

EKSPLOATACYJNE BADANIA STANU ZDATNOŚCI TURBINOWEGO SILNIKA ODRZUTOWEGO

KAROL GOLAK, PAWEŁ LINDSTEDT

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Streszczenie

Artykuł przedstawia podstawy teoretyczne nowej parametrycznej metody oceny stanu technicznego silników odrzutowych w porównaniu z metodami dotychczas stosowanymi. W tej nowej metodzie stan techniczny silnika opisany jest przez tylko jeden (w innych metodach są to 4) kompleksowy model (wiążący ze sobą wejście silnika w postaci sygnałów p_2 i m_p z wyjściem silnika – sygnały n i p_4) o takiej unikalnej właściwości, że jakość działania silnika wyznaczona podczas prób naziemnych będzie też dostarczać wymaganą wiedzę o jego jakości w locie. Zmiany występujące w silniku odrzutowym występujące podczas jego eksploatacji będą mogły być badane poprzez porównywanie parametrów modelu wzorcowego z parametrami uzyskanymi w wyniku eksperymentu (próby naziemnej)[12].

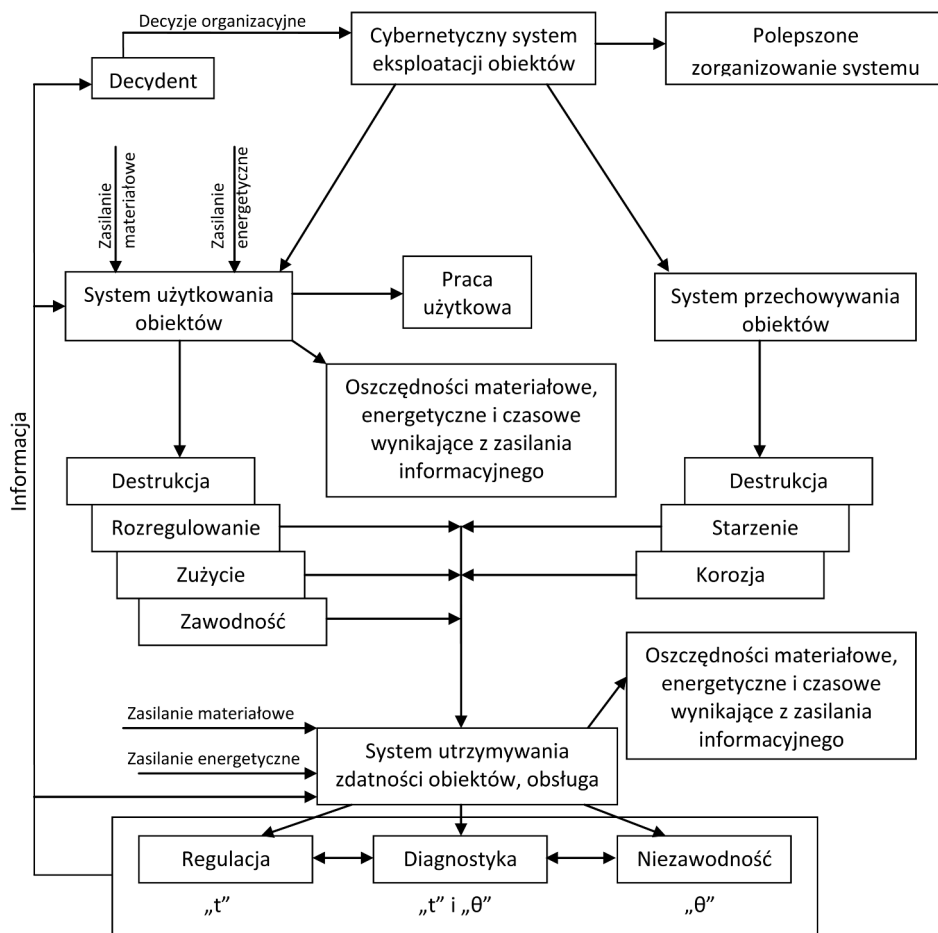
Słowa kluczowe: silnik turbinowy, stan zdatności, sygnał automatyki, trajektoria fazowa, portret fazowy

WSTĘP

W systemie eksploatacji silników lotniczych wyróżnia się dwie podstawowe działalności: użytkowanie i obsługa techniczna (rys. 1). Z rysunku 1 widać też, że w skład obsługi wchodzi takie elementy jak: regulacja, diagnostyka i niezawodność odpowiednio bazujące na podstawach automatyki, zasadach diagnostyki i teorii niezawodności [9, 10]. Potrzebna odpowiednia wiedza teoretyczna z automatyki, diagnostyki i niezawodności (informacja) wprowadzana jest do systemu i tam, zgodnie z zasadami cybernetyki przemieniana w rzecz fizyczną (oszczędności materiałowe, energetyczne, a także czasu [6, 13]). Odpowiednio (zgodnie z posiadaną wiedzą) wyregulowany silnik zużywa się w sposób normalny, optymalny. Każda zaistniała zmiana stanu technicznego (zużycie) wyznaczona zgodnie z zasadami diagnostyki wymaga natychmiastowej odpowiedniej obsługi (regulacji) i odpowiedniego uaktualnienia (zgodnie z teorią niezawodności) charakterystyk niezawodnościowych i stąd sposobu użytkowania.

Zatem kompleksowa ocena zdatności silnika to jednoczesna ocena jego działania (charakterystyki statyczne i dynamiczne), stanu technicznego (parametry zużycia, wypracowania rewersu) i stanu niezawodnościowego (charakterystyki niezawodnościowe), a problemy te (regulacji, diagnostyki i niezawodnościowe) wzajemnie się przeplatają i uzupełniają. Praktyka eksploatacyjna pokazuje, że szczególną uwagę przywiązuje się do problemów regulacyjnych, bo

to właśnie regulacja dzięki funkcjom wrażliwości parametrycznej daje wiedzę o stanie technicznym silnika, a jego zmiany z jego stanem niezawodnościowym [2, 10, 18].

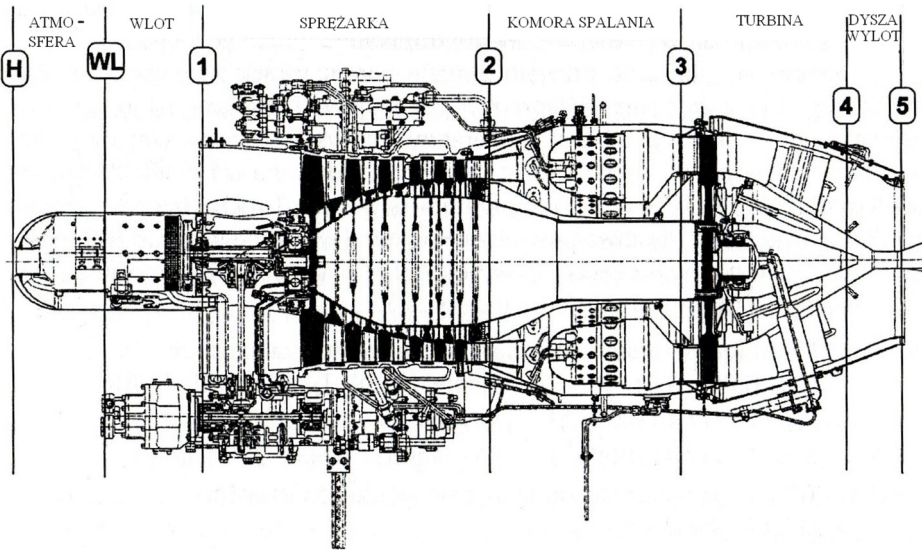


Rys. 1. Główne elementy cybernetycznego systemu eksploatacji obiektów:
 t – czas dynamiczny (newtonowski), q – czas eksploatacyjny (bergsonowski)

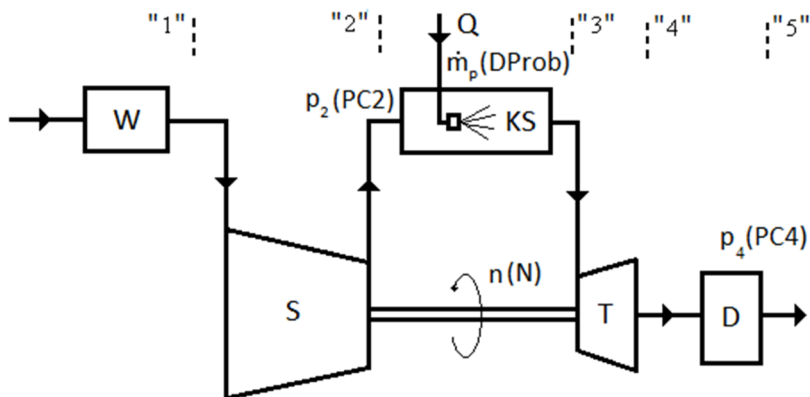
Szczególną rolę do spełnienia ma też decydent (rys. 1). Na podstawie pobieranej informacji polepsza on zorganizowanie systemu (redundancja różnie), a przez to jego efektywność [6, 13].

1. EKSPLOATACYJNE BADANIA SILNIKA TURBINOWEGO

Turbinowy silnik odrzutowy (rys. 2, rys. 3) jest niejednorodnym, ze względu na właściwości fizyczne i skomplikowanym obiektem technicznym, ze względu na zastosowane technologie produkcji, remontu, użytkowania i obsługi. Z tych powodów proces badania eksploatacyjnego silnika, a następnie proces regulacji jest trudny (dużo różnych punktów regulacji) i może być prowadzony tylko ściśle wg instrukcji opracowanej przez producenta silnika i za pomocą specjalistycznego oprzyrządowania technik regulacji silnika (środków przeznaczonych do wykonania wszystkich czynności obsługowych: narzędzi obsługowych, przyrządów pomiarowych, aparatury pomiarowej, rejestratorów i komputerów).



Rys. 2. Schemat konstrukcyjny silnika odrzutowego: H, WL, 1, 2, 3, 4, 5 – przekroje silnika [2].

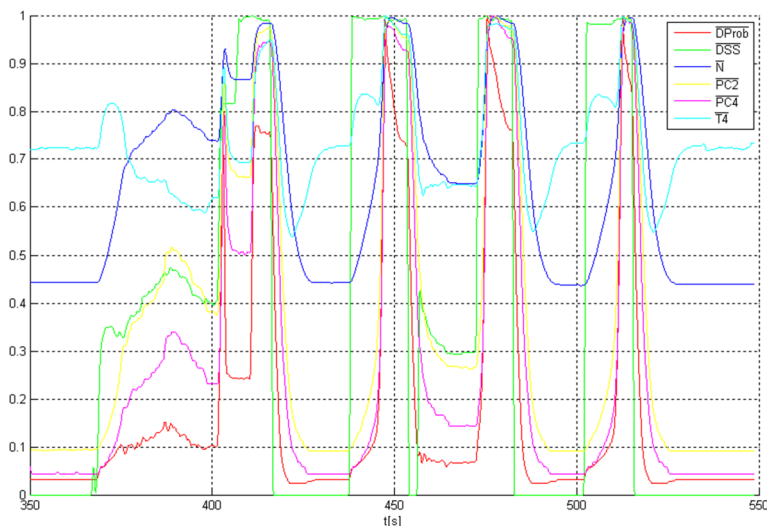


Rys. 3. Schemat funkcjonalny regulacji turbinowego silnika odrzutowego gdzie: W – wlot, S – sprężarka, KS – komora spalania, T – turbina, D – dysza, wylot, 1,2,3,4,5 – charakterystyczne przekroje, $n(N)$ – prędkość obrotowa, $p_2(PC2)$ – ciśnienie za sprężarką, $m_p(DProb)$ – masowe natężenie przepływu paliwa, $p_4(PC4)$ – ciśnienie za turbiną, w dyszy silnika

Podczas badań rejestruje się przebiegi sygnałów automatyki (regulacji) silnika: wyjściowe, wejściowe i towarzyszące. Zarejestrowanych sygnały automatyki lotniczego silnika odrzutowego (K-15) przedstawiono na rys. 4 [15, 16].

Dodatkowo zakłada się, że przebieg DProb odpowiada przebiegowi sygnału m_p , sygnał P4 – sygnałowi p_4 , sygnał N sygnałowi n , sygnał T4 sygnałowi t_4 i P2 sygnałowi p_2 . Gdzie: n – prędkość obrotowa, p_2 – ciśnienie za sprężarką, m_p – masowe natężenie przepływu paliwa, p_4 – ciśnienie w dyszy silnika, t_4 – temperatura spalin za turbiną, DSS – dźwignia sterowania silnikiem.

Przebiegi sygnałów automatyki silnika na różnych zakresach pracy (z którymi wiąże się czas obserwacji sygnałów) są podstawą do oceny jego stanu zdatności.



Rys. 4. Przebiegi sygnałów silnika (czas obserwacji sygnałów 350 – 550 [s]) [16]

2. METODY ANALIZY SYGNAŁÓW AUTOMATYKI (REGULACJI) SILNIKA

2.1. Metoda bezpośrednia - wizualna

Metoda ta polega na bezpośredniej wzrokowej obserwacji i ocenie przebiegów podstawowych sygnałów automatyki powiązanych z działaniem silnika [4, 10]. W rozpatrywanym przypadku kolejno analizowane są przebiegi sygnałów przedstawione na rys. 4. Podstawą metody są z góry zarejestrowane przebiegi wzorcowe podstawowych sygnałów automatyki dla silnika zdatego i dla silnika z ustalonymi typowymi uszkodzeniami. Istotą metody jest porównywanie (wzrokowe, bezpośrednie) zarejestrowanych przebiegów sygnałów z aktualnych badań eksploatacyjnych z przebiegami sygnałów wzorcowych i z przebiegami sygnałów dla typowych uszkodzeń. W metodzie tej nie stosuje się potrzebnego (wg zasad automatyki) zdeteminowanego badania relacji między sygnałami (np. $n=f(m_p)$ itd.). Trudności (wymagane są przebiegi sygnałów wzorcowych i dla typowych uszkodzeń) jakie spotyka się podczas stosowania tej metody dały asumpt do poszukiwania nowych, lepszych sposobów analizy sygnałów automatyki (regulacji) silnika [11].

2.2. Metoda bazująca na odpowiedzi impulsowej i skokowej silnika

Metoda ta polega na analizie odpowiedzi impulsowych i skokowych obliczonych z różnych modeli matematycznych (transmitancji) silnika opisujących relacje między odpowiednio dobranymi (przez eksperta) sygnałami [1, 5, 17, 22].

W rozpatrywanym przypadku bada się relacje między następującymi sygnałami: $n=f(m_p)$; $n=f(p_4)$; $t_4=f(m_p)$; $t_4=f(p_4)$; $p_2=f(n)$.

Potrzebne charakterystyki wyznaczane są z odpowiednich transmitancji wiążących rozpatrywane sygnały automatyki:

$$G_1 = \frac{n(s)}{m_p(s)}; \quad G_2 = \frac{n(s)}{p_4(s)}; \quad G_3 = \frac{t_4(s)}{m_p(s)}; \quad G_4 = \frac{t_4(s)}{p_4(s)}; \quad G_5 = \frac{p_2(s)}{n(s)};$$

Z kolei poszukiwane transmitancje wyznacza się po uprzednim ustaleniu transformaty zarejestrowanego sygnału automatyki na podstawie oryginału przebiegu rozpatrywanego sygnału automatyki dla różnych zakresów pracy silnika (obiekt słabonieliniowy został sprowadzony do kilku obiektów liniowych).

Szczególnie interesującą informacją może być relacja między sygnałami: wejścia n i wyjścia p_2 (prędkość obrotowa i ciśnienie za sprężarką) [7, 8, 10]. Zależność ta może być wyznaczona z zarejestrowanych przebiegów tych sygnałów i pozwoli ocenić stateczność (pompaż) pracy kanału gazodynamicznego silnika. Np. z przebiegów przedstawionych na rys. 2, dla czasu obserwacji 500÷520 [s] można ustalić, że transformaty p_2 i n odpowiednio wynoszą [11]:

$$p_2(s) = \frac{k_P}{s(T_{2P}^2 s^2 + T_{1P}s + 1)} \quad (1)$$

$$n(s) = \frac{k_N}{s(T_{2N}^2 s^2 + T_{1N}s + 1)} \quad (2)$$

lub w przybliżeniu (przypadek 1): (3)

$$n(s) = \frac{k_N}{s(sT_{ON} + 1)(sT_{ZN} + 1)} \quad (4)$$

lub (przypadek 2):

$$p_2(s) = \frac{1}{s} e^{-T_{OP}s} \frac{k_P}{sT_{ZP} + 1} \quad (5)$$

$$n(s) = \frac{1}{s} e^{-T_{ON}s} \frac{k_N}{sT_{ZN} + 1} \quad (6)$$

a także (przypadek 3):

$$p_2(s) = \frac{k_P}{s} \left(\frac{1}{sT_{ZP}(sT_{OP} + 1)} - \frac{1}{sT_{ZP}} e^{-(T_{ZP}+T_{OP})s} \right) \quad (7)$$

$$n(s) = \frac{k_N}{s} \left(\frac{1}{sT_{ZN}(sT_{ON} + 1)} - \frac{1}{sT_{ZN}} e^{-(T_{ZN}+T_{ON})s} \right) \quad (8)$$

W pierwszym przypadku przebiegi zostały opisane transformatami odpowiedzi skokowej dla członu dwuinercyjnego, w drugim transformatami odpowiedzi dla szeregowego połączenia członu opóźniającego i inercyjnego a w trzecim przypadku transformatami odpowiedzi równoległego połączenia członu całkującego rzeczywistego i całkującego z opóźnieniem.

Parametry k_P , k_N , T_{ON} , T_{ZN} , T_{OP} , T_{ZP} wyznacza się bezpośrednio z rys. 4. Parametry te odpowiednio wynoszą: $k_P=0,9$, $k_N=0,58$, $T_{ON}=7,5$ s, $T_{ZN}=4,1$ s, $T_{OP}=9,3$ s, $T_{ZP}=2,0$ s.

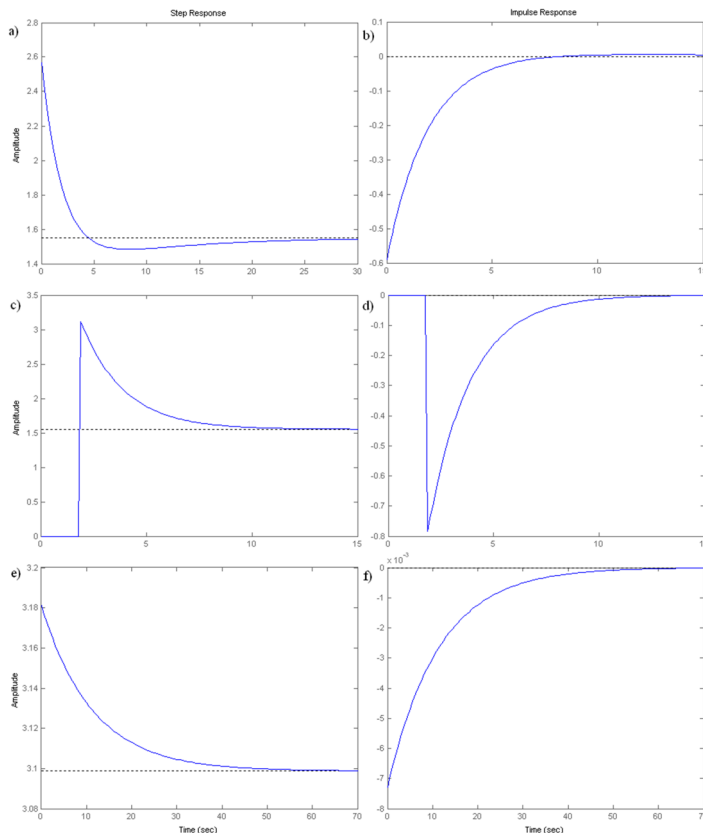
Transmitancje opisujące relacje między sygnałami PC2(s) i N(s) dla różnych przybliżeń (przypadki 1÷3) wynoszą [11]:

$$G_{5(1)}(s) = \frac{p_2(s)}{n(s)} = \frac{k_P(sT_{ON} + 1)(sT_{ZN} + 1)}{k_N(sT_{OP} + 1)(sT_{ZP} + 1)} \quad (9)$$

$$G_{5(2)}(s) = \frac{p_2(s)}{n(s)} = \frac{k_P}{k_N} e^{-(T_{ON}+T_{OP})s} \frac{sT_{ZN} + 1}{sT_{ZP} + 1} \quad (10)$$

$$G_{5(3)}(s) = \frac{p_2(s)}{n(s)} = \frac{k_P}{k_N} \frac{T_{ZN}}{T_{ZP}} \frac{1 - e^{-(T_{ZP}+T_{OP})s}}{1 - e^{-(T_{ZN}+T_{ON})s}} \quad (11)$$

Jakość relacji między sygnałami p2 i n (na co ponownie zwraca się uwagę) może być oceniona tylko na podstawie zdeterminowanych charakterystyk wyznaczanych z transmitancji $G_{5(1)}$, $G_{5(2)}$, $G_{5(3)}$. Odpowiedzi skokowe i impulsowe silnika wyszczególniane z transmitancji (9), (10), (11) zostały przedstawione na rys 5.[11]



Rys. 5. a) odpowiedź skokowa transmitancji $G_{5(1)}(s)$;
 b) odpowiedź impulsowa transmitancji $G_{5(1)}(s)$; c) odpowiedź skokowa transmitancji $G_{5(2)}(s)$;
 d) odpowiedź impulsowa transmitancji $G_{5(2)}(s)$;
 e) odpowiedź skokowa transmitancji $G_{5(3)}(s)$; f) odpowiedź impulsowa transmitancji $G_{5(3)}(s)$;

Z analizy wyznaczonych charakterystyk (rys. 5) wynika że badana relacja między sygnałami p_2 i n jest złożona. Występują tu długi czas ustalania się wartości sygnału. Także efekt „uderzenia” (strzału) jest duży. Po wystąpieniu zjawiska uderzenia, pojawia się niekorzystne zjawisko zmniejszenia wartości sygnału poniżej wartości ustalonej (przepadanie). Wszystko to pozwala sformułować wniosek że badany silnik jest wrażliwy na niestateczną pracę (pompaż).

Metoda ta jest ściśle związana z charakterystykami dynamicznymi silnika i ich jednoznaczną interpretacją zgodną z zasadami automatyki układów liniowych [1, 5, 17].

Wadą tej metody jest możliwość rozpatrywania tylko kolejnych par sygnałów i przy założeniu, że układ może być sprowadzony do układów liniowych.

2.3. Metoda bazująca na trajektorii fazowej

Metoda ta polega na wszechstronnej analizie w sensie Lapunowa trajektorii fazowej silnika, która wiąże sygnały użytkowe (wyjściowe) z sygnałami otoczenia (wejściowe) i z sygnałami zasilania energetycznego, które mogą być wyrażone przez funkcje Lapunowa.

Ogólnie rzecz biorąc trajektorie fazowe pozwalają syntetycznie analizować dynamikę procesu, tenże proces i jego otoczenie a także, gdy do badania stabilności będzie zastosowana druga metoda Lapunowa jego stan energetyczny. Zapewne te fakty spowodowały, że trajektorie fazowe wielokrotnie zostały zastosowane do badania stanu regulacji silników lotniczych [3, 10, 22].

Podstawą do wyznaczenia trajektorii fazowej jest równanie stanu:

$$\frac{d\bar{x}}{dt} = a\bar{x} + b\bar{u} \quad (12)$$

Dla układów automatycznej regulacji równanie to można sprowadzić do postaci [10, 16]:

$$\frac{d\bar{e}}{dt} = f(\bar{e}) \quad (13)$$

gdzie - \bar{e} sygnał wynikający z działania układu regulacji (sygnał wyjściowy) w jego otoczeniu (sygnał wejściowy).

Podczas badania relacji między sygnałem wejściowym n i sygnałem wyjściowym układu regulacji silnika p_2 zgodnie z (G_{ζ}) otrzymuje się:

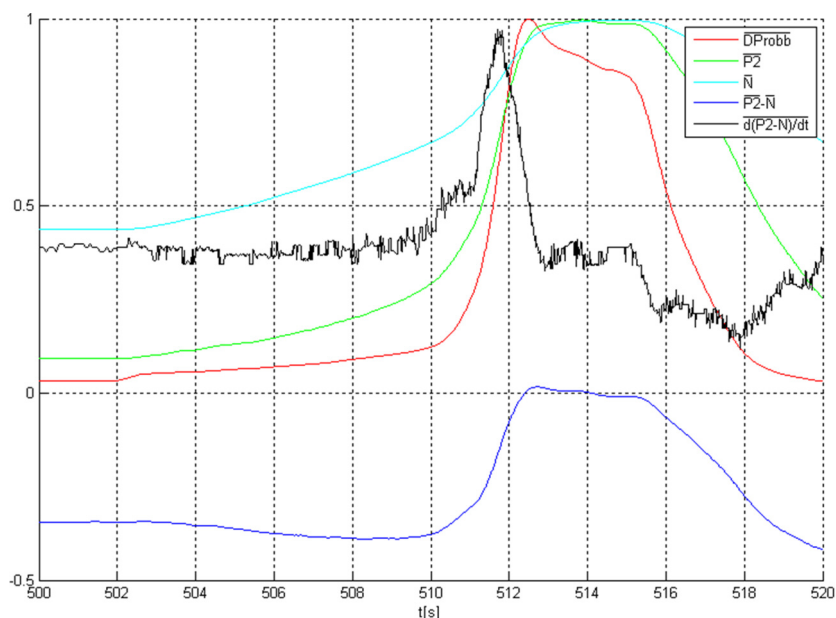
$$\bar{e} = \bar{p}_2 - \bar{n} = \bar{p}_0 \quad (14)$$

gdzie dodatkowo \bar{p}_0 - całka równania różniczkowego uproszczonego [10, 17].

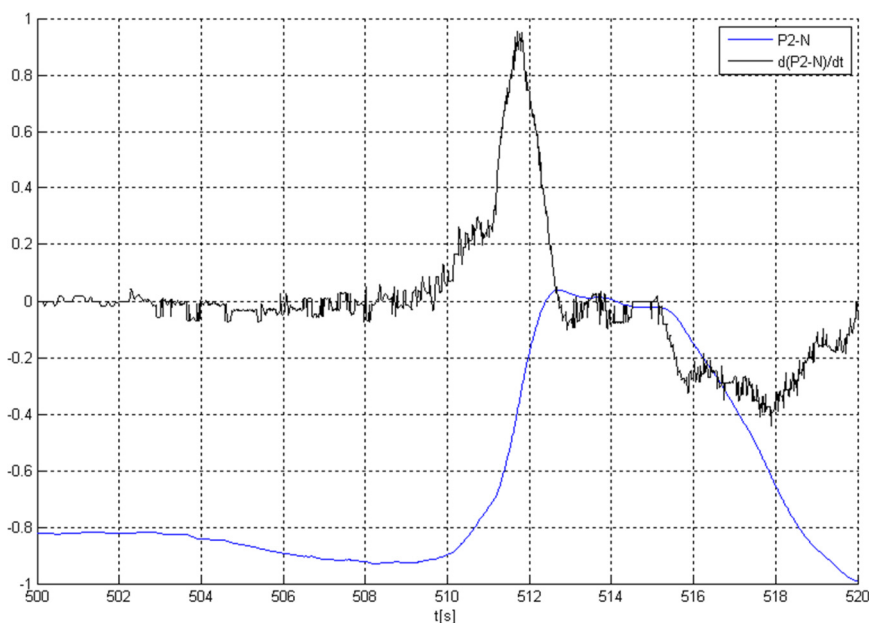
Wtedy równanie stanu przyjmuje postać:

$$\frac{d(\bar{p}_2 - \bar{n})}{dt} = f(\bar{p}_2 - \bar{n}) \text{ lub } \frac{d(\bar{p}_0)}{dt} = f(\bar{p}_0) \quad (15)$$

Zatem trajektoria fazowa może być wyznaczona bezpośrednio z unormowanych przebiegów przejściowych p_2 i n (rys. 4). Przebiegi \bar{p}_2 , \bar{n} , $\bar{p}_2 - \bar{n}$, $d(\bar{p}_2 - \bar{n})/dt$, przedstawiono na rys. 6, a unormowane przebiegi $\bar{p}_2 - \bar{n}$ oraz $d(\bar{p}_2 - \bar{n})/dt$ na rys 7. Bezpośrednio z przebiegów przedstawionych na rys. 7 wynika trajektoria fazowa - rys. 8. [11]

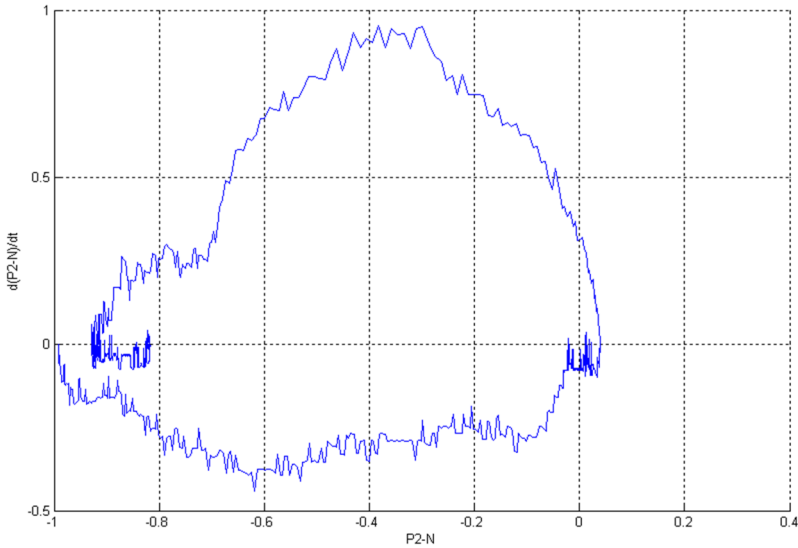


Rys. 6. Przebiegi sygnałów układu regulacji wyznaczone podczas próby silnika w czasie 500÷520 [s]



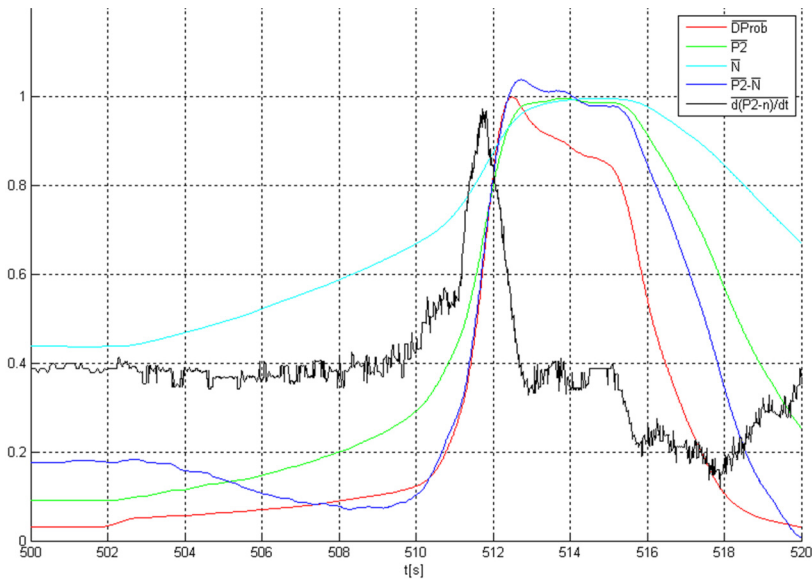
Rys. 7. Przebiegi syntetycznych sygnałów układu regulacji silnika

Trajektoria fazowa (rys. 8) nie spełnia oczekiwań obsługi technicznej silnika. Jest za mało komunikatywna. Jej interpretacja wymaga wysokich kwalifikacji z zakresu automatyki. Wiąże ona tylko 2 sygnały: \bar{p}_2 i \bar{n} co nie daje dużego postępu w stosunku do metody analizy sygnałów opartej na zdeterminowanych charakterystykach. Trajektoria może jednakże być dodatkowo opisana i uzupełniona dodatkowymi informacjami wynikającymi z eksperymentu (próby silnika).



Rys. 8. Trajektoria fazowa wyznaczona podczas próby silnika w czasie 500 ÷ 520 [s]

Przebiegi sygnałów z rys. 6 zostały zmodyfikowane do wygodniejszej postaci (rys. 9).



Rys. 9. Względne przebiegi sygnałów \bar{p}_2 , \bar{n} , $\bar{p}_2 - \bar{n}$, $d(\bar{p}_2 - \bar{n}) / dt$

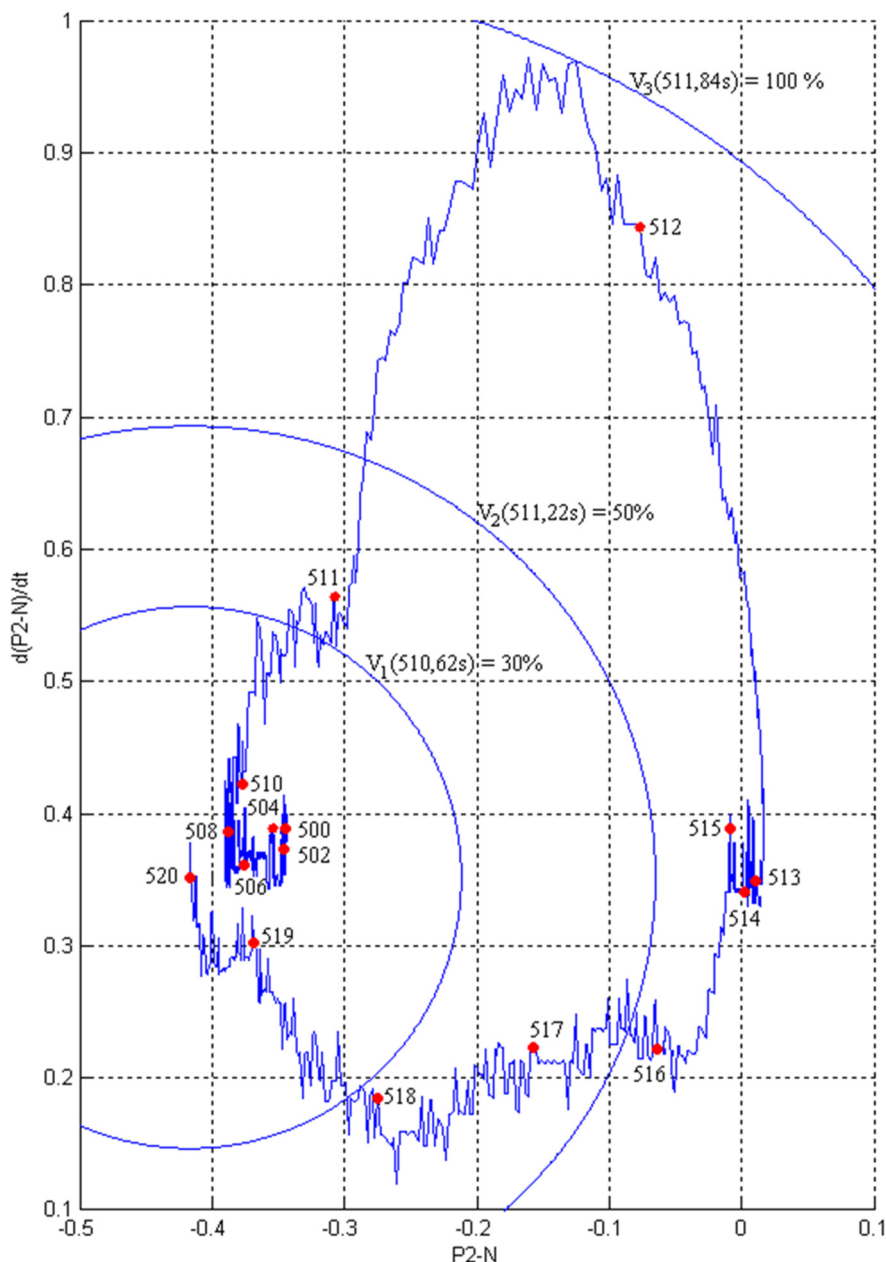
Sygnał p_0 został sprowadzony wg wzoru (14) do postaci względnej (rys. 9). Następnie po wprowadzeniu zmiennych stanu X_1 i X_2 :

$$X_1 = \bar{p}_0 \text{ oraz } X_2 = \dot{\bar{p}}_0 \quad (16)$$

oraz funkcji Lapunowa $V(X_1, X_2)$:

$$V(X_1, X_2) = X_1^2 + X_2^2 \quad (17)$$

Ostatecznie otrzymuje się portret fazowy (rys. 10)



Rys. 10. Portret fazowy układu regulacji silnika. $V(X_1, X_2)$ – funkcja Lapunowa

Wartości funkcji Lapunowa V_1, V_2, V_3 dla kolejnych chwil czasu t_1, t_2, t_3 , wyrażające ilościowo stan energetyczny układu w czasie są wyznaczone na podstawie przebiegu względnej wartości sygnału m_p (rys. 9). Portret fazowy daje pełną informację o silniku. Można analizować ruch wektora stanu (np. od 510s do 512s i następnie do 514s). Następnie można badać przejścia trajektorii przez poszczególne stany energetyczne, a także ocenić różnice między stanem

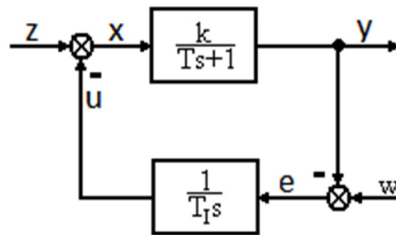
energetycznym, teoretycznym [V(X1,X2)], a faktycznym [V(DPProb)]. Zatem ostatecznie można stwierdzić, że portret fazowy (rys. 10) daje możliwość syntetycznej analizy procesu działania kanału gazodynamicznego silnika lotniczego w otoczeniu z uwzględnieniem zasilania energetycznego. Z wyznaczonego portretu fazowego wynika brak wystarczającej płynności silnika podczas przechodzenia przez różne stany energetyczne.

3. KOMPLEKSOWA PARAMETRYCZNA METODA OCENY STANU REGULACJI TURBINOWEGO SILNIKA ODRZUTOWEGO

3.1. Podstawy teoretyczne parametrycznej oceny stanu regulacji silnika lotniczego podczas prób naziemnych odzwierciedlającej jego stan podczas lotu

Obecnie podczas oceny stanu regulacji silnika lotniczego decydującą rolę odgrywają wskaźniki jakości przebiegów sygnałów silnika wyznaczone podczas prób naziemnych. Mają one jednak tę wadę, że z powodu zmiany otoczenia i zakłóceń często nie odpowiadają one wskaźnikom jakości podczas lotu. Powstała zatem konieczność uzupełniania wyznaczonych wskaźników jakości przebiegów sygnałów wyznaczonych podczas prób naziemnych dodatkowym parametrem – potencjałem regulacyjnym wyznaczonym z równania stanu, który wiąże stan jakości działania układu z jego stanem technicznym. [2, 10] Zauważono także że problem ten może być rozwiązany poprzez przetworzenie sygnałów na parametry układu takie jak współczynniki wzmocnienia, stałe czasowe. Uzyskane parametry pozwalają ocenić wartość innych nieznanymi parametrów jakie wystąpią podczas lotu samolotu.

Na rys. 11 przedstawiono uproszczony schemat układu regulacji prędkości obrotowej silnika.



Rys. 11. Uproszczony schemat układu regulacji silnika lotniczego; k - współczynnik wzmocnienia obiektu, T , T_1 - stała czasowa silnika, stała czasowa całkowania regulatora, w - nastawiana wartość sygnału użytkowego, u - sygnał oddziaływania regulatora na obiekt, z - zakłócenie, y - sygnał użytkowy, x - sygnał pobudzający obiekt, e - sygnał uchybu, s - zmienna zespolona

Do oceny jakości działania silnika wyznacza się transmitancje układu otwartego $H_o(18)$, układu zamkniętego od wartości zadanej (próby naziemne) $H_w(19)$ i układu zamkniętego od zakłóceń (praca w locie) $H_z(20)$ [10, 21]:

$$H_o = \frac{y}{z} = \frac{k}{T_1 s (T s + 1)} \quad (18)$$

$$H_w = \frac{y}{w} = \frac{\frac{k}{T T_1}}{s^2 + \frac{1}{T} s + \frac{k}{T T_1}} = \frac{1}{\frac{T T_1}{k} s^2 + \frac{T_1}{k} s + 1} \quad (19)$$

$$H_Z = \frac{y}{z} = \frac{\frac{k}{T}}{s^2 + \frac{1}{T}s + \frac{k}{TT_I}} = \frac{T_I s}{\frac{TT_I}{k}s^2 + \frac{T_I}{k}s + 1} \quad (20)$$

Z porównania $H_W(19)$ i $H_Z(20)$ widać, że odpowiedź impulsowa od „w” jest powiązana z odpowiedzią skokową od „z”. Dalej widać, że współczynnik wzmocnienia **1** układu z próby naziemnej (19) można pomnożyć przez aktualną dla danej próby nastawę regulatora T_I i w ten sposób za pomocą parametrów wyznaczonych podczas prób naziemnych otrzymać parametr $T_I(20)$ występujący w transmitancji opisującej silnik podczas lotu.

$$T_I = 1 \cdot T_I \quad (21)$$

Ta możliwość daje przewagę parametrycznym metodom oceny stanu regulacji nad dotychczasowymi metodami bazującymi na wskaźnikach jakości przebiegów sygnałów. [10, 12]

3.2. Teoretyczne podstawy do kompleksowania modeli oceny stanu regulacji silnika

W procesie oceny stanu regulacji silnika (rys. 1 i 2) rozpatrywane są 4 podstawowe sygnały n – prędkość obrotowa, p_2 – ciśnienie za sprężarką, m_p – masowe natężenie przepływu paliwa, p_4 – ciśnienie w dyszy silnika. [2, 10, 12, 20, 21]

Do oceny jakości działania silnika bada się wszystkie relacje między głównymi sygnałami, które są opisywane następującymi transmitancjami [2, 10, 21]:

$$G_{1m_p} = \frac{\Delta n}{\Delta m_p} \quad (22) \quad G_{1p_2} = \frac{\Delta n}{\Delta p_2} \quad (23)$$

$$G_{2m_p} = \frac{\Delta p_4}{\Delta m_p} \quad (24) \quad G_{2p_2} = \frac{\Delta p_4}{\Delta p_2} \quad (25)$$

Zakłada się, że istnieje możliwość sprowadzenia modelu w postaci czterech transmitancji do jednego kompleksowego modelu o takiej pożądanej właściwości, że jakość działania silnika wyznaczona podczas prób naziemnych będzie też dostarczać wymaganą wiedzę o jego jakości w locie.

Po rugowaniu sygnałów wyjściowych Δn i Δp_4 z równań 22÷25 otrzymuje się:

$$G_{1m_p 1p_2} = \frac{\Delta p_2}{\Delta m_p} \quad (26) \quad G_{2m_p 2p_2} = \frac{\Delta p_2}{\Delta m_p} \quad (27)$$

Następnie ruguje się sygnały wejściowe Δm_p i Δp_2 i wtedy także z równań 22÷25 otrzymuje się:

$$G_{1n 1p_4} = \frac{\Delta n}{\Delta p_4} \quad (28) \quad G_{2n 2p_4} = \frac{\Delta n}{\Delta p_4} \quad (29)$$

Ostatecznie tworzy się model w postaci ilorazu stosunku transformata sygnałów wyjściowych do stosunku transformata sygnałów wejściowych:

$$G_{kompleks}(s) = \frac{G_{1np_4}}{G_{1m_p p_2}} = \frac{G_{2np_4}}{G_{2m_p p_2}} \quad (30)$$

Po uwzględnieniu zależności (26) i (28) otrzymuje się:

$$G_{kompleks}(s) = \frac{\frac{\Delta n}{\Delta p_4}}{\frac{\Delta p_2}{\Delta m_p}} = \frac{\Delta n \Delta m_p}{\Delta p_4 \Delta p_2} \quad (31)$$

Po zastosowaniu odwrotnego przekształcenia Laplace'a wyznacza się: [14, 19]

$$g_{kompleks}(t) * \Delta p_4 * \Delta p_2 = \Delta n * \Delta m_p \quad (32)$$

Z zależności (31, 32) wynika, że istnieje jeden kompleksowy model silnika odpowiadający 4 modelom klasycznym stosowanym dotychczas w procesie oceny stanu regulacji silnika. Model ten jest transmitancją (31) lub zależnością splotu przebiegów p_4 i p_2 z odpowiedzią impulsową $g_{kompleks}(t)$ od splotu przebiegów n i m_p (32). Model splotu (32) jest trudny do rozwiązania. Do dalszej analizy bardziej nadaje się model (31). W przypadku przyjęcia modelu w postaci transmitancji (31) można przejść z przestrzeni zmiennej „s” do przestrzeni częstotliwości „ ω ” przez co uzyskuje się możliwość analizy sygnałów na podstawie gęstości mocy wzajemnej i własnej sygnałów rejestrowanych podczas próby silnika.

Z zależności (31) można wyznaczyć argument transmitancji $G_{kompleks}(j\omega)$: [12]

$$\text{Arg} G_{kompleks}(j\omega) = \Delta \varphi_{np_4 p_2 m_p} = \Delta \varphi_{np_4} - \Delta \varphi_{p_2 m_p} = \text{Arg} \frac{\frac{S_{np_4}}{S_{p_4 p_4}}}{\frac{S_{p_2 m_p}}{S_{m_p m_p}}} \quad (33)$$

Następnie można wyznaczyć kwadrat modułu transmitancji $G_{kompleks}(j\omega)$: [12]

$$|G_{kompleks}(j\omega)|^2 = \frac{\frac{S_{nn}}{S_{p_4 p_4}}}{\frac{S_{p_2 p_2}}{S_{m_p m_p}}} = \frac{\Delta n \Delta m_p}{\Delta p_4 \Delta p_2} = \frac{A_{nnp_4}^2(\omega)}{A_{p_2 p_2 m_p m_p}^2(\omega)} \quad (34)$$

gdzie:

S - gęstość widmowa mocy własnej bądź wzajemnej, $A^2(\omega)$ - kwadrat wzmocnienia amplitudowego; $\varphi(\omega)$ - przesunięcie fazowe.

Funkcję gęstości widmowej mocy S sygnałów wyznacza się na podstawie ich funkcji korelacji, względem których stosuje się przekształcenia Fouriera. Zatem gdy znane są przebiegi $n(t)$, $p_4(t)$, $p_2(t)$ i $m_p(t)$ to dla tych przebiegów można bez trudności wyznaczyć funkcje korelacji własnej i wzajemnej, a następnie ich gęstości mocy własne i wzajemne.

Ostatecznie można wyznaczyć kwadrat wzmocnienia amplitudowego sygnałów wejściowych $A_{p_2 p_2 m_p m_p}^2(\omega)$ i kwadrat wzmocnienia amplitudowego sygnałów wyjściowych $A_{nnp_4}^2(\omega)$, których iloraz jest poszukiwanym kompleksowym modelem silnika, z którego wyznacza się fizycznie interpretowalne wzmocnienie amplitudowe $|G_{kompleks}(j\omega)|^2$. W podobny sposób bazując na gęstości mocy wzajemnej sygnałów wyznacza się przesunięcie fazowe $\Delta \varphi_{np_4 p_2 m_p}$. [14, 19]

3.3. Kompleksowa parametryczna analiza stanu regulacji silnika na podstawie eksploatacyjnych badań silnika K-15

Zarejestrowane przebiegi sygnałów przebiegi $n(t)$, $p_4(t)$, $p_2(t)$ i $m_p(t)$ (rys. 3) zostały znormalizowane. Następnie zostały pomnożone przez okno Hanninga, a następnie została obliczona ich autokorelacja. Otrzymane wykresy autokorelacji i korelacji wzajemnej zostały przybliżone za pomocą wielomianu o ogólnej postaci:

$$R_{yy}(\tau) = z_4\tau^4 + z_3\tau^3 + z_2\tau^2 + z_1\tau + z_0 \quad (35)$$

Po przybliżeniu z dokładnością $R^2 > 0,995$ opisaną współczynnikiem determinacji otrzymano następujące postaci funkcji autokorelacji [12]:

$$R_{nn}(\tau) = -7,3281\tau^4 + 15,6815\tau^3 - 9,2732\tau^2 - 0,1229\tau + 1,0118 \quad (36)$$

$$R_{p_4p_4}(\tau) = -7,5692\tau^4 + 15,2088\tau^3 - 7,9041\tau^2 - 0,8170\tau + 1,0362 \quad (37)$$

$$R_{p_2p_2}(\tau) = -7,6062\tau^4 + 15,7378\tau^3 - 8,7375\tau^2 - 0,4574\tau + 1,0239 \quad (38)$$

$$R_{m_p m_p}(\tau) = -7,3299\tau^4 + 14,5705\tau^3 - 7,3304\tau^2 - 0,9945\tau + 1,0394 \quad (39)$$

$$R_{np_4}(\tau) = -7,9670\tau^4 + 16,3268\tau^3 - 8,9481\tau^2 - 0,4796\tau + 1,0238 \quad (40)$$

$$R_{p_2m_p}(\tau) = -7,9596\tau^4 + 16,1592\tau^3 - 8,6656\tau^2 - 0,6092\tau + 1,0298 \quad (41)$$

W celu wyznaczenia mocy widmowej funkcji z uzyskanych funkcji autokorelacji i korelacji wzajemnej stosuje się dwustronną transformatę Fouriera:

$$F\{R_{yy}\} = \int_{-\infty}^{\infty} R_{yy}(\tau)e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (42)$$

Transformata wielomianu (36) po przejściu z przestrzeni „ τ ” w przestrzeń zmiennej „ s ” przedstawia się następująco:

$$F\{R_{yy}\} = z_4 \frac{24}{s^5} + z_3 \frac{6}{s^4} + z_2 \frac{2}{s^3} + z_1 \frac{1}{s^2} + z_0 \frac{1}{s} \quad (43)$$

Po podstawieniu parametrów i wzorów (38 ÷ 42) do (34) i (35) otrzymujemy modele silnika w postaci wzmacnienia amplitudowego $|G_{kompleks}(j\omega)|^2$, a także przesunięcia fazowego w ogólnej postaci:

$$|G_{kompleks}(j\omega)|_i^2 = \frac{0,000032s^8 - 0,000034s^7 - 0,0010s^6 + 0,0062s^5 - 0,0058s^4 - 0,084s^3 + 0,42s^2 - 0,96s + 0,93}{0,000032s^8 - 0,000039s^7 - 0,0010s^6 + 0,0064s^5 - 0,0066s^4 - 0,086s^3 + 0,44s^2 - 1,02s + 1} \quad (44)$$

$$\Delta\varphi_{np_4p_2m_p}|_i = \text{Arg}\left(\frac{0,000030s^8 - 0,000043s^7 - 0,00095s^6 + 0,0062s^5 - 0,0074s^4 - 0,078s^3 + 0,42s^2 - 0,98s + 0,97}{0,000031s^8 - 0,000042s^7 - 0,00097s^6 + 0,0063s^5 - 0,0071s^4 - 0,082s^3 + 0,43s^2 - 1,01s + 1}\right) \quad (45)$$

Stan silnika wyrażony jest za pomocą 34 parametrów o konkretnej wartości. Dla różnych przebiegów otrzymuje się różne wartości parametrów. Podczas kolejnych prób wg identycznego programu parametry te powinny zachować stałą wartość.

PODSUMOWANIE

Otrzymany został kompleksowy model do oceny stanu regulacji turbinowego silnika odrzutowego. Model ten pozwala na obliczenie wzmocnienia amplitudowego $|G_{kompleks}(j\omega)|^2$ i przesunięcia fazowego $\Delta\varphi_{np_1 p_2 m_p}$, które mogą być interpretowane fizycznie. Stan silnika wyrażony jest za pomocą 34 parametrów o konkretnej wartości, przyjmujących różne wartości dla różnych przebiegów. Parametry modelu teoretycznego można porównać z parametrami eksperymentalnym uzyskanymi podczas prób naziemnych.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Antoniewicz J.: Automatyka, Warszawa 1973, WNT.
- [2] Balicki W., Szczeciński S.: Diagnostowanie lotniczych silników turbinowych, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001.
- [3] Batko W., Majkut L.: The phase trajectories as the new diagnostic discriminates of foundry machines and devices usability, Archives of Metallurgy and Materials, vol 52(3), 2007.
- [4] Boliński B., Stelmaszczyk Z.: Eksploatacja silników turbinowych, WKŁ, Warszawa 1981.
- [5] Kaczorek T.: Teoria układów regulacji automatycznej, WNT, Warszawa 1974.
- [6] Lerner AJ.: Zarys cybernetyki, WNT, Warszawa 1971.
- [7] Lindstedt P.: Kanał przepływowy turbinowego silnika odrzutowego jako obiekt badań diagnostycznych, Biuletyn WAT Rok XLII nr 3 (487) marzec 1993.
- [8] Lindstedt P.: Metody identyfikacji układów automatycznej regulacji w procesie diagnozowania turbinowych silników odrzutowych, Zagadnienia Eksploatacji Maszyn z 2 PAN, PWN 1994.
- [9] Lindstedt P.: Reliability and its relation to regulation and diagnostics the machinery exploration systems, Journal of KONBIN Vol. 1 No 2/2006, Wyd. ITWL, Warszawa 2006.
- [10] Lindstedt P.: Praktyczna diagnostyka maszyn i jej teoretyczne podstawy, Wydawnictwo Naukowe ASKON, Warszawa 2002.
- [11] Lindstedt P., Golak K.: Examination of operational dependability demonstrated by turbine reactive engines, Journal of Konbin 2,3(14,15)2010, Wyd. ITWL. Warszawa 2010.
- [12] Lindstedt P., Golak K.: Premises for comprehensive parametric evaluation of the condition of turbojet engine regulation, Journal of Konbin No 4(16)2010, Wyd. ITWL. Warszawa 2010.
- [13] Mynarski S.: Elementy teorii systemów i cybernetyki. PWN, Warszawa 1974.
- [14] Osiowski J.: Zarys rachunku operatorowego, WNT, Warszawa 1981.
- [15] Pawlak WL.: Computer simulation of transient processes in a turbojet engine, with special attention to amplitudes of thermal shocks in some selected fault models of operations, The archive of mechanical engineering VOL LIV No 3 2007
- [16] Pawlak WL., Wiklik K., Morawski J.M.: Synteza i badanie układów sterowania lotniczych silników turbinowych metodami symulacji komputerowej, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1996.
- [17] Pełczewski W.: Teorie sterowania, WNT, Warszawa 1980.
- [18] Staniszewski R.: Sterowanie zespołów napędowych, WKŁ, Warszawa 1988.
- [19] Szabatin J.: Podstawy teorii sygnałów, WKŁ, Warszawa 2000.
- [20] Szczeciński S.: Lotnicze silniki turbinowe, MON, Warszawa 1965.
- [21] Szevjakov: Awtomatika awiacionnych i rakietych siłowych ustanowok, Maszynostrojenije, Moskwa 1970.
- [22] Szopliński Z.: Badanie i projektowanie układów regulacji, WNT, Warszawa 1975.