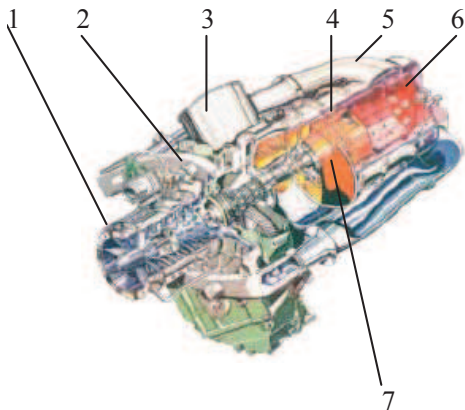
Zespół turbin składa się z: podpory turbiny wysokiego ciśnienia, podpory turbiny napędowej, kolektora wydechowego, dwustopniowego wirnika turbiny wysokiego ciśnienia i dwustopniowego

wirnika turbiny napędowej. Turbina wysokiego ciśnienia napędza sprężarkę oraz skrzynkę napędów agregatów. Turbina napędowa wytwarza moc wyjściową silnika przekazywaną do wirnika głównego i ogonowego.

Skrzynka napędowa ma dwustopniową przekładnię zębatą (reduktor) do zredukowania prędkości obrotowej turbiny napędowej (33290 obrotów/min) do prędkości obrotowej wału napędowego (6016 obrotów/min). Od reduktora dodatkowo napędzane są: prądniczka obrotomierza turbiny napędowej i regulator obrotów turbiny napędowej. Skrzynka napędów ma także układ kinematyczny, który napędza prądnicę prądu stałego, pompę paliwową, prądniczkę obrotomierza turbiny wysokiego ciśnienia oraz reduktor obrotów turbiny wysokiego ciśnienia.

Układ łożyskowania składa się z dziewięciu łożysk tocznych. Podporami wirnika turbosprężarki są łożyska Nr 1, 2, 7 i 8, a turbiny napędowej – łożyska 3, 4, 5, 6. Łożysko 2 ½ jest specjalnym podparciem wału sprężarki wewnątrz koła napędzającego reduktor.

Komora spalania zbudowana jest z zewnętrznej osłony i rur żarowych. Wtryskiwacz oraz świeca zapłonowa zamocowane są w tylnej części zewnętrznej osłony komory spalania.



Rys. 1. Budowa silnika Allison 250 C20B: 1 – sprężarka, 2 – skrzynka przekładniowa, 3 – kolektor wydechowy, 4 – turbina napędowa, 5 – turbosprężarka, 6 – komora spalania, 7 – układ łożyskowania

Układ automatycznej regulacji silnika typu Bendix składa się z regulatora obrotów turbiny wysokiego ciśnienia RT-S i regulatora obrotów turbiny napędowej RTN oraz z dźwigni rodzaju pracy reduktora obrotów turbiny wysokiego ciśnienia DRP_{T-S} i dźwigni skoku i mocy regulatora obrotów turbiny napędowej DRM_{TN} .

W skład układu wchodzi też pompa P [6, 10].

Powietrze z otoczenia (\dot{m}_1, p_H, t_H) zasysane jest do wlotu sprężarki i sprężane do wartości

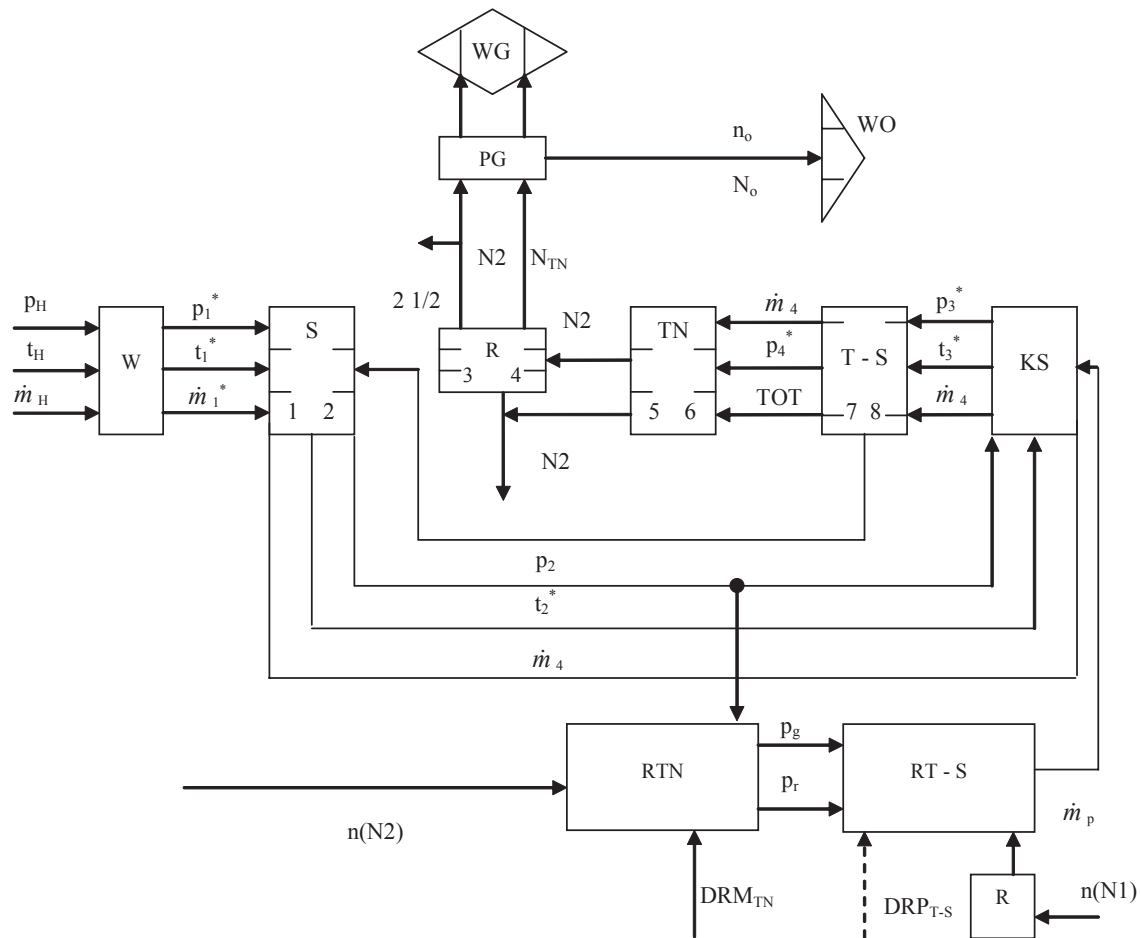
p_2 a następnie przez spiralny dyfuzor i dwa przewody rurowe doprowadzane jest do komory spalania. W zależności od potrzeb wynikających z rodzaju pracy silnika (bieg „jałowy” lub „lot”) oraz obciążenia (zmiana skoku łopat) wirnika głównego i ogonowego (M_R, M_O) do komory spalania (KS) doprowadzane jest przez wtryskiwacze paliwo o odpowiednim masowym natężeniu (\dot{m}_p), którego wartość regulowana jest przez regulatory: RTN i RT-S. Gazy spalinowe odprowadzane są do turbiny wysokiego ciśnienia T-S, a następnie na turbinę niskiego ciśnienia – napędową TN.

Podczas uruchamiania silnika (rys. 2) dźwignia rodzaju pracy (DRP_{T-S}) ustawiana jest w położenie BIEG JAŁOWY. W tym czasie regulator RT-S na podstawie aktualnych ciśnień powietrza p_2, p_r, p_g , działających na wykonawcze mieszki sprężyste tego regulatora, sterują igłą zaworu dozującego regulatora RT-S. Po uruchomieniu silnika dźwignia DRP_{T-S} zostaje przestawiona do przodu w położenie „LOT”. W tym położeniu dźwigni DRP_{T-S} , regulator RT-S sterowany jest przez regulator turbiny napędowej RTN. Wtedy podczas użytkowania śmigłowca przestawiana jest dźwignia skoku i mocy (DRM) np. na większy kąt nastawienia łopat wirnika. Wzrostnie wtedy obciążenie turbiny napędowej a stąd powstaje tendencja do spadku jej prędkości obrotowej do N2. Fakt ten wywoła zadziałanie korekcyjne regulatora RTN, który przestawi regulator RT-S na większe zużycie paliwa, co w konsekwencji spowoduje zwiększenie N1 tak, by N2 była stała. W ten sposób układ zawsze powraca do wymaganego stanu równowagi. Przedstawiony sposób współdziałania regulatorów RNT, RT-S powtarza się dla innych spotykanych przypadków pracy w różnorodnym otoczeniu.

Diagnostykę silnika śmigłowego Allison 250 prowadzi się po jego podzieleniu na podatne na diagnostycznie moduły diagnostyczne [4, 5, 9].

Podział ten najczęściej wynika z rozwiązania konstrukcyjnego silnika. Modułami diagnostycznymi silnika mogą zatem być jego główne zespoły: zespół sprężarki, zespół turbin, układ łożyskowania, itp. (rys. 1).

Newralgicznym zespołem silnika jest układ łożyskowania. Dlatego właśnie on ujęty w zmiennym otoczeniu wynikającym z pracy silnika może stać się reprezentatywnym przykładem kompleksowego diagnozowania złożonego obiektu z uwzględnieniem warunków użytkowania [6, 8].



Rys. 2. Ideowy schemat gazodynamiczny silnika śmigłowego z turbiną napędową – typu Allison 250: W – wlot; S – sprężarka; TN – turbina napędowa wirnika; T-S – zespół turbo-sprężarki; KS – komora spalania; RTN – regulator TN; RT-S – regulator T-S; R – reduktor; PG – przekładnia główna; WG – wirnik główny (nośny); WO – wirnik śmigła ogonowego; p_H, t_H, \dot{m}_H – ciśnienie, temperatura, masowe natężenie przepływu powietrza na wejściu do wlotu silnika; $p_1^*, t_1^*, \dot{m}_1^*$ – ciśnienie spiętrzenia, temperatura spiętrzenia, masowe natężenie przepływu powietrza na wejściu do sprężarki; $p_2^*, t_2^*, \dot{m}_2^*$ – ciśnienie spiętrzenia, temperatura spiętrzenia, masowe natężenie przepływu powietrza na wyjściu sprężarki; $p_3^*, t_3^*, \dot{m}_3^*$ – ciśnienie spiętrzenia, temperatura spiętrzenia, masowe natężenie przepływu gazów spalinowych na wejściu turbiny wysokiego ciśnienia; $p_4^*, \text{TOT}, \dot{m}_4^*$ – ciśnienie spiętrzenia, temperatura spiętrzenia, masowe natężenie przepływu gazów spalinowych na wejściu turbiny niskiego ciśnienia; M_{TN}, M_R, M_O – moment turbiny napędowej, moment roboczy wirnika nośnego, moment śmigła ogonowego; n_R, n_O – prędkości obrotowe wirnika nośnego i ogonowego; $\text{DRP}_{T-S}, \text{DRM}_{TN}$ – sygnały zadane do regulatorów: rodzaju pracy zespołu turbina – sprężarka oraz skoku i mocy; $n(N1), n(N2)$ – prędkości obrotowe na wejściu do regulatorów; $N1, N2$ – prędkości obrotowe T-S i TN; p_g, p_r – ciśnienie regulujące i regulowane; 1, 2, 2 1/2, 3, 4, 5, 6, 7, 8 – łożyska układu łożyskowania wirników i koła napędowego reduktora

3. BUDOWA, DZIAŁANIE I NIEZAWODNOŚĆ UKŁADU ŁOŻYSKOWANIA SILNIKA ALLISON 250

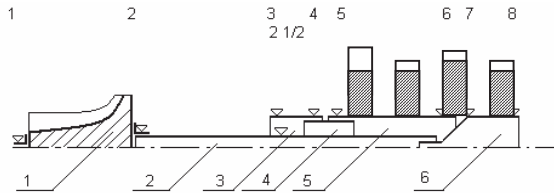
Schemat układu łożyskowania silnika Allison 250 przedstawiono na rys. 3.

Układ łożyskowania (rys. 3) składa się z dziewięciu łożysk umieszczonych w podporach

silnika i jednego łożyska umieszczonego wewnątrz koła napędzającego reduktor [6].

Łożyska nr 1 i 2 (kulkowe) stanowią podpory sprężarki. Koło napędzające reduktor, połączone jest z wałem turbiny napędowej i jest osadzone na łożyskach nr 3 i 4. Podporami wału turbiny napędowej są łożyska nr 5 (kulkowe) i nr 6 (rolkowe). Wał turbiny wysokiego ciśnienia osadzony jest na łożyskach nr 7 (rolkowe) i nr 8

(kulkowe). W płaszczyźnie łożyska nr 3 osadzone jest łożysko 2 ½, którego bieżnią zewnętrzną jest wewnętrzna powierzchnia napędzającego koła zębatego, a bieżnią wewnętrzną powierzchnia łącznika łączącego sprężarkę z wałem turbiny wysokiego ciśnienia.



Rys. 3. Schemat układu łożyskowania silnika Allison 250: 1 – sprężarka, 2 – wał turbiny wys. ciśnienia, 3 – koło napędzające reduktora, 4 – wał turbiny napędowej, 5 – turbina napędowa, 6 – turbina wys. ciśnienia

Układ łożyskowania jest zespołem pracującym w trudnym otoczeniu innych zespołów silnika. Z tego względu diagnozowany jest jednocześnie trzema autonomicznymi metodami diagnozowania: funkcjonalną, wibroakustyczną i tribologiczną. Praktyka wykazała, że pojawiają się niezgodności w ocenach stanu technicznego układu, wypracowanymi metodą funkcjonalną, wibroakustyczną i tribologiczną. Wynika to z faktu, że każda z wymienionych wyżej metod jest niejednakowo czuła na różnego rodzaju zmiany stanu technicznego (funkcjonalna – tarcie, inne opory; tribologiczna – ścieranie, erozja, korozja; wibroakustyczna – pęknięcia, deformacje). Stąd pojawiła się potrzeba opracowania nowej (uzupełniającej do metod autonomicznych) kompleksowej metody diagnozowania. Znamiennej cechą tej nowej metody jest to, że do opracowania diagnozy wykorzystuje się jednocześnie wszystkie sygnały diagnostyczne układu łożyskowania i wszystkie sygnały jego otoczenia [5, 6, 7, 8].

4. KOMPLEKSOWA METODA DIAGNOZOWANIA UKŁADU ŁOŻYSKOWANIA

W praktyce układ łożyskowania jest jednocześnie diagnozowany trzema metodami [6]:

- funkcjonalną (sygnałem diagnostycznym jest czas wybiegu wirnika t_w),
- tribologiczną (sygnałem diagnostycznym jest koncentracja produktów zużycia w oleju smarującym układ – Z),
- wibroakustyczną (sygnałem diagnostycznym jest przyspieszenie amplitudy drgań na kadłubie przedniego łożyska (nr 1) na kadłubie wirnika turbiny wysokiego ciśnienia i turbiny napędowej (łożysk 6 i 7) – sygnały W1 i W2),

z uwzględnieniem otoczenia, którym w danym przypadku jest zbiór sygnałów wynikających z pracy

innych niż układ łożyskowania zespołów silnika. Sygnałami tymi są:

- prędkość obrotowa turbiny wysokiego ciśnienia N_1 ,
- prędkość obrotowa turbiny napędowej N_2 ,
- temperatura gazów wylotowych TOT,
- ciśnienie oleju w układzie smarowania p_{ol} ,
- masowe natężenie przepływu m_{ol} ,
- temperatura oleju t_d .

Całościowa ocena stanu technicznego układu łożyskowania wymaga jednoczesnego skorelowania zmierzonych w/w sygnałów diagnostycznych i sygnałów otoczenia. Zrealizowanie tego wymagania jest trudne, ponieważ sygnały otoczenia i diagnostyczne są różnej natury fizycznej. Dostrzeżono, że wszystkie przebiegi sygnałów mogą być sprowadzone do jednakowo uformowanej postaci i ilościowo opisane za pomocą liczb przekroczeń progów diagnostycznych sygnałów diagnostycznych i otoczenia.

Ta nowa abstrakcyjna postać sygnałów diagnostycznych i otoczenia pozwala jak się okazuje opisać relacje między tymi sygnałami a następnie dokonać ich przetworzenia na stan techniczny obiektu. Staje się zatem podstawą do kompleksowej diagnostyki układu łożyskowania. Syntetyczny sygnał otoczenia (w postaci liczby przekroczeń progów diagnostycznych) można wyznaczyć z zależności:

$$U = \sqrt{N_{N1}^2 + N_{N2}^2 + N_{TOT}^2 + N_{pol}^2 + N^2 + N_{mol}^2 + N_{tol}^2} \quad (1)$$

gdzie: N z odpowiednim indeksem odpowiada liczbie przekroczeń progów diagnostycznych sygnałów otoczenia.

Syntetyczny sygnał diagnostyczny (w postaci liczby przekroczeń progów diagnostycznych) można wyznaczyć z zależności:

$$D_K = \sqrt{N_F^2 + N_W^2 + N_Z^2} \quad (2)$$

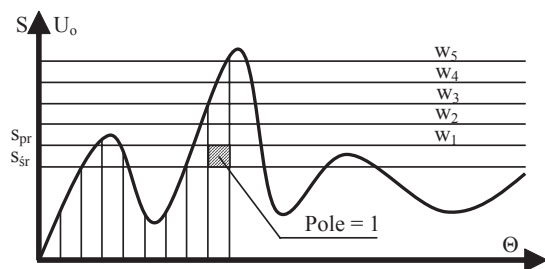
gdzie: N_F – liczba przekroczeń diagnostycznych progów sygnałów diagnostyki funkcjonalnej, N_W – liczba przekroczeń diagnostycznych progów sygnałów diagnostyki wibroakustycznej, N_Z – liczba przekroczeń diagnostycznych progów sygnałów diagnostyki tribologicznej.

Sposób sprowadzania przebiegów dowolnych sygnałów do liczby przekroczeń progów sygnałów diagnostycznych przedstawiono na rysunku 4.

Relacje między kompleksowymi syntetycznymi sygnałami diagnostycznymi i otoczenia wyrażonymi w postaci liczb przekroczeń progów diagnostycznych i stanem technicznym można opisać równaniem stanu:

$$\frac{\Delta D_K}{\Delta \theta} = aD_K + bU \quad (3)$$

gdzie: a – parametr stanu technicznego, b – parametr intensywności użytkowania i oddziaływania otoczenia na układ.



Rys. 4. Sposób przetworzenia sygnału (w czasie dynamicznym t lub w czasie eksploatacyjnym θ) na liczby przekroczeń progu diagn.: gdzie: s_{sr} – wart. średnia sygnału, s_{pr} – wart. progowa sygnału, $w_1 \div w_5$ – wagi przekroczeń (odpowiednio np. od 1 do 5)

Postępując zgodnie z zasadami identyfikacji statycznej [3, 11] otrzymuje się:

$$\hat{a} = -\frac{b}{a} \quad (4)$$

$$\hat{a} = \frac{\sum_{i=1}^n D_{Ki} U_i}{\sum_{i=1}^n U_i^2}$$

Jak widać z wzoru (4) statyczny parametr stanu \hat{a} wyznacza się z dostępnych sygnałów D_K oraz U w kolejnych i – tych chwilach.

Dalej można zapisać:

$$\frac{\Delta D_K}{\Delta \theta} = a D_K + \hat{a} U \quad (5)$$

Ostatecznie poszukiwany parametr stanu technicznego „ a ” układu łożyskowania można wyznaczyć z zależności:

$$a = \frac{\Delta D_K}{\Delta \theta (D_K + \hat{a} U)} \quad (6)$$

Parametr „ a ” pozwala obserwować kompleksowe zmiany stanu technicznego w procesie eksploatacji tego samego układu łożyskowania oraz różnice stanu technicznego jaki mają układy łożyskowania różnych silników także zabudowanych na tym samym statku powietrznym.

5. DIAGNOSTYKA UKŁADÓW ŁOŻYSKOWANIA SILNIKÓW ALLISON 250 NR 836788 (LEWY) i 836791 (PRAWY) ZABUDOWANYCH NA ŚMIGŁOWCU PZL-KANIA

Wyniki badań diagnostycznych i otoczenia układu łożyskowania przedstawiono odpowiednio w tabeli 1 i 2.

Tab. 1. Nalot i liczby przekroczeń sygnałów diagnostycznych i otoczenia silnika Allison 250 nr 836791 (prawy)

Nalot	Diagn. tribolog.	Diagn. wibro.	Diagn. funkcj. ukł. łożysk.	Diagn. kompleks.	Otocz. ukł. łożysk.
θ				D_K	U
191	2,43	-	-	2,43	
297	0,00	-	-	0,00	0,48
395	2,84	-	-	2,84	1,63
500	0,83	-	-	0,83	2,19
600	5,45	-	-	5,45	1,19
698	0,00	-	-	0,00	0,00
798	4,97	-	-	4,97	0,61
879	2,63	-	-	2,63	1,35
891	1,42	-	-	1,42	0,00
912	1,07	-	-	1,07	3,81
931	0,45	-	-	0,45	0,47
1000	0,00	-	-	0,00	0,00
1020	0,21	-	-	0,21	4,60
1100	0,88	-	-	0,88	3,46
1166	0,00	-	-	0,00	6,87
1196	2,20	-	-	2,20	1,11
1230	2,14	-	-	2,14	0,00
1269	0,02	-	-	0,02	0,00
1322	2,28	-	-	2,28	1,92
1356	2,21	0,00	0,78	2,34	1,45
1397	5,62	0,00	0,00	5,62	0,47
1399	3,64	0,00	0,00	3,64	0,00
1411	3,90	7,80	0,00	8,72	0,00
1460	0,33	1,16	0,00	1,21	0,00
1494	0,21	0,00	0,00	0,21	0,00
1520	1,26	2,31	0,75	2,74	0,00
1594	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1642	0,00	1,26	0,00	1,26	0,00
1666	1,87	0,00	0,00	1,87	6,31

Tab. 2. Nalot i liczby przekroczeń sygnałów diagnostycznych i otoczenia silnika Allison 250 nr 836788 (lewy)

Nalot	Diagn. tribolog.	Diagn. wibro.	Diagn. funkcj. ukł.łożysk.	Diagn. kompleks.	Otocz. ukł.łożysk.
θ				D_K	U
91	0,87	-	-	0,87	
297	0,54	-	-	0,54	0,48
395	2,13	-	-	2,13	1,63
500	0,00	-	-	0,00	2,19
600	1,19	-	-	1,19	1,19
698	0,00	-	-	0,00	0,00
798	0,62	-	-	0,62	0,61
879	10,34	-	-	10,34	1,35
891	1,53	-	-	1,53	0,00
912	1,27	-	-	1,27	3,81
931	0,99	-	-	0,99	0,47
1000	0,35	-	-	0,35	0,00
1020	0,80	-	-	0,80	4,60
1100	22,84	-	-	22,84	3,46
1166	0,00	-	-	0,00	6,87
1196	0,87	-	-	0,87	1,11
1230	1,20	-	-	1,20	0,00
1269	0,31	-	-	0,31	1,92
1322	0,70	-	-	0,70	0,00
1356	0,04			0,04	1,45
1397	3,46	0,00	0,51	3,50	0,47
1399	2,13	0,00	0,00	2,13	0,00
1411	2,12	2,43	0,00	3,22	0,00
1460	0,00	14,94	0,00	14,94	0,00
1494	0,60	0,00	0,00	0,60	0,00
1520	1,83	0,00	0,48	1,89	0,00
1594	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1642	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1666	0,19	0,00	0,00	0,19	6,31

Tab. 3. Nalot i wartości parametru a silnika Allison 250 nr 836791

Nalot	Diagn. komp.	Otocz.	$\Delta\theta$	ΔD_K	ΔU	\hat{a}	a
θ	D_K	U					
191	2,43	0,00	191	2,43	0,00	-1,3843	0,0052
297	2,43	0,48	297	0,00	0,48	-1,3843	0,0000
395	5,27	2,59	395	2,84	1,63	-1,3843	0,0043
500	6,10	4,30	500	0,83	2,19	-1,3843	0,0114
600	11,55	5,49	600	5,45	1,19	-1,3843	0,0023
698	11,55	5,49	698	0,00	0,00	-1,3843	0,0000
798	16,52	6,10	798	4,97	0,61	-1,3843	0,0008
879	19,15	7,45	879	2,63	1,35	-1,3843	0,0003
891	20,57	7,45	891	1,42	0,00	-1,3843	0,0002
912	21,64	11,26	912	1,07	3,81	-1,3843	0,0002
931	22,09	11,73	931	0,45	0,47	-1,3843	0,0001
1000	22,09	11,73	1000	0,00	0,00	-1,3843	0,0000
1020	22,30	16,33	1020	0,21	4,60	-1,3843	0,0000
1100	23,18	19,79	1100	0,88	3,46	-1,3843	0,0000
1166	23,18	26,66	1166	0,00	6,87	-1,3843	0,0000
1196	25,38	27,77	1196	2,20	1,11	-1,3843	0,0000
1230	27,52	27,77	1230	2,14	0,00	-1,3843	0,0000
1269	27,54	27,77	1269	0,02	0,00	-1,3843	0,0000
1322	29,82	29,69	1322	2,28	1,92	-1,3843	0,0000
1356	32,16	31,14	1356	2,34	1,45	-1,3843	0,0000
1397	37,78	31,61	1397	5,62	0,47	-1,3843	0,0000
1399	41,43	31,61	1399	3,64	0,00	-1,3843	0,0000
1411	50,15	31,61	1411	8,72	0,00	-1,3843	0,0010
1460	51,36	31,61	1460	1,21	0,00	-1,3843	0,0001
1494	51,56	31,61	1494	0,21	0,00	-1,3843	0,0000
1520	54,30	31,61	1520	2,73	0,00	-1,3843	0,0002
1594	54,30	31,61	1594	0,00	0,00	-1,3843	0,0000
1642	55,56	31,61	1642	1,26	0,00	-1,3843	0,0001
1666	57,43	37,92	1666	1,87	6,31	-1,3843	0,0002

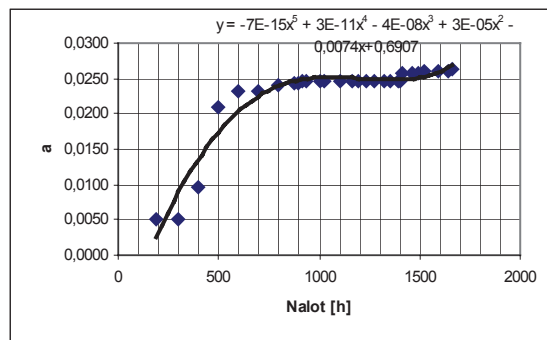
Na podstawie wyników badań przedstawionych w tabeli 1 i 2 z wykorzystaniem zależności (4) i (6) wyznaczono parametr \hat{a} oraz parametr stanu technicznego „a”. Rezultaty obliczeń przedstawiono w tabeli 3 i 4.

Tab. 4. Nalot i wartości parametru a silnika Allison 250 nr 836788

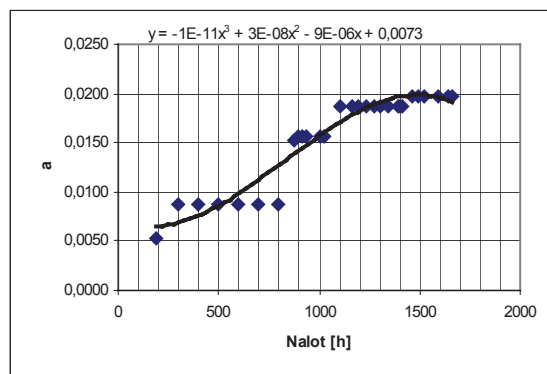
Nalot	Diagn. komp.	Otocz.	$\Delta\theta$	ΔD_K	ΔU	\hat{a}	a
θ	Dk	U					
191	0,87	0,00	191	0,87	0,00	-1,8588	0,0052
297	1,41	0,48	297	0,54	0,48	-1,8588	0,0035
395	3,54	2,11	395	2,13	1,63	-1,8588	0,0000
500	3,54	4,30	500	0,00	2,190	-1,8588	0,0000
600	4,73	5,49	600	1,19	1,19	-1,8588	0,0000
698	4,73	5,49	698	0,00	0,00	-1,8588	0,0000
798	5,35	6,10	798	0,62	0,61	-1,8588	0,0000
879	15,68	7,45	879	10,34	1,35	-1,8588	0,0064
891	17,22	7,45	891	1,53	0,00	-1,8588	0,0005
912	18,48	11,26	912	1,27	3,81	-1,8588	0,0000
931	19,47	11,73	931	0,99	0,47	-1,8588	0,0000
1000	19,82	11,73	1000	0,35	0,00	-1,8588	0,0000
1020	20,62	16,33	1020	0,80	4,60	-1,8588	0,0000
1100	43,46	19,79	1100	22,84	3,46	-1,8588	0,0031
1166	43,46	26,66	1166	0,00	6,87	-1,8588	0,0000
1196	44,33	27,77	1196	0,87	1,11	-1,8588	0,0000
1230	45,53	27,77	1230	1,20	0,00	-1,8588	0,0000
1269	45,84	29,69	1269	0,31	1,92	-1,8588	0,0000
1322	46,54	29,69	1300	0,70	0,00	-1,8588	0,0000
1356	46,58	31,14	1347	0,04	1,45	-1,8588	0,0000
1397	50,09	31,61	1397	3,50	0,47	-1,8588	0,0000
1399	52,21	31,61	1399	2,13	0,00	-1,8588	0,0000
1411	55,43	31,61	1411	3,22	0,00	-1,8588	0,0000
1460	70,37	31,61	1460	14,94	0,00	-1,8588	0,0009
1494	70,97	31,61	1494	0,60	0,00	-1,8588	0,0000
1520	72,86	31,61	1520	1,89	0,00	-1,8588	0,0001
1594	72,86	31,61	1594	0,00	0,00	-1,8588	0,0000
1642	72,86	31,61	1642	0,00	0,00	-1,8588	0,0000
1666	73,05	37,92	1666	0,18	6,31	-1,8588	0,0000

Sumaryczne wartości parametru stanu technicznego a układu łożyskowania silników Allison 250 nr 836791 i nr 836788 przedstawiono na rysunkach 5 i 6. Z porównania zmian na rys. 5 i 6 wynika, że silnik 836791 (prawy) zużywa się szybciej niż silnik nr 836788 (lewy). Analityczne postacie przebiegu parametrów pozwalają prognozować przyszłe stany układów łożyskowania.

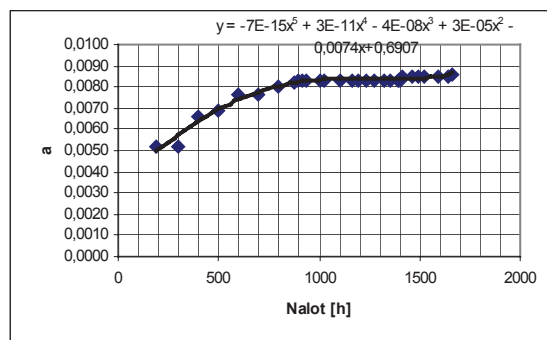
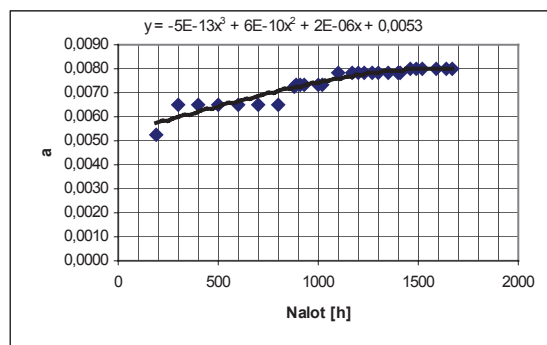
Przebiegi parametru stanu technicznego „a” układu łożyskowania silników Allison 250 nr 836791 i nr 836788 w idealnym otoczeniu ($b=0$) przedstawiono na rysunkach 7 i 8. Z porównania przebiegów widać, że proces zużywania silników jest dość wyrównany. Stąd wniosek, że prawy silnik jest bardziej wrażliwy na niedociągnięcia procesu użytkowania śmigłowca PZL-KANIA.



Rys. 5. Predykcja parametru „a” dla silnika Allison 250 – C20B nr 836791



Rys. 6. Predykcja parametru „a” dla silnika Allison 250 – C20B nr 836788

Rys. 7. Predykcja parametru „a” przy $b=0$ dla silnika Allison 250 – C20B nr 836791Rys. 8. Predykcja parametru „a” przy $b=0$ dla silnika Allison 250 – C20B nr 836788

6. PODSUMOWANIE

Nowy abstrakcyjny sygnał w postaci liczby przekroczeń progów diagnostycznych sygnałów diagnostycznych i otoczenia pozwala kompleksowo oceniać stan techniczny badanego obiektu. Kompleksowość ta jest rezultatem jednoczesnego przetwarzania wielu sygnałów diagnostycznych wynikających z zastosowania wielu metod diagnozowania i wielu sygnałów opisujących otoczenie obiektu. Takie syntetyczne ujęcie sygnałów pozwala wyznaczyć uogólniony parametr stanu technicznego i następnie obserwować jego zmiany w procesie eksploatacji pojedynczego obiektu i wielu różnych obiektów. Pozwala też obserwować jakość użytkowania obiektu. Tak uzyskane informacje mogą być wykorzystane do planowanego sposobu użytkowania obiektu (wpływ na parametr „a” i parametr otoczenia (jakości użytkowania) „b”) oraz do planowania prac obsługowych obiektu. Pozwala też podejmować decyzje przedłużania ресурсu obiektów pracujących na jednym statku powietrznym (w danym przypadku silniki mogą być zamienione miejscami).

LITERATURA

- [1] Ashby R. W., *Wstęp do cybernetyki*. PWN, Warszawa 1963.
- [2] Boliński B., Stelmaszczyk Z., *Eksploatacja silników turbinowych*. WKŁ, Warszawa 1981.
- [3] Bubnicki Z., *Identyfikacja obiektów sterowania*. PWN, Warszawa 1974.
- [4] Lewitowicz J., Kustroń K., *Podstawy eksploatacji statków powietrznych*. t.2, Wyd. ITWL, Warszawa 2003.
- [5] Lindstedt P., *Praktyczna diagnostyka maszyn i jej teoretyczne podstawy*. Wyd. Nauk. ASKON, Warszawa 2002.
- [6] Lindstedt P., Borowczyk H., Magier J., *Badanie możliwości kompleksowego diagnozowania układu łożyskowania na podstawie informacji uzyskanej z metod funkcjonalnej, tribologicznej i wibroakustycznej*. Projekt badawczy KBN Nr 5T12D01122, sprawozdanie ITWL nr 1371/50, Wyd. ITWL Warszawa 2003.
- [7] Lindstedt P., Borowczyk H., Magier J., *Sterowanie procesem użytkowania turbinowego silnika śmigłowego na podstawie kompleksowych sygnałów diagnostycznych i sygnałów otoczenia*. VIII Międzynarodowa Konferencja AIRDIAG 2005, Wyd. ITWL Warszawa 2005.
- [8] Lindstedt P., Magier J., *Przesłanki normowania i ważenia wartości progowych sygnałów diagnostycznych i otoczenia układu łożyskowania turbinowego silnika śmigłowego*. Prace Naukowe ITWL Zeszyt 18, Wyd. ITWL, Warszawa 2004.
- [9] Paton R., Frank P., Clark R., *Fault diagnostic in dynamic systems*. Theory and applications Cambridge University Press 1989.
- [10] Staniszewski R., *Sterowanie zespołów napędowych*. WKŁ, Warszawa 1980.
- [11] Söderström T., Stoica P., *Identyfikacja systemów*. PWN, Warszawa 1997.
- [12] Żółtowski B., Ćwik Z., *Leksykon diagnostyki technicznej*. Wyd. ATR, Bydgoszcz 1996.

Praca finansowana przez Politechnikę Białostocką – praca statutowa S/WM/3/06.



Dr hab. inż. **Paweł LINDSTEDT** – prof. nzw. Politechniki Białostockiej, prof. ITWL.

Tematyka badawcza: budowa i eksploatacja maszyn, automatyka lotnicza, miernictwo dynamiczne, diagnostyka i niezawodność maszyn.

Prace dotyczyły głównie: diagnozowania silników lotniczych, instalacji hydraulicznych samolotów, układów łożyskowania i napędów (przekładni) lotniczych metodami funkcjonalnymi, wibroakustycznymi, zużyciowymi, defektoskopowymi i termograficznymi, a także kompleksowymi, dodatkowo bazującymi na skorelowanych sygnałach z kilku ww. metod.