Mi-24 REQUIRES TRANSMISSION MONITORING SYSTEM

Mi-24 WYMAGANIA SYSTEMU MONITOROWANIA TRANSMISJI

Andrzej Gębura, Karol Karczmarek

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: andrzej.gebura@itwl.pl

Abstract: *Measure-research information providing to design a monitoring system for a power unit is presented in the paper. The monitoring system is similar HUMS used onboard CH-47 Chinook helicopter. The Polish system would be “enrich” data provided by means of FAM-C method. This method is based on a measurement of output frequency modulation of aircraft’s alternators. A hypothesis of manual destructive influence of a worn out upper bearing of Mi-24 helicopter’s WR-24 gearbox is presented.*

Keywords: *technical diagnostics, FAM-C diagnostic method, transmission, main rotor, tail rotor, dynamic unbalance, power unit’s, monitoring system HUMS.*

Streszczenie: *W artykule przedstawiono materiały pomiarowo-badawcze umożliwiające zbudowanie układu monitorowania stanu technicznego zespołu napędowego na wzór układu HUMS stosowanego w śmigłowcu transportowym CH-47 Chinook”. Polski system byłby „wzbogacony” danymi uzyskanymi przy pomocy metody FAM-C. Metoda ta bazuje na pomiarze modulacji częstotliwości napięcia wyjściowego prądnic pokładowych. Przedstawiono hipotezę wzajemnego, destrukcyjnego oddziaływania zużytego łożyska górnego przekładni WR-24 na skrzynkę napędów śmigłowca Mi-24.*

Słowa kluczowe: *diagnostyka techniczna, metoda diagnostyczna FAM-C, system monitorowania zespołu napędowego HUMS.*

1. Wstęp

Zarówno zespoły napędowe samolotów jak i śmigłowców wymagają dobrych układów monitoringu i skutecznych metod diagnostycznych. W zespołach napędowych samolotów, zmienia się znacznie (ponad 2-krotnie) prędkość wału głównego w zależności od prędkości przelotowej, newralgiczną sprawą jest diagnozowanie stanu technicznego podpór łożyskowych oraz geometrii wału sprężarki względem wału turbiny.

W śmigłowcach natomiast newralgicznym problemem są silne dynamiczne oddziaływania łopat (drgania własne, oddziaływanie sił aerodynamicznych w wyniku nakładania się prędkości postępowej na prędkość w ruchu obrotowym) na system transmisji mocy. Dodać należy, że o ile w samolocie zjawisko tworzenia się siły nośnej oraz zmiany wartości tej siły (przynajmniej przy niewielkiej zmianie wysokości) prawie nie oddziałują na zespół napędowy, to w śmigłowcu oba te problemy są ze sobą ściśle powiązane.

Tak więc, kiedy śmigłowiec zaczyna się np. wznosić, lub zmieniać kierunek lotu, to wzrasta dynamika oddziaływania na liczne węzły zespołu napędowego – na zespół wałów transmisji, na liczne podzespoły skrzyń napędu i na łożysko tarczy sterującej. Obserwuje się także zależność w drugą stronę – jeżeli elementy mechaniczne zespołu napędowego ulegną pozanormalnemu zużyciu, to może dochodzić do nietypowych wibracji płatowca o pozanormalnie wysokiej amplitudzie zaburzających aerodynamikę lotu albo też może dochodzić do pogorszenia precyzji sterowania. Tak więc, kiedy dochodzi do zużycia elementów transmisji przekazujących napęd na śmigło ogonowe, to towarzyszą temu trudności z utrzymaniem kierunku lotu.

Dotychczas do pomiarów diagnostycznych lotniczych zespołów napędowych, w tym przekładni śmigłowców, stosowano pomiary:

- a) wibroakustyczne,
- b) wtrąceń w oleju smarnym,
- c) pól temperatur,
- d) prędkości obrotowej i przemieszczeń elementów wirujących (np. łopatek sprężarki) przy pomocy czujników elektromagnetycznych.

Na ich bazie w lotnictwie sił zbrojnych samolotów i śmigłowców budowane są różne systemy monitorowania stanu technicznego przekładni lotniczych.

2. Wiadomości ogólne o systemach monitorowania typu HUMS

HUMS (health and usage monitoring systems) zbiera istotne informacje diagnostyczne, które wykorzystywane są do obsługi technicznej wykonywanej przez załogę w czasie działań. Pierwsze praktyczne zastosowania od 1991 roku głównie celem zwiększenia niezawodności układu napędowego transmisji

między silnikiem napędowym a śmigłem. System składa się z różnych czujników (w tym akceleratorów dla danych drgań) i systemów aktywizacji danych. Monitorowane są wirniki główne, stan techniczny silnika, główny wirnik transmisji, przekładnie redukcyjne oraz płatowiec. Obecnie system HUMS stosowany jest i intensywnie rozwijany m. in. w śmigłowcach Chinook CH-47 (rys. 1). Układ transmisji składa się z dwóch przekładni – tylna odbierająca moc bezpośrednio od silników z tej przekładni moc przekazywana do przekładni przedniej za pomocą długiego wału transmisji. Obie przekładnie, napędów po jednym (w przeciwnych kierunkach) śmigła nośnym. Jakiegokolwiek nadmierne wylęganie mogą przynieść katastrofalne skutki. Dzięki HUMS śmigłowiec CH-47 stał się bezpieczniejszy, bardziej niezawodny a jego sprawność eksploatacyjna wzrosła o ponad 20 %.

Rys. 1 Schemat transmisji napędowej w śmigłowcu Chinook CH-47

Rysunek 2 przedstawia schemat amerykańskiego systemu monitorowania stanu technicznego, który za pomocą czujników takich jak czujniki wibracji, czujniki temperatur zabudowanych na śmigłowcu zbiera dane i przesyła do systemu. System dokonuje weryfikacji i analizy otrzymanych danych i przesyła informacje do załogi śmigłowca.

Rys. 2 Schemat amerykańskiego systemu monitorowania stanu technicznego na tle systemu eksploatacji

3. Mi-24 opis ogólny zespołu napędowego

W śmigłowcu Mi-24 przekładnia główna WR-24 połączona jest ze skrzynią napędu prądnic za pomocą wału transmisji - rys. 3, rys. 4. Posiadanie dwóch oddzielnych, silnie obciążonych przekładni połączonych wałem transmisji, zdaniem autorów przypomina nieco układ kinematyczny systemu napędowego śmigłowców Chinook CH-47. Natomiast w większości innych typach śmigłowców z jednym śmigłem nośnym prądnice montowane są bezpośrednio na głównej skrzyni napędowej.

Rys. 3 Schemat kinematyczny układu transmisji śmigłowca Mi-24

Rys. 4 Rozmieszczenie transmisji napędowej śmigłowca Mi-24

W skrzynce napędu – rys. 4 szczegół 6 - zamontowane są dwie prądnice prądu przemiennego. Ze skrzynki napędu prądnic moc jest dalej przenoszona na przekładnię kątową i przekładnię śmigła ogonowego. Skrzynka napędu prądnic podlega oddziaływaniu dynamicznemu zarówno ze strony śmigła nośnego i elementów przekładni głównej jak i oddziaływaniu śmigła ogonowego z przekładnią kątową. Oddziaływanie to intensyfikują własności sprężyste wału transmisji.

4. Główna skrzynia napędowa śmigłowca Mi-24

Na rysunku 6 przedstawiono schemat przekładni głównej WR-24, na którym znajdują się koła zębate przekładni ich rozmieszczenie oraz ilość zębów każdego z tych kół. Na szczególną uwagę zasługuje górne łożysko kulowe – rys. 6 szczegół 30. Niezwykle silne oddziaływanie ciężkiego kadłuba śmigłowca, drgań skrętnych od śmigła nośnego i znaczne naciski od głowicy śmigła nośnego (głowica ta ma masę około pół tony) zwłaszcza podczas lądowania czyni, zdaniem autorów, z tego łożyska najbardziej narażony na przedwczesne zużycie podzespół przekładni głównej. Sytuację pogarsza fakt, że górne łożysko wału głównego (szczegół 30) ma z jednej strony śmigło nośne o znacznej bezwładności na ramieniu około 1200 mm – rys. 5. Oś ta nie ma praktycznie żadnej przeciwwagi w stosunku do momentu bezwładności śmigła nośnego za wyjątkiem koła zębatego – rys. 5 szczegół 5. Koło to jednakże ma wielokrotnie mniejszy moment bezwładności niż śmigło główne. Drugi koniec wału głównego podparty jest od dołu dolnym łożyskiem podporowym – rys. 5 szczegół 11. Jeżeli górne łożysko wału głównego będzie miało zwiększone luzy promieniowe, to wokół punktu środkowego tego łożyska będzie odbywał się ruch wahliwy zespołu wału głównego i sprzężonego z nim śmigła nośnego. Będzie to powodowało zmodulowania prędkości obrotowych wału transmisji w kierunku skrzynki napędu prądnic i śmigła ogonowego. Zmodulowania te będą oddziaływały także na układ kinematyczny całej przekładni głównej WR-24 – rys. 6. Pierwsze uszkodzenie górnego łożyska wału głównego zostało zdiagnozowane w Iraku w 2007 r. Badaniom poddano dwa śmigłowce Mi-24. Jeden z nich wykazujące w pewnych warunkach lotu wibracje nazwano „wzorcem negatywnym”, drugi nie sprawiający trudności eksploatacyjnych „wzorcem negatywnym”. Na rysunku 7 przedstawiono przebieg zmian częstotliwości chwilowych dla śmigłowca Mi-24 wzorca pozytywnego. Przebieg uzyskano przy użyciu metody FAM-C. Dominują tutaj oscylacje średnio zmienne.

Na rysunku 8 przedstawiono przebieg zmian częstotliwości chwilowych ze śmigłowca Mi-24. Przebieg ten określono jako wzorzec negatywny, ponieważ świadczy on o złym stanie diagnozowanej przekładni. Na podstawie przeprowadzonego badania przy użyciu metody FAM-C wycofano przekładnię główną WR-24 z dalszej eksploatacji. W tym przebiegu istnieją tylko oscylacje szybko zmienne.

Rys. 5 Uproszczony schemat kinematyczny przekładni głównej WR-24 – rozmieszczenie elementów bezpośrednio związanych z osią obrotu śmigła głównego :

1 - śmigło główne, 2 - górne łożysko wału głównego, 3 - wał wirnika nośnego, 4 - górne łożysko wału głównego, 5 - koło zębate z 106 (z zębami wewnętrznymi) przekładni obiegowo - różnicowej (planetarnej), 6 - koło zębate „słoneczne Z31 (z zębami zewnętrznymi) przekładni obiegowo-różnicowej (planetarnej), 7 - drążona oś koła słonecznego Z31 przekładni planetarnej, 8 - Górne łożysko prowadzące drążonej osi koła słonecznego Z31 przekładni planetarnej, 9, 10 - dolne łożyska podporowe drążonej osi koła słonecznego Z31 przekładni planetarnej, 11 - dolne łożysko podporowe wirnika nośnego.

Rys. 6 Schemat kinematyczny przekładni głównej WR-24 – rozmieszczenie kół zębatach:
 1 - walcowe koło zębata z zębami prostymi, 2 - stożkowe koło zębata z zębami spiralnymi, 3 - walcowe koło zębata z zębami skośnymi, 4 - walcowe koło zębata z zębami skośnymi, 5 - stożkowe koło zębata z zębami spiralnymi, 6 - stożkowe koło zębata z zębami spiralnymi, 7 - stożkowe koło zębata z zębami spiralnymi, 8 - przekładnia obiegowo - różnicowa (planetarna), 9 - przekładnia obiegowo-różnicowa (planetarna), 10 - przekładnia obiegowo - różnicowa (planetarna), 11 - przekładnia obiegowo - różnicowa (planetarna), 12 - przekładnia obiegowo-różnicowa (planetarna), 13 - przekładnia obiegowo-różnicowa (planetarna), 14 - sprzęgło jednokierunkowe, 15 - napęd z silnika ($n=15000\text{obr/min}$), 16 - napęd do pompy hydraulicznej nr 1 ($n=2436\text{obr/min}$), 17 - napęd obrotomierza nr 1 ($n=2384\text{obr/min}$), 18 - napęd obrotomierza nr 2 ($n=2384\text{obr/min}$), 19 - napęd do pompy oleju ($n=2960\text{obr/min}$), 20 - napęd do sprężarki powietrza AK-50T1 ($n=2008\text{obr/min}$), 21 - napęd do pompy hydraulicznej nr 2 ($n=2436\text{obr/min}$), 22 - napęd do pompy hydraulicznej nr 3 ($n=2436\text{obr/min}$), 23 - napęd do skrzynki napędów i wału tylnego ($n=3236\text{obr/min}$), 24 - napęd do pompy hydraulicznej nr 3 ($n=2436\text{obr/min}$), 25 - napęd do skrzynki napędów i wału tylnego ($n=3236\text{obr/min}$), 26 - wał wirnika nośnego ($n=240\text{obr/min}$), 27 - śmigło główne, 28 - wał wirnika nośnego, 29 - dolne łożysko podporowe wału głównego, 30 - górne łożysko wału głównego, 31 - drążona oś przekładni planetarnej.

Rys. 7 Przebieg zmian częstotliwości chwilowej silnika z Mi-24 „wzorzec pozytywny”,

Rys. 8 Przebieg zmian częstotliwości chwilowej silnika z Mi-24 „wzorzec negatywny”,
otrzymany metodą FAM-C

Rys. 9 Uszkodzona bieżnia łożyska głównego przekładni WR-24

Rysunek 9 przedstawia zdjęcia dokonane podczas demontażu przekładni WR-24 „wzorca negatywnego”. W przekładni WR-24 uszkodzone zostało łożysko wirnika głównego. Wskutek uszkodzenia powstały głębokie wyrwania materiałowe w bieżni dolnej łożyska. Uszkodzenie łożyska mogło powstać w wyniku przedostających się zanieczyszczeń do wnętrza przekładni albo rezonansu drgań kulki podczas pracy.

Rys. 10 Wykres biegunowy głębokości wyrwań w bieżni łożyska górnego przekładni głównej WR-24 śmigłowca Mi-24

Rysunek 10 przedstawia wykres zwymiarowanej bieżni dolnej łożyska oraz miejsce ubytków materiałowych. Prawdopodobne przyczyny uszkodzenia łożyska:

- duży stopień zapylenia podczas startu i lądowań;
- efekt wychyleń wału wirnika głównego pod wpływem wystąpienia obciążeń;
- efekt twardych lądowań śmigłowca.

Rysunek 11 przedstawia wykres radarowy jednego koła satelitarne z przekładni głównej WR-24. Wykres przedstawia wyniki otrzymane podczas dokonywanych pomiarów grubości zębów przy użyciu suwmiarki modułowej w odniesieniu do wierzchołka zęba. Z uzyskanych pomiarów widoczne jest stożkowate zużycie powierzchni zębów. Badanie to miało na celu sprawdzenie czy zęby podczas zazębiania się ulegają zużyciu. Ten wykres świadczy o znacznym zużyciu zębów w kole zębatym przy przekoszonej kątowo osi obrotu koła zębatego.

Rys. 11 Zestawienie otrzymanych wyników pomiarów koła Z29 (satelita)

5. Skrzynka napędu prądnic śmigłowca Mi-24

Rysunek 12 przedstawia schemat skrzynki napędu prądnic ze śmigłowca Mi-24. Na tym schemacie widoczny jest układ transmisji w skrzynce napędu prądnic. Na tym schemacie brak jest drugiej podpory koła zębatego Z70. Może to stanowić zagrożenie układu transmisji, ponieważ takie rozmieszczenie może stanowić niewyważenie układu pracy. Rysunek 13 przedstawia koła zębate w skrzynce napędu prądnic. Zdjęcie powyżej przedstawia przesunięcie zazębienia kół Z31 i koło zębate Z70. W wyniku czego rozkład sił podczas zazębienia rozkłada się niesymetrycznie. Zęby w tych kołach powinny pracować w centralnej płaszczyźnie. Zdjęcie poniżej przedstawia miejsce współpracy kół zębatych. Takie przesunięcie zwiększa prawdopodobieństwo wyzębienia i powoduje przyspieszanie procesu zużycia ściernego, gdyż zęby obu kół nie stykają się pełnymi płaszczyznami przyporu a jedynie tylko jej częścią.

Rys.12 Schemat skrzynki napędu prądnic śmigłowca Mi-24

Rys. 13 Koła zębate ze skrzynki napędu prądnic Z31 i Z70 – widoczne przesunięcia względne płaszczyzn obu kół

6. Wzajemne oddziaływanie skrzyń napędowych na pokładzie Mi-24

Poniżej dokonano zestawienia prędkości obrotowych (tab. 1 i 2) poszczególnych kół zębatach przekładni WR-24 i skrzynki napędu prądnic GT40PCz6. Może

zachodzić prawdopodobieństwo, że częstotliwości obrotowe z dużej przekładni WR-24 mogą być przenoszone na małą skrzynkę napędu prądnic. Koła z przekładni WR-24 (Z62, Z29, Z24, Z32) posiadają zbliżone prędkości obrotowe jak koła ze skrzynki napędu prądnic GT40PCz6 (Z66, Z70). Prędkości obrotowe w połączeniu z zużyciem materiałowym kół zębatach mogą stanowić realne zagrożenie przzerwania transmisji napędowej.

Tab. 1 Zestawienie prędkości znamionowej generowanej przez podziałki modułowe kół zębatach w przekładni głównej WR-24)

Koło zębata	Prędkość obrotowa obr/min	Obr/s
Z95	5220	87
Z44	5220	87
Z49	4636	78
Z38	6026	100
Z31	5220	92
Z66	2451	41
Z41	2451	41
Z62	2963	49
Z29	2932	49
Z24	3579	59
Z32	3579	59
Z47	2436	41
Z48	2385	40
Z27	2385	40

Tab. 2 Zestawienie prędkości znamionowej generowanej przez podziałki modułowe kół zębatach w skrzyni napędowej prądnic

Koło zębata	Prędkość obrotowa obr/min	Obr/s
Z66	3237	54
Z35	6104	102
Z70	3237	54
Z31	7204	120
Z28	3237	54
Z59	1536	26
Z8-2	1536	26
Z8-1	1536	26

Tab. 3 Zestawienie prędkości znamionowych generowanych przez górne łożysko przekładni głównej WR-24 śmigłowca Mi-24.

lp.	Oznaczenie łożyska	Liczba elementów tocznych	Wartość znamionowa współczynnika toczenia	Prędkość obrotowa łożyskowanego wału	Częstotliwość mechaniczna generowana przez zablokowane łożysko	Częstotliwość mechaniczna generowana „idealne” łożysko	mechaniczna generowana przez częściowo zablokowane łożysko przy $p_s=0,844$
-	-	N	p_{sN}	obr/min	Hz	Hz	Hz
1	2	3	4	5	6	7	8
16	I-1	16 k	0,355	240	64	23	54

7. Przykład uszkodzenia transmisji napędowej w Afganistanie

Rys. 13 przedstawia sposób dokonywania pomiarów wielowypustów prądnicy. Dokonano pomiarów wałka wyjściowego prądnicy w trzech płaszczyznach A-A, B-B, C-C. Na rys. 14 przedstawiono sposób dokonywania pomiarów wielowypustów wałka. Do pomiarów użyto suwmiarki, mierzono cztery zęby wielowypustu wałka. Wykres (rys. 15) przedstawia zużycie wałka wielowypustu prądnicy prawej. Wykres uzyskano z otrzymanych pomiarów. Widoczne jest na tym wykresie zużycie materiałowe zębów wielowypustu.

Rys. 13 Pomiary wielowypustów prądnicy

Rys. 14 Sposób dokonywania pomiarów wielowypustów

Rys.15 Wykres kołowy zużycia wielowypustów prądnicy prawej

W tabeli 4 zestawiono wyniki pomiarów wałka wielowypustowego prądnicy. Obliczono średnią arytmetyczną i porównano z normą dla wałków wielowypustu. Otrzymane wartości odbiegają od ustalonych norm i świadczą o dużych zużyciach materiałowych. Normy ściśle określają dopuszczalne zużycie. Zużycie to powinno wynosić $15,53 \div 15,63$ mm.

Tab. 4 Pomiary wielowypustów prądnicy GT-40PCz-6 prawej

L.p.	Przekrój A-A	Przekrój B-B	Przekrój C-C
-	mm	mm	mm
1	15,1	14,8	15,3
2	15,0	14,8	15,3
3	15,0	14,8	15,3
4	14,9	14,8	15,3
5	14,8	15,0	15,3
6	14,8	15,0	15,2
7	14,9	15,2	15,1
8	15,0	15,3	15,2
9	14,9	15,2	15,1
10	15,0	15,2	15,0
11	15,1	15,2	15,1
12	15,1	15,3	15,1
13	15,2	15,4	15,2
14	15,1	15,3	15,2
15	15,2	15,2	15,3
16	15,2	15,2	15,2
17	15,2	15,1	15,3
18	15,1	15,0	15,3
19	15,1	15,0	15,3
20	15,2	15,0	15,3
Śr a	15,05	15,09	15,22
ŚrO	15,12		
Wym. WT	$15,53 \div 15,63$		
δ [%]	-0,49	-0,19	0,67

Rys. 16 Prawdopodobny sposób stożkowego zużycia się wielowypustów wałka prądnic

Rys. 16 przedstawia prawdopodobny sposób stożkowego zużycia się wielowypustów wałka prądnic. W taki oto sposób mogło dochodzić do zużycia materiałowych zębów wałka. Taki sposób zużycia się płaszczyzn przyporu świadczy, zdaniem autorów, o znacznym przekoszeniu tulei napędowej prądnic.

Rysunek 17 przedstawia przebieg częstotliwości chwilowej uzyskany z pomiaru, który został wykonany na skrzynce napędu prądnic GT40PCz6 przy wykorzystaniu metody FAM-C. Przebieg świadczy o zużyciach materiałowych kół zębatych w skrzynce napędu prądnic. Występujące okresowo co kilkanaście obrotów koła zębatego Z31 impulsy szpilkowe świadczą, zdaniem autorów, o systematycznym krótkim rozłączaniu się więzi kinematycznej koła Z70 z kołem Z31.

Rys. 17 Pomiary skrzynki napędu prądnic przy użyciu metody FAM-C

8. Wstępny projekt systemu monitorowania stanu technicznego dla śmigłowca Mi-24

Rys. 18 przedstawia proponowany schemat systemu monitorowania układu transmisji napędowej dla śmigłowca Mi-24. Za pomocą czujników zabudowanych w przekładniach znajdujących się na śmigłowcu dane czytywane trafiałyby do systemu, gdzie poddawane byłyby weryfikacji i analizie. System dokonywałby analizy i dostarczałby członkom załogi informacji o stanie technicznym śmigłowca w czasie lotu. System połączony również z jednostką naziemną dostarczałby informacji odpowiednim służbom naziemnym. Dzięki systemowi HUMS wzrósłby stopień bezpieczeństwa, niezawodności oraz poprawiłaby się wydajność tego śmigłowca.

Rys. 18 Schemat propozycji systemu monitorowania stanu technicznego dla śmigłowca Mi-24

9. Podsumowanie

- Omówione metody diagnozowania umożliwiają szczegółowe monitorowanie stanu technicznego przekładni.
- Dzięki tym metodom możliwe jest szybkie wykrywanie awarii oraz uszkodzeń.
- Aby dalsza eksploatacja śmigłowca Mi-24 była bezpieczna zalecane są badania diagnostyczne instytutów naukowych.

10. Bibliografia

- [1] Augustyn S., Gębura A.: *Możliwości diagnozowania skrzyń napędów i zespołów transmisji śmigłowca Mi-24 metodą FAM-C*. Zeszyt Prac Naukowych ITWL 2012 – w druku
- [2] Gębura A., Tokarski T.: *Poślizg łożysk tocznych i niewspółosiowość podpór łożyskowych a możliwości zastosowania metody FDM-A*, Zeszyt Prac Naukowych ITWL.
- [3] Gębura A., Tokarski T.: *Metody FDM-A i FAM-C w wykrywaniu i monitorowaniu silnie zaciśniętych łożysk tocznych*, Zeszyt Prac Naukowych ITWL.
- [4] Gębura A., Tokarski T.: *Metody FDM-A i FAM-C w wykrywaniu i monitorowaniu silnie zaciśniętych łożysk tocznych*, Zeszyt Prac Naukowych ITWL.
- [5] Gębura A., Tokarski T.: *Monitorowanie węzłów łożyskowych o nadmiernych luzach promieniowych metodami FAM-C i FDM A*, Zeszyt Prac Naukowych ITWL.
- [6] Grobliński J., Kobyłecki P.: *Dobór łożysk tocznych - Normalizacja metod obliczeń*, Wydawnictwa Normalizacyjne, Warszawa 1964.
- [7] Lot. 2125/81: *Płatowiec i silnik. Technologia obsługi okresowych do JZOT śmigłowca Mi-24D*. Poznań 1982
- [8] Morel J.: - *Drgania maszyn i diagnostyka ich stanu technicznego*. Polskie Towarzystwo Diagnostyki Technicznej. 1994r.
- [9] Moszyński W.: *Wykład elementów maszyn, część II Łożyskowanie*, Państwowe Wydawnictwa Techniczne Warszawa 1955.
- [10] Szczepanik R., Tomaszek H.: *Zarys metody oceny niezawodności i trwałości urządzeń lotniczych z uwzględnieniem stanów granicznych*. „Problemy eksploatacji” 2005, nr 3.
- [11] Szczepanik R.: *System diagnostyczny turbinowych silników odrzutowych SO-3, SO-3W*. International Conference „Aircraft and helicopter diagnostic Airdiag’97, grudzień 11-12.1997.

dr inż. Andrzej Gębura, absolwent Wojskowej Akademii Technicznej. Adiunkt w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych. Specjalizuje się elektrotechnice lotniczej. Trzykrotnie wykonywał obowiązki służbowe w Iraku (2007-2008) i raz w Afganistanie (2010).

inż. Karol Karczmarek, ukończył Studia inżynierskie w Państwowej Wyższej Szkole Zawodowej w Chełmie, kierunek mechanika i budowa maszyn. Obecnie student Wyższej Szkoły Oficerskiej Sił Powietrznych w Dęblinie na studiach magisterskich.