

IDENTYFIKACJA STANU DYNAMICZNEGO TURBINOWYCH SILNIKÓW LOTNICZYCH

Bogdan ŻÓLTOWSKI

Akademia Techniczno – Rolnicza, 85-796 Bydgoszcz, Kaliskiego 7
bogzol@atr.bydgoszcz.pl

Streszczenie

W pracy tej przedstawiono zasady modelowania w identyfikacji stanu dynamicznego maszyn. Wskazano na możliwe sposoby modelowania stanu dla potrzeb diagnostyki technicznej. Jako przykład omówiono badania wstępne silników turbinowych, które pozwalają na ocenę i prognozowanie ich stanu technicznego oraz ustalenie polityki eksploatacyjnej silników, co jest bardzo istotne z punktu widzenia bezpieczeństwa i rachunku ekonomicznego.

Słowa kluczowe: diagnostyka techniczna, identyfikacja, silniki lotnicze.

IDENTIFICATION OF DYNAMIC STATE OF THE AIRPLANE TURBINE JET ENGINE

Summary

In this work one represented rules of fashioning identification state of dynamic machines. One showed on possible manners of fashioning of state for needs of technical diagnostics. As example one talk overed investigations initial reliabilities of turbine - engines, which permit on estimation and prognoses their of technical state and settlement of policy exploitation of engines, what is very essential from point of view safety and of economic bill.

1. WSTĘP

Ważną grupą eksploatowanych w lotnictwie obiektów technicznych stanowią turbinowe silniki lotnicze. Własności i warunki eksploatacyjne silnika turbinowego wymuszają opracowanie szeregu metod diagnozowania, w celu osiągnięcia pełnej niezawodności działania. Praktyka eksploatacyjna śmigłowców wykazuje, że prawidłowe określenie (wg stanu technicznego śmigłowca), strategii działania dla personelu eksploatującego, zapewnia utrzymanie żądanej sprawności z uwzględnieniem minimalizacji kosztów eksploatacji.

Utrzymanie niezawodności śmigłowców jest jednym z ważniejszych problemów, gdyż powstanie uszkodzeń powoduje:

- zwiększenie ryzyka wypadku lotniczego;
- straty ekonomiczne;
- uniemożliwienie realizacji określonych zadań.

Jeden ze sposobów rozwiązania problemu dotyczącego bezpieczeństwa lotów sprowadza się do ciągłego nadzorowania i oceny stanu technicznego poszczególnych elementów i zespołów silników turbinowych przy zachowaniu wymaganego poziomu niezawodności.

Dane dotyczące wystąpienia przyczyny wypadków lotniczych w ciągu ostatnich 30 lat według ICAO wskazują na znaczący udział procentowy uszkodzeń technicznych (10-20%) jako

przyczyn wypadków lotniczych, oprócz wysokiego wskaźnika wynikającego z błędów człowieka (10-15%)[6].

2. IDENTYFIKACJA PROSTA I ZŁOŻONA W DIAGNOSTYCE TECHNICZNEJ

Zmiany stanu maszyn opisywane sygnałem drganiowym odzwierciedlają się w zmiennych wartościach poziomu (parametrów) drgań lub w zmianie transmitancji od punktu uszkodzenia do punktu odbioru. Każdy układ mechaniczny w zakresie niskich częstotliwości można modelować układami dyskretnymi (m,k,c), w najprostszym przypadku o jednym stopniu swobody (rys.1). W praktyce układ taki może być modelem [1]:

- wirnika maszyny (m) w łożysku ślizgowym z warstwą oleju (k, c) zamocowanym na korpusie o dużej masie i sztywności;
- maszyny o masie (m) przytwierdzonej sztywno do fundamentu o własnościach sprężystych (k, c);
- maszyny (m) na amortyzatorach (k, c) zamocowanej do fundamentu o dużej masie;
- wirnika maszyny (m) w łożysku tocznym (k, c) zamocowanym w korpusie o dużej masie i sztywności;

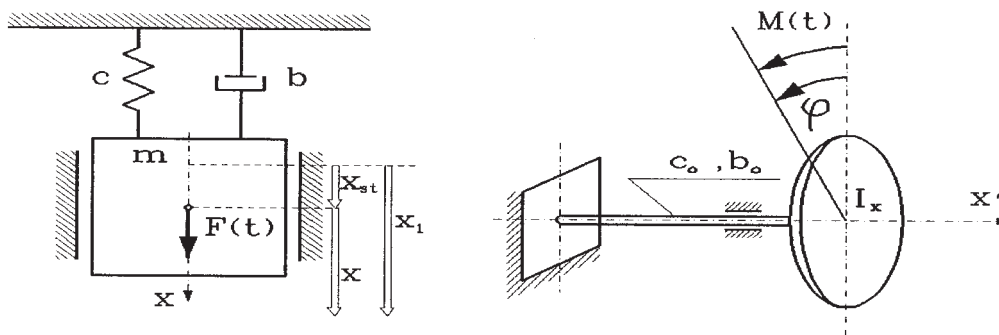
- wysokiej konstrukcji (platforma wiertnicza, komin, wieża) poddanej działaniu fal morskich lub wiatru.

W większości zastosowań korzysta się z **identyfikacji prostej**, gdzie wyznacza się zmiany wartości m , k , c , albo zmiany parametrów charakterystyk amplitudowo – częstotliwościowych (widma).

Do zadań identyfikacji prostej w diagnostyce technicznej należy:

- wyznaczanie struktury modelu, czyli wartości i wzajemnych połączeń między elementami masowymi (m), sprężystymi (k) i dyssypacyjnymi (c);
- wyznaczanie charakterystyk amplitudowo – częstotliwościowych układów lub tylko pewnego zbioru ich parametrów.

UKŁAD O 1 SSW



Rys.1 Układ dynamiczny o jednym stopniu swobody jako najprostszy model obiektu mechanicznego.

$$\begin{aligned} m \ddot{x} + b \dot{x} + cx &= F(t) \\ x &= A \sin(\omega \cdot t + \phi) \end{aligned} \quad (1)$$

$$v = \frac{dx}{dt} = A \omega \cos(\omega t + \phi)$$

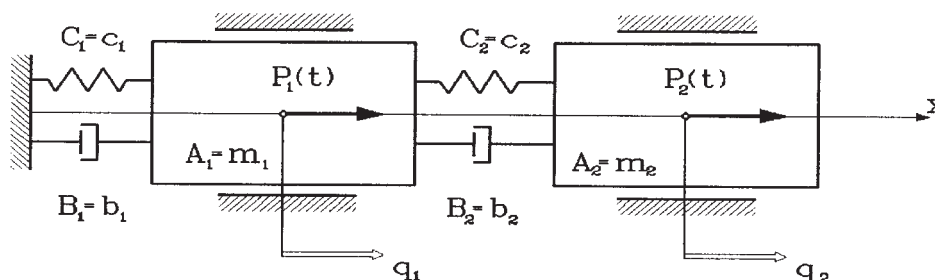
$$a = \frac{d^2x}{dt^2} = \frac{dV}{dt} = -A \omega^2 \sin(\omega t + \phi)$$

Przedstawione zależności obrazują równanie ruchu drgającego i wynikające z niego parametry procesu drganiowego, co pozwala na zaniechanie trudnego opisu analitycznego (szczególnie dla wielu stopni swobody) i zastąpienie go bezpośrednimi pomiarami drgań.

Stan obiektu można więc opisywać zamiennie, zamiast modelowania w kategoriach (m, k, c) stosować opis drganiowy w kategoriach (a, v, x).

Opis obiektu o dwóch stopniach swobody (rys.2) jest nieco trudniejszy, chociaż efekt końcowy jest podobny.

UKŁAD O 2 SSW



Rys. 2 Model układu o dwóch stopniach swobody

Po uwolnieniu z więzów każdego elementu, otrzymuje się następujące układy sił działających na te elementy:

$$\begin{aligned} I: & P_1(t), b_2(\dot{q}_2 - \dot{q}_1), c_2(q_2 - q_1), -b_1\dot{q}_1, -c_1q_1; \\ II: & P_2(t), b_2(\dot{q}_2 - \dot{q}_1), c_2(q_2 - q_1). \end{aligned} \quad (2)$$

Stosując zasadę d'Alemberta dla każdego z tych elementów, możemy zapisać dwa równania:

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{q}_1 &= -b_1 \dot{q}_1 - c_1 q_1 + b_2 (\dot{q}_2 - \dot{q}_1) + c_2 (q_2 - q_1) + P_1(t) \\ m_2 \ddot{q}_2 &= -b_2 (\dot{q}_2 - \dot{q}_1) - c_2 (q_2 - q_1) + P_2(t) \end{aligned} \quad (3)$$

Wprowadzając pewne uporządkowanie powyższych równań, otrzymamy układ różniczkowy równań ruchu:

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{q}_1 + (b_1 + b_2) \dot{q}_1 - b_2 \dot{q}_2 + (c_1 + c_2) q_1 - c_2 q_2 &= P_1(t) \\ m_2 \ddot{q}_2 + b_2 \dot{q}_2 - b_2 \dot{q}_1 + c_2 q_2 - c_2 q_1 &= P_2(t) \end{aligned} \quad (4)$$

Stosując prawa rachunku macierzewego, równanie ruchu (2) można zapisać:

$$\begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q}_1 \\ \ddot{q}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (b_1 + b_2) & -b_2 \\ -b_2 & b_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (c_1 + c_2) & -c_2 \\ -c_2 & c_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_1(t) \\ P_2(t) \end{bmatrix} \quad (5)$$

lub ogólnie:

$$\underline{A\ddot{q} + B\dot{q} + Cq = Q} \quad (6)$$

Otrzymane równanie i dalsze jego przekształcanie prowadzi do wniosku, że zamiast modelowania można stosować (podobnie jak dla układu o ISSW) opis drganiowy.

Dla układów złożonych, często nieliniowych używa się dla potrzeb **identyfikacji złożonej** analizy modalnej (teoretycznej, eksperymentalnej lub eksploatacyjnej). W wyniku przeprowadzenia analizy modalnej otrzymuje się model modalny, który stanowi uporządkowany zbiór częstości własnych, odpowiadających im współczynników tłumienia oraz postaci drgań własnych. Na podstawie znajomości modelu modalnego można przewidzieć reakcje obiektu na dowolne zaburzenie, zarówno w dziedzinie czasu, jak i częstotliwości [8].

Teoretycznie, analiza modalna wymaga rozwiązania zagadnienia własnego dla przyjętego modelu strukturalnego badanej konstrukcji.

Przeprowadzenie eksperymentalnej analizy modalnej wymaga pomiaru drgań konstrukcji w wielu jej punktach przy wymuszeniu działającym w jednym lub wielu punktach wyznaczonej sieci punktów pomiarowych. Jednocześnie musi być mierzony przebieg siły wymuszającej drgania. Estymacja parametrów modelu modalnego polega na aproksymacji zmierzonych charakterystyk konstrukcji za pomocą funkcji, dla której zmiennymi są parametry modelu modalnego.

Eksploatacyjna (operacyjna) analiza modalna wykorzystuje rzeczywiste warunki pracy maszyny jako sygnały wymuszeń, a dalsze przetwarzanie jest podobne jak w eksperymentalnej analizie modalnej.

Mamy więc do dyspozycji różne narzędzia dla potrzeb identyfikacji prostej i złożonej.

IDENTYFIKACJA STANU DYNAMICZNEGO

PROSTA

- test impulsowy
- test harmoniczny
- test przypadkowy

$$[m, k, c] \quad \text{=====} \quad [\omega, c, p_d]$$

widmo drgań ===== diagram stabilizacyjny

ZŁOŻONA

- teoretyczna AM
- eksperymentalna AM
- eksploatacyjna AM

Drgania odzwierciedlają analityczne modele dynamiczne.

3. MODELOWANIE ENERGETYCZNE ZMIAN STANU SILNIKÓW

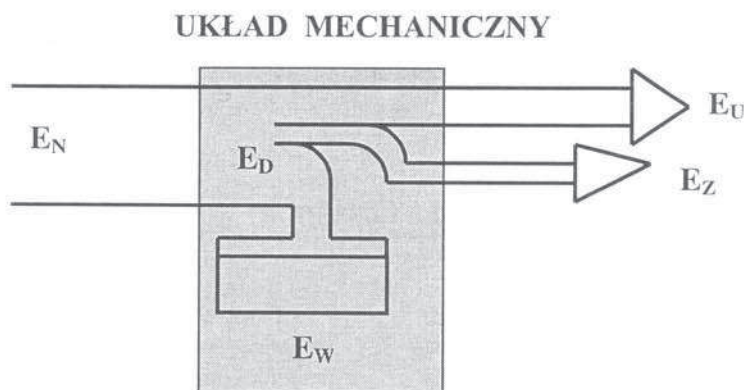
Jedną z odmian modelowania stanu dynamicznego maszyn jest modelowanie energetyczne, które zaprezentowano na przykładzie silnika turbinowego śmigłowca. Turbinowy silnik lotniczy stanowi układ mechaniczny, transformujący energię z nieodłączną jej dyssypacją

wewnętrzną i zewnętrzną [1], co przedstawiono na rys.3.

Wejściowy strumień energii jest przetwarzany na dwa strumienie wyjściowe, energię użyteczną oraz energię częściowo przekazywaną do środowiska, a częściowo akumulowaną w silniku jako efekt procesów zużyciowych zachodzących podczas jego pracy.

Diagnozowanie poprzez obserwację procesów roboczych oraz monitorowanie ich parametrów w sposób ciągły, prowadzi do określenia sprawności energetycznej „ η_τ ” turbinowego silnika lotniczego. Ujmuje ona wszystkie straty energetyczne, jakie zachodzą w procesie wytwarzania energii potrzebnej do wykonania pracy mechanicznej. Wartość

sprawności energetycznej „ η_τ ” charakteryzuje również silnik turbinowy pod względem ekonomicznym, gdyż im mniejsze straty energii cieplnej tym sprawność silnika większa. Znajomość energetycznego modelu umożliwia opis zachowania się silnika turbinowego w czasie eksploatacji [3,4,5,7].



E_N - energia napędowa, E_W - akumulowana energia destrukcji,
 E_U - energia efektu użytecznego, E_Z - energia rozpraszana do otoczenia,
 E_D - energia dyssypowana.

Rys.3 Model rozplywu energii.

Sprawność energetyczna silnika turbinowego

„ η_τ ” - jest zdefiniowana jako stosunek energii efektu użytecznego „ E_U ” uzyskanego w dowolnym czasie eksploatacji „ τ ” (jednak nie przekraczającego optymalnego okresu racjonalnej eksploatacji do naprawy „ τ_n ”) do energii napędowej „ E_N ” dostarczonej w tym samym czasie dla uzyskania efektu użytecznego:

$$\eta_\tau(\tau) = \frac{E_U(\tau)}{E_N(\tau)} \cdot 100 \% \quad (7)$$

gdzie: E_U - energia efektu użytecznego [kWh],
 E_N - energia napędowa [kWh].

Wielkość energii efektu użytecznego „ E_U ” między naprawami przedstawia zależność:

$$E_U(\tau) = \int_{\tau=0}^{\tau=n} N_U(\tau) d\tau \quad (8)$$

Moc użyteczną „ N_U ” silnika turbinowego w zależności od parametrów gazo-dynamicznych w zmiennych warunkach eksploatacji można wyznaczyć z relacji [3,5]:

$$N_U(\tau) = nI \cdot c_p \cdot t_3^* \left\{ 1 - \frac{1}{\frac{k'-1}{k'}} \right\} \cdot \eta, \quad (9)$$

Natomiast strumień energii napędowej „ E_N ” wraza się wzorem:

$$E_N(\tau) = \int_{\tau=0}^{\tau=n} N_N(\tau) d\tau \quad (10)$$

Moc napędową „ N_N ” silnika turbinowego można wyznaczyć z relacji:

$$N_N(\tau) = G_e \cdot W_{op} \quad (11)$$

gdzie:

$$G_e = g_e \cdot N_U \quad (12)$$

G_e - godzinowe zużycie paliwa [kg/h],

g_e - jednostkowe zużycie paliwa [kg/kWh],

W_{op} - wartość opałowa paliwa [kWh/kg].

Głównym zadaniem turbinowego silnika lotniczego jest wytworzenie odpowiedniej energii efektu użytecznego „ E_U ”, mającego pokonać siły grawitacyjne oraz opory aerodynamiczne, tzn. zapewnić odpowiednią prędkość lotu śmigłowca. Energia efektu użytecznego „ E_U ” w czasie eksploatacji „ τ ” nie może osiągnąć mniejszej wartości od wartości granicznej „ E_{Ugr} ”, która jest niezbędna do zapewnienia śmigłowcowi odpowiedniej prędkości lotu na danej wysokości.

Dla bezpieczeństwa lotów musi być więc zachowany warunek:

$$E_U \geq E_{Ugr} \quad (13)$$

Graniczną wartość energii efektu użytecznego „ E_{Ugr} ” silnika turbinowego określa się jako:

$$E_{Ugr} = Q_{min} \cdot c_U \quad (14)$$

gdzie: Q_{min} - minimalna masa startowa śmigłowca [kg], c_U - jednostkowa energia efektu użytecznego śmigłowca [kWh/kg].

Optymalny okres racjonalnej eksploatacji silnika turbinowego do naprawy „ τ_n ” - definiuje się jako okres pracy od chwili jej rozpoczęcia do chwili naprawy silnika, który gwarantuje najniższy koszt wytwarzania energii efektu użytecznego „ E_U ” w tym okresie czasu. W celu jego określenia należy analizować zmiany zachodzące w kosztach wytwarzania energii efektu użytecznego „ k_U ” wg relacji:

$$k_U(n) = \frac{K_c(n)}{E_U(\tau)} \rightarrow \min \quad (15)$$

Całkowity koszt eksploatacji silnika turbinowego „ K_c ” dla rachunku optymalizacyjnego można przedstawić jako:

$$K_c(n) = \int_{\tau=0}^{\tau=n} K(\tau) d\tau + K_k \quad (16)$$

gdzie:

$$K = k_j \cdot E_N \quad (17)$$

$$k_j = g_e \cdot c_e \quad (18)$$

K_c - całkowity koszt eksploatacji silnika turbinowego [zł], K - koszt godzinowego zużycia energii napędowej [zł/h], k_j - jednostkowy koszt energii napędowej [zł/kWh], K_k - koszt naprawy silnika [zł], c_e - jednostkowy koszt paliwa [zł/kg].

Koszt wytwarzania energii efektu użytecznego „ k_U ” w czasie eksploatacji nie może przekroczyć maksymalnej wartości, czyli musi być spełniony warunek:

$$k_U \leq k_{Umax} \quad (19)$$

Maksymalną wartość kosztu wytwarzania efektu użytecznego „ k_{Umax} ”, jaką może osiągnąć silnik turbinowy w czasie eksploatacji wyznaczyć należy wg wzoru:

$$k_{Umax} = \frac{K_c}{E_{Ugr}} \quad (20)$$

gdzie: E_{Ugr} - graniczna wartość energii efektu użytecznego [kWh].

Wartość „ k_{Umax} ” jest granicą ekonomicznego okresu racjonalnej eksploatacji. Jeżeli koszt wytwarzania energii efektu użytecznego „ k_U ” przekroczy maksymalną wartość „ k_{Umax} ”, wówczas silnik turbinowy jest wycofany z eksploatacji i poddany naprawie.

4. BUDOWA MODELU ENERGETYCZNEGO SILNIKA

W celu wyznaczenia zmian charakterystyk energetycznych w czasie eksploatacji dla silnika turbinowego rozważa się zależność pomiędzy energią napędową „ E_N ”, energią efektu użytecznego „ E_U ” oraz czasem eksploatacji „ τ ”.

Analizę energetyczną silnika turbinowego ujęto w formie bilansu energii o następującej postaci:

$$E_N(\tau) = E_U(\tau) + E_W(\tau) + E_Z(\tau) \quad (21)$$

gdzie:

$E_W(\tau)$ - strumień energii dyssypowanej wewnętrznie,

$E_Z(\tau)$ - strumień energii dyssypowanej zewnętrznie,

$E_U(\tau)$ - strumień energii użytecznej.

Strumień zewnętrznych strat energii „ E_Z ”, zmienny w czasie eksploatacji „ τ ”, zależy między innymi od:

- aktualnego stanu technicznego silnika turbinowego;
- destrukcyjnego wpływu dodatniego sprzężenia zwrotnego procesów resztkowych.

Zużycie silnika turbinowego wyraża się zmianą takiego symptomu jego stanu technicznego, którego zwiększanie się w czasie eksploatacji „ τ ” powoduje wzrost strumienia energii napędowej „ E_N ” dla zachowania stałej energii efektu użytecznego „ E_U ”.

Analizując nierówności (16) i (20) z uwzględnieniem warunków brzegowych (21) należy stwierdzić, iż istnieje tylko jedna postać funkcji, która spełnia powyższe określone warunki kryterialne:

$$E_N(\tau) = E_N(\tau_0) + \delta_1(\tau - \tau_0)^{\delta_2} \quad (22)$$

dokonyując analogicznych jak wyżej przekształceń uzyskano funkcję zmiany energii efektu użytecznego „ E_U ” w czasie eksploatacji „ τ ”:

$$E_U(\tau) = E_U(\tau_0) - \delta_3(\tau - \tau_0)^{\delta_2} \quad (23)$$

gdzie: $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ - parametry strukturalne, które ukazują wielkość zachodzącej destrukcji silnika turbinowego.

Wykorzystując funkcje (22) i (23) można ustalić wzór na sprawność energetyczną silnika turbinowego:

$$\eta_r(\tau) = \frac{E_U(\tau_0) - \delta_3(\tau - \tau_0)^{\delta_2}}{E_N(\tau_0) + \delta_1(\tau - \tau_0)^{\delta_2}} \quad (24)$$

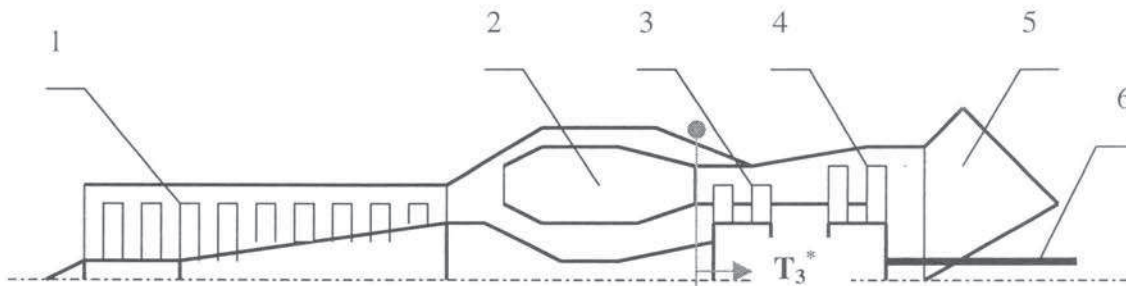
Intensywność procesu zużywania się i starzenia silnika turbinowego określa gradient wzrostu strumienia energii napędowej „ E_N ” oraz gradient zmniejszania się energii efektu użytecznego „ E_U ” w czasie eksploatacji „ τ ”. Porównując wartości tych gradientów po takim samym czasie eksploatacji dla silników turbinowych można określić podatność jego konstrukcji na proces zużywania się i starzenia.

5. BADANIA EKSPLOATACYJNE TURBINOWYCH SILNIKÓW LOTNICZYCH

Badany turbinowy silnik lotniczy TW3-117W jest eksploatowany w składzie zespołu napędowego śmigłowca Mi-24W. Zespół ten stanowią dwa silniki turbinowe oraz przekładnia główna WR-24, która przekazuje napęd na wirnik

nośny i śmigło ogonowe śmigłowca. Eksploatacja silnika turbinowego TW3-117W odbywa się w planowo-zapobiegawczym systemie obsługiwań technicznych, który jest budowany w oparciu o

strategię według ilości wykonanej pracy [7,8]. Turbinowy silnik lotniczy TW3-117W składa się z następujących zespołów (rys. 4):



1 - dwunastostopniowa sprężarka osiowa, posiadająca pięć regulowanych stopni łopatek aparatu kierującego; 2 - pierścieniowa komora spalania; 3 - dwustopniowa turbina sprężarki; 4 - dwustopniowa turbina napędowa; 5 - układ wylotowy; 6 - wał napędowy przekładni głównej; T_3^* - temperatura gazów przed turbiną sprężarki.

Rys. 4. Schemat kinematyczny silnika turbinowego TW3-117W

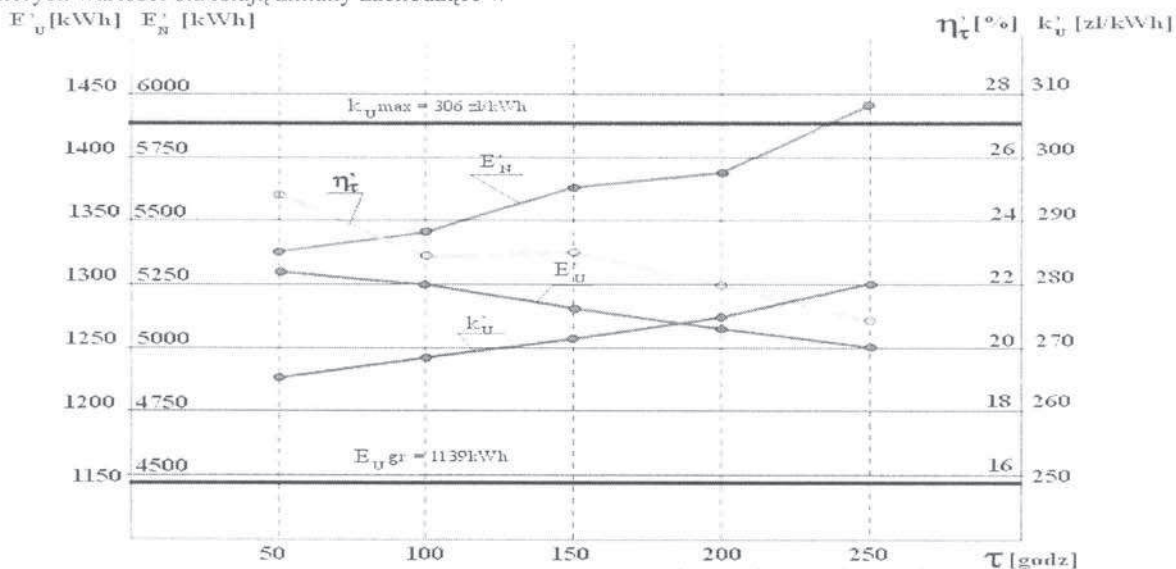
Z uzyskanych wyników badań silników turbinowych TW3-117W dokonano obliczeń wartości średnich arytmetycznych „ E_U ”, „ E_N ”, „ η_τ ” i „ k_U ” (tabela 2), a następnie wyznaczono ich przebiegi w czasie eksploatacji „ τ ” (rys. 5).

Uzyskane wartości średnich arytmetycznych „ E_U ”, „ E_N ”, „ η_τ ” i „ k_U ” dla badanego typu silnika turbinowego będą wykorzystane do ustalenia:

1. modelu zmian stanu technicznego silnika turbinowego;
2. czasu kolejnego diagnozowania silnika turbinowego;
3. okresu racjonalnej eksploatacji silnika turbinowego.

6. MODEL ZMIANY STANU SILNIKÓW

Model energetyczny pozwala na wyznaczenie parametrów strukturalnych „ δ_1 ”, „ δ_2 ” i „ δ_3 ”, których wartości określają zmiany zachodzące w



Rys. 5. Przebieg zmian wartości średnich arytmetycznych „ E_U ”, „ E_N ”, „ η_τ ” i „ k_U ” badanych silników turbinowych

Funkcja opisująca energię efektu użytecznego „ $E_U(\tau)$ ” badanego silnika turbinowego przyjmuje postać:

$$E_U(\tau) = 1282 - 0,16(\tau - \tau_0)^{0,9531} \quad (26)$$

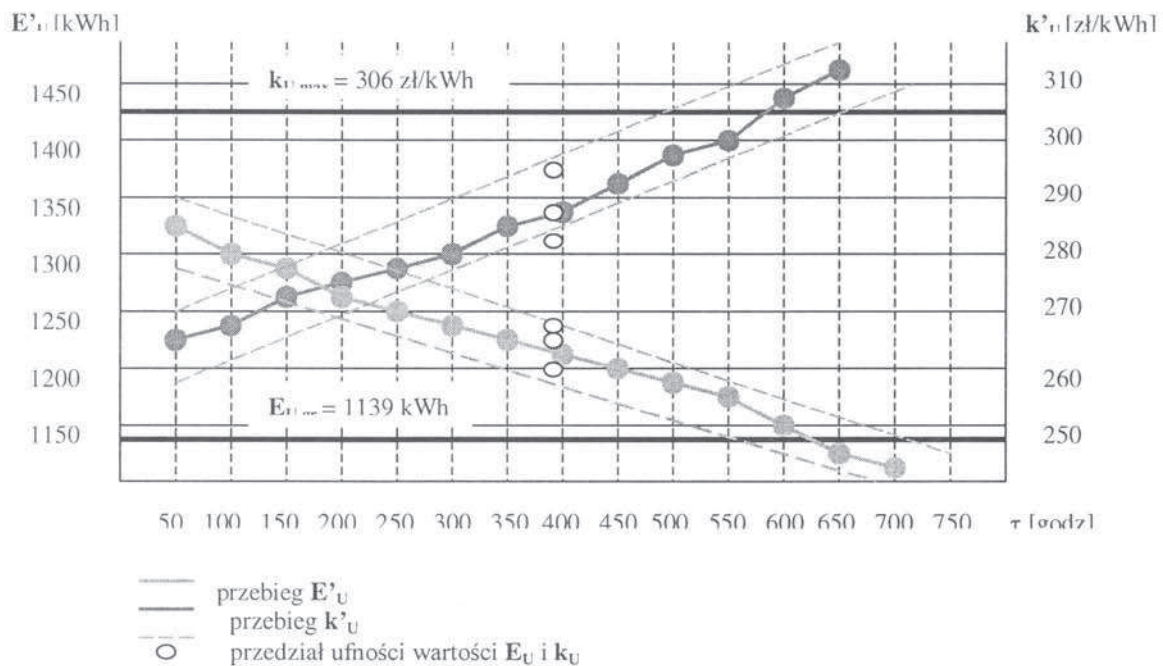
Przedział ufności (wzór 25) energii efektu użytecznego „ $E_U(\tau)$ ” liczony na poziomie ufności $\alpha^1 = 0.99$ dla:

$(\tau - \tau_0) = 50$ godzin pracy wynosi:
 $1275 \leq E_U(\tau) \leq 1289$;

$(\tau - \tau_0) = 100$ godzin pracy wynosi: $1269 \leq E_U(\tau) \leq 1295$.

7. WYZNACZANIE OKRESU RACJONALNEJ EKSPLOATACJI SILNIKÓW

Na podstawie wyników badań, uwzględniając relację, z założonym prawdopodobieństwem $\alpha^1=0.99$, wyznaczono przedziały ufności (przedziały liczbowe) dwustronne, dla uzyskanych wartości energii efektu użytecznego „ E_U ” oraz kosztu wytwarzania energii efektu użytecznego „ k_U ” (rys.6)



Rys. 6 Przebieg wartości oraz przedziały ufności „ E_U ” i „ k_U ” badanego silnika.

8. WNIOSKI KOŃCOWE

Dogodne narzędzia identyfikacji prostej i złożonej umożliwiają zamiennie korzystanie z modeli analitycznych i opisu drganiowego badanych obiektów. Często jednak stosunkowo prosty opis analityczny przy pomocy nowego modelowania energetycznego jest również efektywny, co przedstawiono w tej pracy w zakresie modelowania zmian stanu silników turbinowych.

Rozpatrując uzyskane wyniki badanych silników turbinowych należy zauważyć, że:

1. spadek wartości energii efektu użytecznego „ E_U ” powoduje zmniejszenie sprawności energetycznej „ η_τ ”;
2. utrzymanie odpowiedniej wartości energii efektu użytecznego „ E_U ”, poprzez dokonywanie regulacji silnika, wpływa na

wzrost kosztu wytwarzania energii efektu użytecznego „ k_U ”;

3. przedstawione przebiegi zmian energetycznych i kosztów badanych silników turbinowych TW3-117W
4. ukazują, iż pomimo spadku energii efektu użytecznego „ E_U ” oraz wzrostu kosztu wytwarzania energii efektu użytecznego „ k_U ”, dalej mogą być eksploatowane, ponieważ po przepracowaniu 250 godzin nie zostały osiągnięte wartości graniczne (E_{Ugr} i k_{Umax});
5. uwzględniając model energetyczny wyznaczono parametry strukturalne „ δ_1 ”, „ δ_2 ” i „ δ_3 ”, które za pomocą zależności określają zmiany zachodzące w strumieniu energii napędowej „ E_N ” oraz w energii efektu użytecznego „ E_U ” badanego silnika turbinowego TW3-117W w czasie eksploatacji „ τ ”.

Doskonalenie metodologii modelowania stanu obiektów pozwala na rozwój możliwych do praktycznego stosowania nowych strategii eksploatacji, w których dobre modele gwarantują skuteczne algorytmy diagnozowania.

LITERATURA

1. Cempel C.: Procesor energii. Wiele publikacji. 1998-2001.
2. Cempel C.: Modele diagnostyki wibroakustycznej. Mat. Konf., Bydgoszcz – Borówno, ATR., 1994.
3. Augustyn S., Żółtowski B.: Diagnozowanie eksploatacyjne turbinowych silników śmigłowców. IV Konferencja Naukowa, WSO Toruń 1999.
4. Augustyn S., Żółtowski B.: Energy estimation of turbine engine. International Conference „Aircraft and Helicopter Diagnostics AIRDIAG'99”, Warsaw 1999.
5. Augustyn S., Żółtowski B.: Niezawodność eksploatacyjna turbinowych silników lotniczych. VIII Międzynarodowe sympozjum. Politechnika Warszawa, Płock 2000.
6. Barliński B., Stelmaszczyk Z.: Eksploatacja silników lotniczych. Wyd. WKiŁ, Warszawa 1981.
7. Żółtowski B.: Uwarunkowania klasyfikacji stanów w diagnostyce maszyn. Problemy eksploatacji. Radom -Krynica. 1997. (s.37-51).
8. Żółtowski B.: Modal analysis in diagnostic of machines. 17 International Conference CARS&FOF, Durban, South Africa, 2001 pp.722-732.
9. Żółtowski B.: Podstawy diagnostyki maszyn. Wyd. ATR, Bydgoszcz, 1996.



Prof. dr hab. inż. **Bogdan Żółtowski**, prof. zw. ATR w działalności naukowej zajmuje się problemami modelowania, dynamiki maszyn, wibrodiagnostyki, diagnostyki technicznej, metrologii i eksploatacji pojazdów. Ma w swoim dorobku ogólnie około 260 publikacji, w tym 19 pozycji zwartych (własne i współautorskie). 41 publikacji naukowych, 155 publikacji naukowo-technicznych i konferencyjnych oraz 45 opracowań naukowo-technicznych. Jest członkiem Instytutu Badań Nieniszczących NDT (Anglia), członkiem Sekcji Podstaw Eksploatacji Komitetu Budowy Maszyn Polskiej Akademii Nauk (od 1989r.), członkiem Polskiego Towarzystwa Diagnostyki Technicznej, członkiem Zespołu Diagnostyki SPE KBM PAN. Jest także redaktorem działowym Diagnostyki Technicznej w Zagadnieniach Eksploatacji Maszyn PAN, członkiem Rady Programowej wydawnictwa PTDT - DIAGNOSTYKA oraz członkiem Oddziału PAN w Lublinie.