

# PRZESŁANKI KOMPLEKSOWEJ PARAMETRYCZNEJ OCENY STANU REGULACJI TURBINOWEGO SILNIKA ODRZUTOWEGO

Paweł LINDSTEDT\*, Karol GOLAK\*\*

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

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

[p.lindstedt@pb.edu.pl](mailto:p.lindstedt@pb.edu.pl), [karolgolak@gmail.com](mailto:karolgolak@gmail.com)

**Streszczenie:** W artykule przedstawiono podstawy nowej metody oceny stanu technicznego silników odrzutowych. Model w postaci czterech transmitancji został zredukowany 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. Model ten wiąże w sposób syntetyczny wejście silnika (sygnały  $p_2$  i  $m_p$ ) z wyjściem silnika ( $n$  i  $p_4$ ). Można wyznaczyć teoretyczne wzorcowe modele silnika i ich parametry, a następnie porównywać parametry modelu wzorcowego z parametrami modelu eksperymentu (próby naziemnej) i w ten sposób badać zmiany występujące w silniku podczas jego eksploatacji.

## 1. WPROWADZENIE

Prawidłowe wyregulowanie silników lotniczych (układów technicznych, maszyn, urządzeń, instalacji hydraulicznych, pneumatycznych, itp.) jest podstawowym warunkiem determinującym dopuszczenie silnika i każdego innego obiektu do użytkowania, które musi być bezpieczne i niezawodne (np. maksymalna prędkość obrotowa turbinowego silnika odrzutowego bezwzględnie musi wynosić  $100 \pm 0,2\%$ , a jej przekroczenie np. o  $0,5\%$  prowadzi do szybkiego zużycia silnika i do sytuacji, że użytkowanie takiego silnika staje się niebezpieczne i zawodne). Obecnie w procesie oceny stanu działania silnika lotniczego bada się przebiegi sygnałów i założone wartości wskaźników jakości tych przebiegów w ściśle określonych chwilach zdeteminowanych programem prób naziemnych silnika. Ten sposób oceny jakości działania silnika jest bardzo pracochłonny, materiałochłonny i często zawodny ze względu na możliwość łatwego popełnienia błędu wynikającego z innego otoczenia (temperatura, ciśnienie) działającego na silnik podczas próby na ziemi w stosunku do otoczenia działającego w locie. Jednak przede wszystkim popełniany błąd wynika z faktu, że mechanik wykonujący próbę silnika ma jedynie możliwość wprowadzenia do regulatora za pomocą DSS (dźwigni sterowania silnika) różnych wartości zadanych dla podstawowych sygnałów użytkowych ( $n$  i  $p_4$ ), a nie ma możliwości wprowadzenia różnych i nieznanych zakłóceń działających na silnik podczas lotu samolotu. Z tego względu badania silnika podczas prób naziemnych są niepełne i mogą być zawodne bo prawidłowo wyregulowany podczas prób naziemnych silnik może mieć niewystarczającą wartość użytkową w locie (Gosiewski i Paszkowski, 1995; Lindstedt, 2009). Stąd wynika potrzeba poszukiwania nowych metod określania stanu działania silnika. Jedną z tych metod jest kompleksowa (jednoczesna

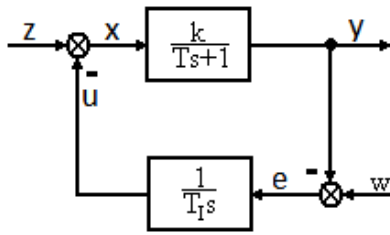
analiza 4 podstawowych sygnałów wynikających z działania silnika), parametryczna (stan działania jest wyrażony parametrami specjalnego modelu silnika bazującego na 4 sygnałach silnika) metoda oceny stanu działania silnika podczas jego prób naziemnych dająca także możliwość oceny jego wartości użytkowej w locie.

## 2. TEORETYCZNE PODSTAWY DO PARAMETRYCZNEJ OCENY STANU REGULACJI SILNIKA LOTNICZEGO

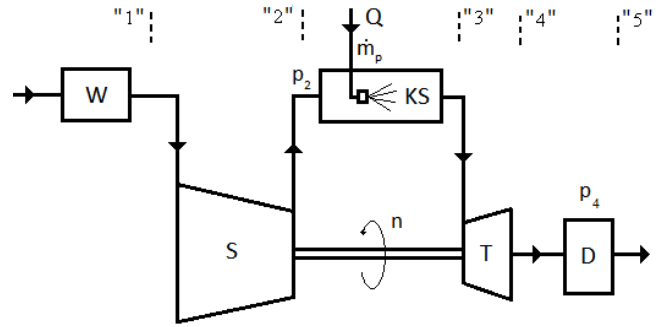
Obecnie ocena stanu regulacji silnika lotniczego przeprowadzana jest na podstawie wskaźników jakości przebiegów sygnałów automatyki silnika wyznaczonych podczas prób naziemnych. Metoda ta nie jest uniwersalna. Okazuje się bowiem, że wskaźniki wyznaczone podczas prób naziemnych nie zawsze pokrywają się ze wskaźnikami jakości jakie mogą zaistnieć w locie. Stąd powstała potrzeba uzupełniania wyznaczonych wskaźników jakości przebiegów sygnałów dodatkowym parametrem – potencjałem regulacyjnym wyznaczonym z równania stanu, które wiąże stan jakości działania układu z jego stanem technicznym (Baliczki i Szczeciński, 2001; Gosiewski i Paszkowski, 1995; Lindstedt, 2002, 2009).

Dostrzeżono, że trudności te mogą być rozwiązane przez odpowiednie przetworzenie sygnałów automatyki (wejściowych i wyjściowych) na parametry układu (współczynniki wzmocnienia i stałe czasowe modelu matematycznego silnika). Wyznaczone parametry mają tę szczególną własność, że wyznaczane są podczas prób naziemnych, a pozwalają ocenić wartość innych parametrów jakie wystąpią podczas lotu samolotu.

Na Rys. 1 przedstawiono uproszczony schemat układu regulacji prędkości obrotowej silnika.



**Rys. 1.** Uproszczony schemat układu regulacji silnika lotniczego;  $k$  – współczynnik wzmocnienia obiektu,  $T$ ,  $T_I$  – 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



**Rys. 2.** Schemat regulacji silnika (gdzie  $W$  – wlot,  $S$  – sprężarka,  $KS$  – komora spalania,  $T$  – turbina,  $D$  – dysza, wylot, 1,2,3,4,5 – charakterystyczne przekroje)

Do oceny jakości działania silnika wyznaczana się transmitancje (Lindstedt, 2002; Staniszewski, 1998; Szevjakow, 1970):

– układu otwartego od wartości zadanej (próby naziemne)  $H_o$ :

$$H_o = \frac{u}{z} = \frac{k}{T_I s(Ts + 1)} \quad (1)$$

– układu zamkniętego od wartości zadanej (próby naziemne)  $H_w$ :

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

– układu zamkniętego od zakłóceń (praca w locie)  $H_z$ :

$$H_z = \frac{y}{z} = \frac{\frac{k}{T}}{s^2 + \frac{1}{T} s + \frac{k}{T T_I}} \quad (3)$$

Parametr  $k/T$  występujący w transmitancji  $H_z$  opisującej silnik podczas pracy w locie może być łatwo wyznaczony z transmitancji  $H_w$  której parametry wyznaczane są podczas prób naziemnych. Wystarczy bowiem współczynnik wzmocnienia układu z próby naziemnej pomnożyć przez aktualną dla danej próby nastawę regulatora  $T_I$ :

$$\frac{k}{T} = \frac{k}{T T_I} T_I \quad (4)$$

Ta możliwość daje przewagę parametrycznym metodom oceny stanu regulacji nad dotychczasowymi metodami bazującymi na wskaźnikach jakości przebiegów sygnałów (Lindstedt, 2002, 2009).

### 3. TEORETYCZNE PODSTAWY DO KOMPLEKSOWANIA MODELI OCENY STANU REGULACJI SILNIKA

W procesie oceny stanu regulacji silnika (Rys. 2) rozpatrywane są 4 podstawowe sygnały  $n$  – prędkość obrotowa,  $p_2$  – ciśnienie za sprężarką,  $\dot{m}_p$  – masowe natężenie przepływu paliwa,  $p_4$  – ciśnienie w dyszy silnika (Balicki i Szczeciński, 2001; Lindstedt, 2009; Staniszewski, 1998; Szczeciński, 1965; Szevjakow, 1970).

Do oceny jakości działania silnika bada się wszystkie relacje między głównymi sygnałami, które są opisywane następującymi transmitancjami (Balicki i Szczeciński, 2001; Lindstedt, 2002; Szevjakow, 1970):

$$G_{1\dot{m}_p} = \frac{\Delta n}{\Delta \dot{m}_p} \quad (5)$$

$$G_{1p_2} = \frac{\Delta n}{\Delta p_2} \quad (6)$$

$$G_{2\dot{m}_p} = \frac{\Delta p_4}{\Delta \dot{m}_p} \quad (7)$$

$$G_{2p_2} = \frac{\Delta p_4}{\Delta p_2} \quad (8)$$

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.

W pierwszym kroku dokonuje się rugowania sygnałów wyjściowych  $\Delta n$  i  $\Delta p_4$ , wtedy z równań 5÷8 otrzymuje się:

$$G_{1\dot{m}_p p_2} = \frac{\Delta p_2}{\Delta \dot{m}_p} \quad (9)$$

$$G_{2\dot{m}_p p_2} = \frac{\Delta p_2}{\Delta \dot{m}_p} \quad (10)$$

W drugim kroku dokonuje się rugowania sygnałów wejściowych  $\Delta \dot{m}_p$  i  $\Delta p_2$  wtedy także z równań 5÷8 otrzymuje się:

$$G_{1np_4} = \frac{\Delta n}{\Delta p_4} \quad (11)$$

$$G_{2np_4} = \frac{\Delta n}{\Delta p_4} \quad (12)$$

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

$$G_{kompleks}(s) = \frac{G_{1np_4}}{G_{1\dot{m}_p p_2}} = \frac{G_{2np_4}}{G_{2\dot{m}_p p_2}} \quad (13)$$

Po uwzględnieniu zależności (10) i (12) otrzymuje się:

$$G_{kompleks}(s) = \frac{\frac{\Delta n}{\Delta p_4}}{\frac{\Delta p_2}{\Delta \dot{m}_p}} = \frac{\Delta n \Delta \dot{m}_p}{\Delta p_4 \Delta p_2} \quad (14)$$

Po zastosowaniu odwrotnego przekształcenia Laplace'a wyznacza się (Osowski, 1981; Szabatin, 2000):

$$g_{kompleks}(t) * \Delta p_4 * \Delta p_2 = \Delta n * \Delta \dot{m}_p \quad (15)$$

Z zależności (14), (15) wynika, że istnieje kompleksowy (jeden) model silnika odpowiadający 4 modelom klasycznym stosowanym dotychczas w procesie oceny stanu regulacji silnika. Model ten jest zależnością splotu przebiegów  $p_4$  i  $p_2$  z odpowiedzią impulsową  $g_{kompleks}(t)$  od splotu przebiegów  $n$  i  $\dot{m}_p$ .

Analizując kompleksowe modele  $G_{kompleks}(s)$  i  $g_{kompleks}(t)$  dochodzi się do wniosku, że przestrzeń zmiennej zespolonej „s” i przestrzeń czasu „t” nie są dostatecznie podatne do jednoczesnego rozwiązywania relacji zachodzących między 4 sygnałami. Dlatego też zgodnie z zasadami automatyki z przestrzeni zmiennej „s” przechodzi się do przestrzeni częstotliwości „ $\omega$ ” przez co uzyskuje się możliwość analizy sygnałów i pojedynczego sygnału na podstawie gęstości mocy wzajemnej i własnej sygnałów rejestrowanych podczas próby silnika.

Z zależności (14) otrzymuje się:

$$G_{kompleks}(j\omega) = \frac{\frac{\Delta n(j\omega)}{\Delta p_4(j\omega)}}{\frac{\Delta p_2(j\omega)}{\Delta \dot{m}_p(j\omega)}} = \frac{\frac{S_{np_4}}{S_{p_4 p_4}}}{\frac{S_{p_2 \dot{m}_p}}{S_{\dot{m}_p \dot{m}_p}}} \quad (16)$$

gdzie:  $S_{np_4}$  – gęstość widmowa mocy wzajemnej sygnałów  $n$  i  $p_4$ ,  $S_{p_4 p_4}$  – gęstość widmowa mocy własnej sygnału  $p_4$ ,  $S_{p_2 \dot{m}_p}$  – gęstość widmowa mocy wzajemnej sygnałów  $p_2$  i  $\dot{m}_p$ ,  $S_{\dot{m}_p \dot{m}_p}$  – gęstość widmowa mocy własnej sygnału  $\dot{m}_p$ .

Następnie można wyznaczyć kwadrat modułu i argument transmitancji  $G_{kompleks}(j\omega)$ :

$$|G_{kompleks}(j\omega)|^2 = \frac{\frac{S_{nn}}{S_{p_4 p_4}}}{\frac{S_{p_2 p_2}}{S_{\dot{m}_p \dot{m}_p}}} = \frac{\Delta n \Delta \dot{m}_p}{\Delta p_4 \Delta p_2} = \frac{A_{np_4}^2(\omega)}{A_{p_2 \dot{m}_p}^2(\omega)} \quad (17)$$

$$Arg G_{kompleks}(j\omega) = \Delta \varphi_{np_4 p_2 \dot{m}_p} = \Delta \varphi_{np_4} - \Delta \varphi_{p_2 \dot{m}_p} = Arg \frac{\frac{S_{np_4}}{S_{p_4 p_4}}}{\frac{S_{p_2 \dot{m}_p}}{S_{\dot{m}_p \dot{m}_p}}} \quad (18)$$

gdzie:  $S_{nn}$  – gęstość widmowa mocy własnej sygnału  $n$ ,  $S_{p_2 p_2}$  – gęstość widmowa mocy własnej sygnału  $p_2$ ,  $A_{np_4}^2(\omega)$  – kwadrat wzmocnienia amplitudowego sygna-

łów wyjściowych  $n$  i  $p_4$ ,  $A_{p_2 \dot{m}_p}^2(\omega)$  – kwadrat wzmocnienia amplitudowego sygnałów wejściowych  $p_2$  i  $\dot{m}_p$ .

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  $\dot{m}_p(t)$  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  $A_{p_2 \dot{m}_p}^2(\omega)$  i kwadrat wzmocnienia amplitudowego sygnałów wyjściowych  $A_{np_4}^2(\omega)$ , których iloraz jest poszukiwanym kompleksowym modelem silnika, z którego wyznacza się fizycznie interpretowalne wzmocnienie amplitudowe  $|G_{kompleks}(j\omega)|^2$  i powiązane z nim przesunięcie fazowe  $\Delta \varphi_{np_4 p_2 \dot{m}_p}$  (Osowski, 1981; Szabatin, 2000).

#### 4. KOMPLEKSOWA PARAMETRYCZNA ANALIZA STANU REGULACJI SILNIKA NA PODSTAWIE EKSPLOATACYJNYCH BADAŃ SILNIKA K-15

Zarejestrowane sygnały automatyki lotniczego silnika odrzutowego (K-15) przedstawiono na Rys. 3 (Pawlak i inni, 1996).

Przedziały do wyznaczenia wartości wzmocnienia amplitudowego  $|G_{kompleks}(j\omega)|^2$ , a także przesunięcia fazowego  $\Delta \varphi_{np_4 p_2 \dot{m}_p}$  wyznaczono zaczynając od końca wartości ustalonej sygnału  $N$  i kończąc na początku kolejnej wartości ustalonej sygnału jak przedstawiono na Rys. 4.

Dodatkowo zakłada się że przebieg  $DProb$  odpowiada przebiegowi sygnału  $\dot{m}_p$ , sygnał  $P4$  – sygnałowi  $p_4$ , sygnał  $N$  sygnałowi  $n$  i  $P2$  sygnałowi  $p_2$ .

Zarejestrowane przebiegi sygnałów przebiegi  $n(t)$ ,  $p_4(t)$ ,  $p_2(t)$  i  $\dot{m}_p(t)$  dla każdego z przedziałów zostały przemnożone przez okno Hanninga, następnie obliczona została ich autokorelacja. Otrzymane wykresy autokorelacji i korelacji wzajemnej został przybliżone z dokładnością  $R^2 > 0,995$  opisaną współczynnikiem determinacji za pomocą wielomianu o ogólnej postaci:

$$R_{yy}(\tau) = z_1 \tau^5 + z_2 \tau^4 + z_3 \tau^3 + z_4 \tau^2 + z_5 \tau + z_6 \quad (19)$$

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

$$F\{R_{yy}\} = \int_{-\infty}^{\infty} R_{yy}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (20)$$

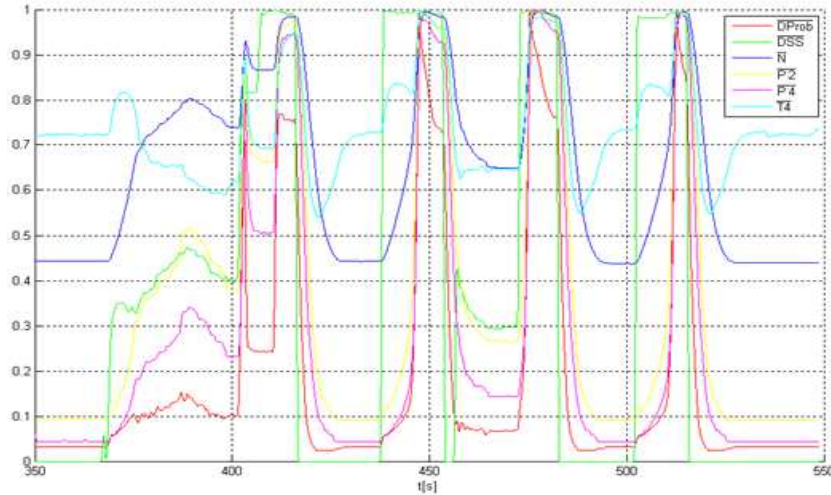
Transformata Fouriera wielomianu (19) po przejściu z przestrzeni „ $\tau$ ” w przestrzeń zmiennej „s” przedstawia się następująco:

$$F\{R_{yy}\} = h_1 \frac{120}{s^6} + h_2 \frac{24}{s^5} + h_3 \frac{6}{s^4} + h_4 \frac{2}{s^3} + h_5 \frac{1}{s^2} + h_6 \frac{1}{s} \quad (21)$$

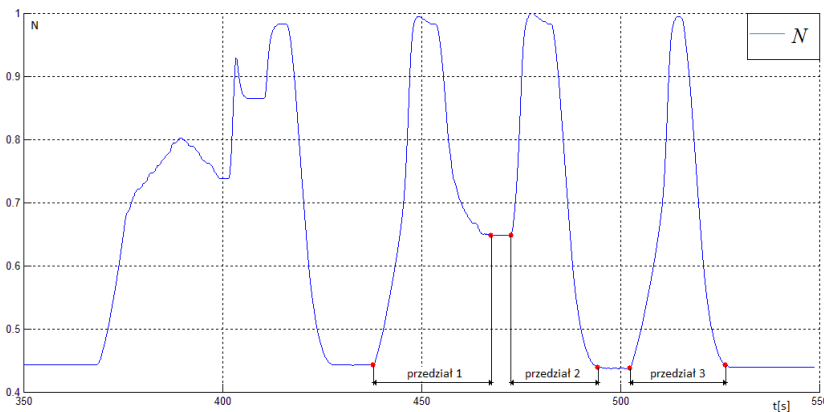
Po podstawieniu parametrów i wzoru (21) do (16) i (17) otrzymujemy modele silnika w postaci wzmocnienia amplitudowego  $|G_{kompleks}(j\omega)|^2$ , a także przesunięcia fazowego  $\Delta \varphi_{np_4 p_2 \dot{m}_p}$  w ogólnej postaci:

$$|G_{kompleks}(j\omega)|_i^2 = k_i \frac{a_{i10} \cdot s^{10} + a_{i9} \cdot s^9 + a_{i8} \cdot s^8 + a_{i7} \cdot s^7 + a_{i6} \cdot s^6 + a_{i5} \cdot s^5 + a_{i4} \cdot s^4 + a_{i3} \cdot s^3 + a_{i2} \cdot s^2 + a_{i1} \cdot s + 1}{b_{i10} \cdot s^{10} + b_{i9} \cdot s^9 + b_{i8} \cdot s^8 + b_{i7} \cdot s^7 + b_{i6} \cdot s^6 + b_{i5} \cdot s^5 + b_{i4} \cdot s^4 + b_{i3} \cdot s^3 + b_{i2} \cdot s^2 + b_{i1} \cdot s + 1} \quad (22)$$

$$\Delta\varphi_{ni_4 p_2 m_p} |_i = \text{Arg} \left( l_i \frac{c_{i10} \cdot s^{10} + c_{i9} \cdot s^9 + c_{i8} \cdot s^8 + c_{i7} \cdot s^7 + c_{i6} \cdot s^6 + c_{i5} \cdot s^5 + c_{i4} \cdot s^4 + c_{i3} \cdot s^3 + c_{i2} \cdot s^2 + c_{i1} \cdot s + 1}{d_{i10} \cdot s^{10} + d_{i9} \cdot s^9 + d_{i8} \cdot s^8 + d_{i7} \cdot s^7 + d_{i6} \cdot s^6 + d_{i5} \cdot s^5 + d_{i4} \cdot s^4 + d_{i3} \cdot s^3 + d_{i2} \cdot s^2 + d_{i1} \cdot s + 1} \right) \quad (23)$$



Rys. 3. Przebiegi sygnałów silnika (czas obserwacji sygnałów 350 – 550 s)



Rys. 4. Sposób ustalenia badanych przedziałów

Po podstawieniu wartości liczbowych otrzymujemy parametry wzmocnienia amplitudowego i przesunięcia fazowego dla każdego z trzech przedziałów:

Tab. 1. Parametry wzmocnienia amplitudowego dla trzech przedziałów

	$ G_{kompleks}(j\omega) _1^2$	$ G_{kompleks}(j\omega) _2^2$	$ G_{kompleks}(j\omega) _3^2$
$k_i$	0,81141	0,72796	0,96588
$a_{i1}$	3,9862E-03	6,6288E-03	4,5788E-03
$a_{i2}$	-5,2525E-06	-8,6997E-06	-9,1119E-06
$a_{i3}$	1,6995E-08	3,2189E-08	4,1263E-08
$a_{i4}$	6,2177E-13	6,1254E-11	-7,7287E-11
$a_{i5}$	-3,9497E-14	-2,9376E-13	6,0545E-14
$a_{i6}$	5,7619E-17	4,7114E-16	-1,2053E-18
$a_{i7}$	-4,1227E-20	-4,1074E-19	-3,5107E-20

$a_{i8}$	1,6583E-23	2,0762E-22	2,7768E-23
$a_{i9}$	-3,6002E-27	-5,7419E-26	-9,3717E-27
$a_{i10}$	3,2982E-31	6,7493E-30	1,2298E-30
$b_{i1}$	-1,1641E-03	-1,4642E-04	-3,9570E-03
$b_{i2}$	-9,5139E-06	-2,1199E-05	-6,6991E-06
$b_{i3}$	1,8746E-08	3,3850E-08	3,6473E-08
$b_{i4}$	8,8534E-12	9,6322E-11	-3,6255E-11
$b_{i5}$	-6,7994E-14	-4,2540E-13	-5,6903E-14
$b_{i6}$	9,7978E-17	6,9988E-16	1,7949E-16
$b_{i7}$	-7,2800E-20	-6,3732E-19	-1,9961E-19
$b_{i8}$	3,0836E-23	3,3909E-22	1,1666E-22
$b_{i9}$	-7,0881E-27	-9,9150E-26	-3,5783E-26
$b_{i10}$	6,8910E-31	1,2360E-29	4,5596E-30

Tab. 2. Parametry przesunięcia fazowego dla trzech przedziałów

	$\Delta\varphi_{np_4 p_2 \dot{m}_p}  _1$	$\Delta\varphi_{np_4 p_2 \dot{m}_p}  _2$	$\Delta\varphi_{np_4 p_2 \dot{m}_p}  _3$
$k_i$	0,8952	0,86102	0,96276
$c_{i1}$	-6,8518E-04	1,2764E-03	-3,5371E-03
$c_{i2}$	-9,7378E-06	-2,2363E-05	-5,4492E-06
$c_{i3}$	2,0330E-08	2,6688E-08	4,7823E-08
$c_{i4}$	2,2938E-12	1,1678E-10	-9,9003E-11
$c_{i5}$	-5,3163E-14	-4,2551E-13	8,8068E-14
$c_{i6}$	7,8658E-17	6,3572E-16	-1,1811E-17
$c_{i7}$	-5,7787E-20	-5,3239E-19	-4,4905E-20
$c_{i8}$	2,3946E-23	2,6099E-22	4,0564E-23
$c_{i9}$	-5,3618E-27	-7,0222E-26	-1,4826E-26
$c_{i10}$	5,0684E-31	8,0341E-30	2,0763E-30
$d_{i1}$	-5,3372E-05	2,2339E-03	-2,5223E-03
$d_{i2}$	-1,2022E-05	-2,6916E-05	-9,8093E-06
$d_{i3}$	1,9626E-08	2,3007E-08	4,4242E-08
$d_{i4}$	2,0334E-11	1,9178E-10	-3,8188E-11
$d_{i5}$	-9,6728E-14	-6,6053E-13	-8,4225E-14
$d_{i6}$	1,3192E-16	1,0134E-15	2,4058E-16
$d_{i7}$	-9,6032E-20	-8,8961E-19	-2,6358E-19
$d_{i8}$	4,0277E-23	4,6199E-22	1,5369E-22
$d_{i9}$	-9,2103E-27	-1,3267E-25	-4,7222E-26
$d_{i10}$	8,9303E-31	1,6300E-29	6,0366E-30

Stan silnika wyrażony jest za pomocą 42 parametrów o konkretnej wartości. Dla różnych przebiegów otrzymuje się różne wartości parametrów. Podczas kolejnych prób wg. identycznego programu parametry te powinny zachować stałą wartość.

## 5. PODSUMOWANIE

Otrzymany zostały kompleksowy model do oceny stanu regulacji silnika odrzutowego. Model ten pozwala na obliczenie wzmocnienia amplitudowego  $|G_{kompleks}(j\omega)|^2$  i przesunięcia fazowego  $\Delta\varphi_{nt_4 p_2 \dot{m}_p}$ , które mogą być interpretowane fizycznie. Stan silnika wyrażony jest za pomocą 42 parametrów o konkretnej wartości, przyjmujących różne wartości dla różnych przebiegów. Parametry modelu teoretycznego można porównać z parametrami eksperymentalnym uzyskanymi podczas prób naziemnych.

## LITERATURA

1. **Balicki W., Szczeciński S.** (2001), *Diagnozowanie lotniczych silników odrzutowych*, Wyd. Nauk Instytutu Lotnictwa, Warszawa.
2. **Bendat J. S., Piersol A. G.** (1976), *Metody analizy i pomiaru sygnałów losowych*, PWN, Warszawa 1976.
3. **Gosiewski Z., Paszkowski M.** (1995), Globalny wskaźnik diagnostyczny turbinowego silnika odrzutowego, *III Krajowa Konferencja Diagnostyka techniczna urzędzeń i systemów*, 328/95, Wyd. ITWL, Warszawa.
4. **Lindstedt P.** (2002), *Praktyczna diagnostyka maszyn i jej teoretyczne podstawy*, Wyd. Nauk. ASKON, Warszawa.
5. **Lindstedt P.** (2009), Possibilities of assessment of the potential of Aircraft Engines, *Solid State Phenomena*, Vols 147-149/2009, Trans Tech Publications, Switzerland.
6. **Osiowski J.** (1981), *Zarys rachunku operatorowego*, WNT, Warszawa.
7. **Pawlak W. I., Wiklik K., Morawski J. M.** (1996), *Synteza i badanie układów sterowania lotniczych silników turbinowych metodami symulacji komputerowej*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa.
8. **Pelczewski W.** (1980), *Teoria sterowania*, WNT, Warszawa.
9. **Piety K. R.** (1998), *Method for determining rotational speed from machine vibration data*, United States Patent no. 5, 744,723, US.
10. **Staniszewski R.** (1998), *Sterowanie zespołów napędowych*, WKŁ, Warszawa.
11. **Szabatin J.** (2000), *Podstawy teorii sygnałów*, WKŁ, Warszawa.
12. **Szczeciński S.** (1965), *Lotnicze silniki turbinowe*, MON, Warszawa.
13. **Szevjakow** (1970), *Awtomatika awiacionnych i rakietych siłowych ustanowok*, Maszynostrojenije, Moskwa.

## RATIONALE FOR A COMPREHENSIVE PARAMETRIC ASSESSMENT OF TURBOJET ENGINE ADJUSTMENT

**Abstract:** The article presents the basis of a new method of evaluation of technical condition of turbojet engine. The model in the form of four transmittances has been reduced to a single comprehensive model with that properties, that the operating quality of the engine determined during ground testing will also provide the required knowledge about its quality in flight. This model involves in a synthetic way the engine input (signals  $p_2$  and  $\dot{m}_p$ ) with the output of the engine ( $n$  and  $p_4$ ). The theoretical models of the engine and their parameters can be designated, and then compared with the parameters of the model obtained during the experiment (ground tests) and thus allows to explore the changes occurring in the engine during its operation.

Praca współfinansowana ze środków Europejskiego Funduszu Społecznego



UNIA EUROPEJSKA  
EUROPEJSKI  
FUNDUSZ SPOŁECZNY

