

INFLUENCE OF AN INEQUALITY OF GAS THERMAL FIELD AT THE JET ENGINE TURBINE INLET ON TO THE SPEED OF TRANSIENT PROCESSES – THE RESULTS OF EXPERIMENTS WITH REAL ENGINE

Wojciech I. Pawlak, Włodzimierz Balicki

Instytut Lotnictwa

02-256 Warszawa

Al. Krakowska 110/114

Tel. 846-00-11; 846-08-01 wewn. 373, 337

E-mail: pawlakwo@ilot.edu.pl

Abstract

The hypothesis stated in the title was formed on the basis of numerical experiments carried out using purposely modified version of simulating digital model of single-rotor single-flow turbojet engine SO-3 [6]. The modification concerned mathematical description of flow of operating factor through the turbine. Its purpose was to create simplified mathematical dummy, which allows simulating a certain conventional inequality of temperature scope in the turbine's inlet. The noticeable influence of specified inequity of temperature scope on the speed of engine's transitory processes was found – particularly during so called full acceleration. The method of modification of simulating model and the results of carried out experiments were described in the paper delivered on KONES 2000 Conference [7]. In this paper the material proof of hypothesis's truthfulness is presented in the form of results of research carried out on actual engine K-15.

WPLYW NIERÓWNOŚCI POLA TEMPERATURY GAZU WE WLOCIE TURBINY SILNIKA ODRZUTOWEGO NA SZYBKOŚĆ JEGO PROCESÓW PRZEJŚCIOWYCH – WYNIKI EKSPERYMENTÓW NA RZECZYWISTYM SILNIKU

Streszczenie

Hipotezę wyrażoną w tytule sformułowano na podstawie eksperymentów numerycznych przeprowadzonych na umyślnie w tym celu zmodyfikowanej wersji cyfrowego modelu symulacyjnego jednowirnikowego jednoprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego SO-3 [6]. Modyfikacja dotyczyła matematycznego opisu przepływu czynnika roboczego przez turbinę. Jej celem było stworzenie uproszczonej matematycznej atrapy, pozwalającej na symulowanie pewnej umownej nierówności pola temperatury we wlocie turbiny. Stwierdzono obserwowalny wpływ określonej tym sposobem nierówności pola temperatury na szybkość procesów przejściowych silnika – w szczególności na czas trwania tzw. pełnej akceleracji. Sposób modyfikacji modelu symulacyjnego oraz wyniki przeprowadzonych na nim eksperymentów opisano w referacie przedstawionym na konferencji KONES 2000 [7]. W niniejszym referacie przedstawiono materialny dowód prawdziwości hipotezy w postaci wyników badań przeprowadzonych na rzeczywistym silniku K-15.

1. Wprowadzenie

Hipoteza będąca przedmiotem rozważań została sformułowana na podstawie eksperymentów numerycznych przeprowadzonych na cyfrowym modelu symulacyjnym turbinowego silnika odrzutowego SO-3. Przedstawione dalej badania zostały natomiast przeprowadzone na silniku K-15. Zasadność prowadzenia badań właśnie na tym silniku wynika z podobieństwa jego konfiguracji konstrukcyjnej do silnika SO-3. Oba są jednowirnikowe i jednoprzepływowe i oba posiadają pierścieniowe komory spalania, zaopatrzone w układ wtryskiwaczy roboczych z parownicami. Silnik K-15 ma zbliżony spręż

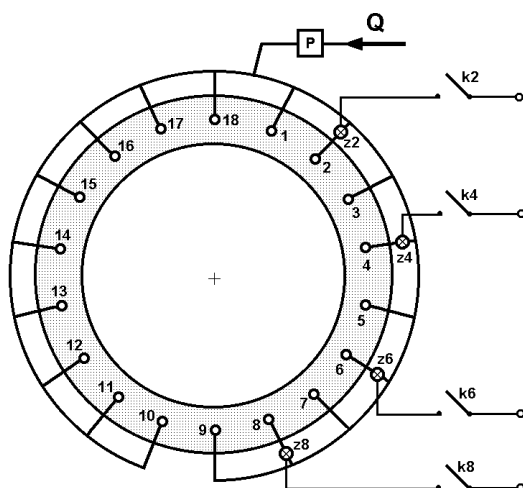
nominalny, lecz większy o ok. 35% ciąg, wynikający ze zwiększonego masowego natężenia przepływu powietrza. Istotnym novum, w porównaniu z silnikiem SO-3, jest wyposażenie sprężarki silnika K-15 w układ tzw. przeciwpompażowych zaworów upustu powietrza. Ten fakt ma jednak drugorzędne znaczenie dla interpretacji przedstawionych dalej wyników.

Wyniki badań przedstawione w niniejszym referacie uzyskano podczas realizacji 2 – letniego grantu badawczego Nr 8T12D 01421, finansowanego przez Komitet Badań Naukowych RP.

2. Przygotowanie obiektu badań

Obiektem badań był silnik K-15 egz. Nr 81521012. Badania przeprowadzono w hamowni naziemnej Instytutu Lotnictwa w Warszawie. W celu przygotowania silnika do badań wykonano następujące prace:

- Zmodyfikowano układ 18 wtryskiwaczy roboczych rozmieszczonych równomiernie w polu przekroju poprzecznego wlotowej części komory spalania, co przedstawiono schematycznie na rys.1. Modyfikacja polegała na zamontowaniu kompletu 4 solenoidowych zaworów (z2, z4, z6, z8) sterowanych elektrycznie za pomocą odpowiednich kluczy (k2, k4, k6, k8), umożliwiających podczas pracy silnika zdalne odcinanie dopływu paliwa do wybranych 4 spośród 18 wtryskiwaczy roboczych. Do pomiaru wydatku paliwa (Q) dopływającego do magistrali wtryskiwaczy z układu zasilania i sterowania silnika (nie pokazanego na rys.1) służył turbinkowy czujnik przepływu (P).
- Zmodyfikowano układ pomiaru temperatury gazów wylotowych w dyszy umożliwiający obserwację podczas pracy silnika osobno wskazań każdej z 8 indywidualnych spoin termopar (T41, T42 ... T48) rozmieszczonych równomiernie w polu przekroju poprzecznego dyszy. Termopary typu TML instalowane na silniku K-15 zawierają po 2 spoiny pomiarowe w jednej obudowie, oddalone od siebie o ok.2 mm. Umożliwiło to dodatkową obserwację uśrednionej elektrycznie wartości temperatury (T4) mierzonej za pomocą połączonych równolegle pozostałych 8 spoin pomiarowych. Jednoczesny pomiar indywidualnych wskazań 8 wartości temperatury (T41 ... T48) miał na celu zobrazowanie chwilowych rozkładów pola temperatury gazów wylotowych silnika podczas stanów nieustalonych.
- Zainstalowano obszerny zestaw czujników do pomiaru pozostałych parametrów pracy silnika, istotnych dla realizacji programu badań. Spośród nich parametrem ważnym dla prezentacji pokazanych dalej wyników jest prędkość obrotowa wirnika (n).



Rys.1. Układ odcinania dopływu paliwa do 4 wtryskiwaczy roboczych.

1,2, ..., 8 – wtryskiwacze robocze

k2,k4,k6,k8 – klucze sterujące solenoidowymi zaworami odcinającymi

P – miernik wydatku paliwa

Q – wydatek paliwa

z2,z4,z6,z8 – solenoidowe zawory odcinające

Fig.1. System cutting off fuel flow to four injectors

1,2, ..., 8 – fuel injectors.

k2,k4,k6,k8 – keys controlling solenoid cutting off valves

P – fuel flow meter

Q – fuel flow

z2,z4,z6,z8 – solenoid cutting off valves

Wyniki pomiarów rejestrowano za pomocą cyfrowego rejestratora danych typu ATM-QAR, wyposażonego w przetwornik analogowo – cyfrowy o rozdzielczości 14-bitowej. Dane pomiarowe gromadzono w pamięci dyskowej mikrokomputera w celu przetwarzania, analizowania i prezentacji graficznej.

3. Przetwarzanie danych pomiarowych

Przetwarzanie danych pomiarowych obejmowało dolnoprzepustową filtrację oraz obliczanie wartości parametrów rozrzutu wskazań 8 wartości temperatur ($T_{41} \dots T_{48}$), dla dowolnej chwili czasowej zarejestrowanego procesu. W niniejszym referacie spośród obserwowanych parametrów rozrzutu pokazano rozrzut maksymalny (ΔT) oraz rozrzut średni kwadratowy ($\sigma^2 T$).

4. Metodyka badań

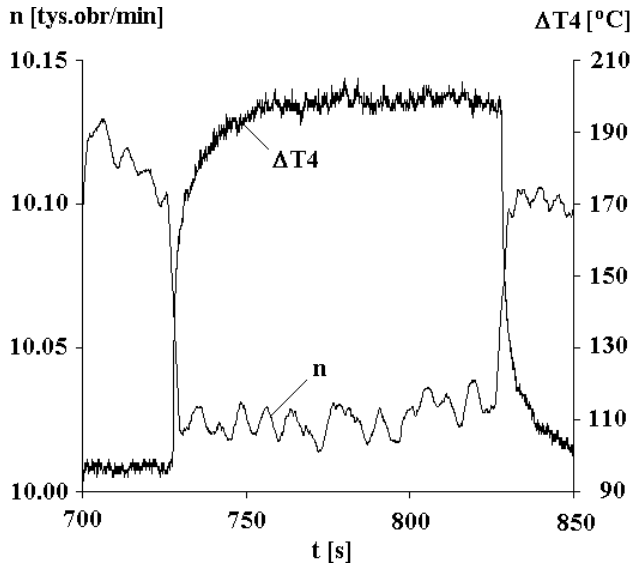
Na silnikach turbinowych temperatura gazów u wylotu komory spalania nie jest mierzona bezpośrednio. Standardowo stosuje się pomiar temperatury u wylotu turbiny napędzającej sprężarkę. W przypadku silników odrzutowych SO-3 i K-15 mierzona jest temperatura w dyszy. Temperatura gazów u wylotu komory spalania jest bowiem znacznie wyższa niż temperatura gazów w dyszy. Zatem usytuowanie termopar w dyszy zapewnia ich większą trwałość eksploatacyjną, zgodną z wymaganiami certyfikacji silnika. Z tego powodu wszelkie obserwacje rozrzutu pola temperatury przed turbiną silnika K-15 były w relacjonowanych badaniach realizowane pośrednio – poprzez obserwację pola temperatury w polu przekroju poprzecznego dyszy, w którym ulokowane są termopary.

Szczególną cechą silnika turbinowego jest znaczna obwodowa nierówność pola temperatury w przepływie przez „gorącą” część kanału silnika. Zjawisko to wciąż stanowi przedmiot naukowych dociekań. Uznaje się za naturalny i dopuszczalny [1,10] rozrzut maksymalny wartości temperatury (ΔT_4) w polu przekroju poprzecznego dyszy dochodzący do 100 ... 200 K. Na badanym egzemplarzu silnika K-15 obserwowano rozrzut nie przekraczający kilkudziesięciu stopni. Przedstawiony schematycznie na rys.1 układ odcinający dopływ paliwa do 4 wtryskiwaczy roboczych umożliwiał gwałtowne, wielokrotne zwiększanie tego rozrzutu podczas pracy silnika.

Przeprowadzono 2 rodzaje eksperymentów. Pierwszy polegał na obserwacji reakcji silnika na gwałtowne zwiększenie deformacji pola temperatury u wylotu komory spalania, powodowane odcinaniem dopływu paliwa do 4 z 18 wtryskiwaczy roboczych, przy ustalonej prędkości obrotowej (n). W drugim, wykonywano pomiary i porównania czasów akceleracji silnika w przypadku z wszystkimi wtryskiwaczami pracującymi i w przypadku z odciętym dopływem paliwa do wybranych 4 wtryskiwaczy roboczych.

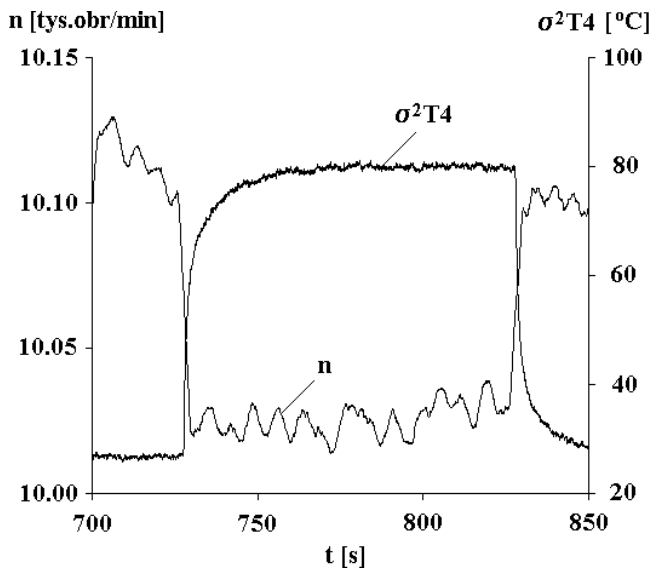
5. Wyniki

Na rys.2-4 pokazano 2 – kanałowe wykresy synchronicznych czasowych przebiegów wybranych parametrów pracy silnika obrazujących jego reakcję na impulsową deformację pola temperatury u wylotu komory spalania, wywołaną opisanym wyżej sposobem. Na rys.2 i 3 pokazano przebiegi zmiany maksymalnego rozrzutu (ΔT_4) oraz rozrzutu średniego kwadratowego ($\sigma^2 T_4$), wartości temperatur $T_{41} \dots T_{42}$ i odpowiedź prędkości obrotowej silnika (n). Na rys.4, na tle tego samego przebiegu prędkości obrotowej, pokazano przebieg zmiany wydatku paliwa (Q). Obraz procesu przedstawiony na rys.4 jest wielce zaskakujący. Wynika z niego bowiem, że wzrostowi wydatku paliwa towarzyszy jednoczesny spadek (!) prędkości obrotowej silnika.



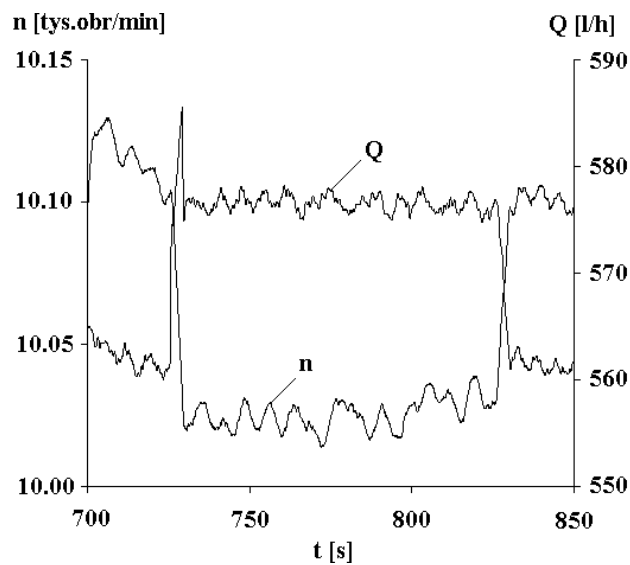
Rys.2. Wpływ rozrzutu temperatury ($\Delta T4$) na prędkość obrotową (n).

Fig.2. Influence of temperature's spread ($\Delta T4$) on rotational speed (n).



Rys.3. Wpływ średniego kwadratowego rozrzutu temperatury ($\sigma^2 T4$) na prędkość obrotową (n).

Fig.3. Influence of temperature's quadratic mean spread ($\sigma^2 T4$) on rotational speed (n).

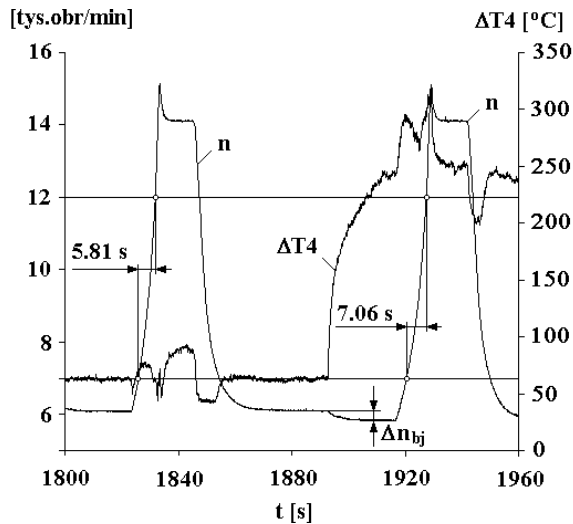


Rys.4. Wpływ nierówności pola temperatury na prędkość obrotową (n) i wydatek paliwa (Q).

Fig.4. Influence of temperature's field inequality on rotational speed (n) and fuel flow (Q).

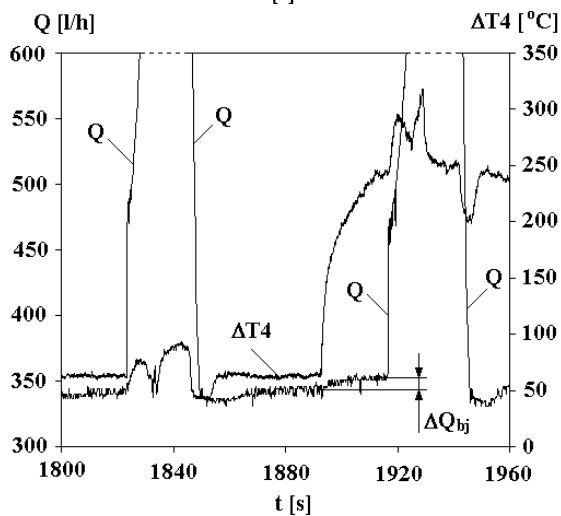
Na rys.5 i 6 pokazano 2 – kanałowe wykresy, synchronicznych czasowych przebiegów prędkości obrotowej (n) i maksymalnego rozrzutu ($\Delta T4$) oraz wydatku paliwa (Q) dla dwóch

kolejnych akceleracji i deceleracji silnika. Jak wynika z wykresu pokazanego na rys.5, zwiększenie wartości rozrzutu temperatur powoduje znaczne wydłużenie czasu ekceleracji silnika (z 5.81s do 7.06s) dla tego samego zakresu zmiany prędkości obrotowej (od 7000 do 12000 obr/min). Dodatkowo, na rys.5 i 6 pokazano, że wzrostowi deformacji pola temperatury, wyrażonej poprzez znaczny wzrost wartości $\Delta T4$, towarzyszy wyraźny spadek prędkości obrotowej biegu jałowego (Δn_{bj}) – co jest w oczywistej zgodzie w wyniku eksperymentu przedstawionym na rys.4.



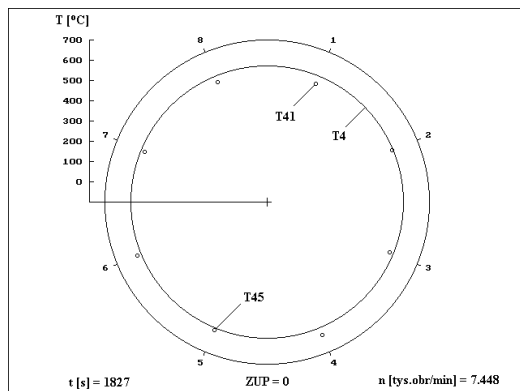
Rys.5. Wpływ rozrzutu temperatury ($\Delta T4$) na czas akceleracji. Widoczny spadek prędkości obrotowej biegu jałowego (Δn_{bj}) na skutek wymuszonego zwiększenia nierówności pola temperatury.

Fig.5. Influence of temperature's spread ($\Delta T4$) on acceleration time. Visible fall of idle rotational speed (Δn_{bj}) as a result of forced increase of temperature's field inequality.



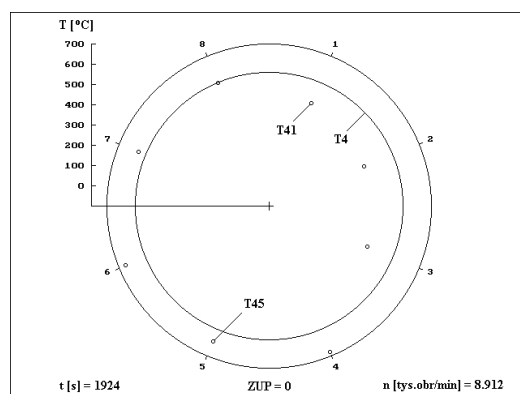
Rys.6. Wpływ rozrzutu temperatury ($\Delta T4$) na czas akceleracji. Widoczny wzrost wydatku paliwa na biegu jałowym (ΔQ_{bj}) na skutek wymuszonego zwiększenia nierówności pola temperatury.

Fig.6. Influence of temperature's spread ($\Delta T4$) on acceleration time. Visible rise of idle fuel flow (ΔQ_{bj}) as a result of forced increase of temperature's field inequality.



Rys.7. Chwilowy rozkład pola temperatury podczas akceleracji (rys.5) w chwili $t = 1827s$. Przeciwpompażowe zawory upustu powietrza w pozycji otwartej (ZUP = 0).

Fig.7. Temporary distribution of temperature's field during acceleration in moment $t = 1827s$. Air bleeders in open position (ZUP=0).



Rys.8. Chwilowy rozkład pola temperatury podczas akceleracji (rys.5) w chwili $t = 1924s$. Przeciwpompażowe zawory upustu powietrza w pozycji otwartej ($ZUP = 0$).

Fig.7. Temporary distribution of temperature's field during acceleration in moment $t = 1924s$. Air bleeders in open position ($ZUP=0$).

Dopełnieniem obrazu procesu pokazanego na rys.5 i 6 są nakreślone na planie koła dwa chwilowe rozkłady pola temperatury gazu w dyszy, zobrazowane na podstawie indywidualnych wskazań 8 termopar (T41 ... T48), widoczne na tle uśrednionej elektrycznie wartości temperatury gazu (T4) mierzonej za pomocą kompletu 8 spoin pomiarowych połączonych równolegle. Wykres na rys.7 pokazuje rozkład pola temperatury w chwili czasowej $t = 1827s$ a na rys.8 chwili $t = 1924s$. Na rys.8 widoczna jest znaczna, w porównaniu z wykresem na rys.7, deformacja rozkładu pola wynikająca z odcięcia dopływu paliwa do 4 wtryskiwaczy: w2, w4, w6, w8 (rys.1).

6. Wnioski

Wyniki badań potwierdzają prawdziwość hipotezy sformułowanej wcześniej, tylko na podstawie eksperymentów przeprowadzonych na symulacyjnym modelu silnika SO-3 [7]. Należy z nich wysnuć wnioski natury naukowej i praktycznej.

W dziedzinie naukowej rodzi to konieczność modyfikacji powszechnie przyjętych metodyk matematycznego modelowania silników turbinowych, traktowanych jako obiekty sterowania [2-6, 9]. W szczególności: do różniczkowych równań ruchu opisujących zmiany prędkości obrotowej wirnikowych zespołów turbina – sprężarka należy wprowadzić postulowany w [7] współczynnik poprawkowy (W_f), zależny od rozkładu pola temperatury gazu u wylotu komory spalania. Sposób określania wartości tego współczynnika (różnej od jedności) pozostaje problemem do rozwiązania. Można tu również przyjąć taki sposób matematycznego modelowania wpływu nierówności pola temperatury we wlocie turbiny na szybkość procesów przejściowych silnika, jaki zastosowano w symulacyjnym eksperymencie numerycznym opisanym w [7].

W dziedzinie praktycznej należy zrewidować dotychczasowe podejście do formułowania technicznych wymagań na możliwą do osiągnięcia dokładność utrzymywania przez układ automatycznej regulacji parametrów pracy silnika (zadanych poprzez ustawienie dźwigni sterowania). Podobny wniosek dotyczy wymogu możliwego do osiągnięcia, stabilnego podczas eksploatacji, minimalnego czasu pełnej akceleracji silnika (zapewnionego poprzez konstrukcję i nastawy agregatu sterowania procesem przyspieszania).

Do ważnych wniosków natury praktycznej należy również postulat wprowadzenia do procedur nadzorowanej eksploatacji silników turbinowych metodyk monitorowania rozkładu

pola temperatury, np. metodą zaproponowaną w niniejszym referacie. Obserwacja uśrednionej elektrycznie wartości temperatury, mierzonej za pomocą zespołu kilku równolegle połączonych termopar, w świetle przedstawionych tu wyników jest rozwiązaniem wadliwym.

Na koniec należy dodać, że problem ten został dostrzeżony w większej skali. Świadczy o tym udokumentowana w literaturze [8] próba konstruowania układu automatycznej regulacji turbinowego silnika odrzutowego NK-144 (do samolotu Tu-144) wyposażonego w moduły aktywnej korekcji nierówności pola temperatury – poprzez indywidualne sterowanie wydatkiem paliwa do każdego wtryskiwacza roboczego (!).

Literatura

- [1] Bideau R.J., The Development of a Computer Code for the Estimation of a Combustion Exhaust Temperature Using Simple Gas Analysis Measurement. Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbine Power; v.121, No 1, Jan. 1999.
- [2] Dobrianskij G.W.; Martianova T. S.; Dinamika Aviacyonnych GTD. Mašinopstrojenije, Moscow 1989.
- [3] Korczewski Z.; Modeling Gas-Dynamical Processes within a Turbocharging System of a Marine Four-Stroke Engine. Journal of KONES Internal Combustion Engines. Warsaw-Gdynia 2001.
- [4] Muszyński M., Orkisz M.; Turbine Jet Engines Modeling. Scientific Library of the Institute of Aviation, Warsaw 1997.
- [5] Olifirov F. N., Martynov W. N., Michaylov A. A., Dolgolenko G. P., Viernyj L. I., Dmitriev W. G., Dolzhenkov N. N.; Integrirovannaya Sistema Upravleniya Silovoy Ustanovki SWWP. Vestnik MAI, 1996, vol. 3, No. 1, pp. 19-29.
- [6] Pawlak W., Wiklik K., Morawski J.,M.: Synthesis and Testing of the Aircraft Turbine Engine Control Assembly with the Computer Simulation Method. The Science Library of the Institute of Aviation, Warsaw, 1996, (in Polish).
- [7] Pawlak W.I.; Influence of an inequality of gas thermal field at the jet engine turbine inlet on to the speed of transient processes – the result of experiments with simulation model. Journal of KONES Internal combustion Engines, 2000, Vol.7, pp. 426-435.
- [8] Pismenny J., Levy Y.; Local Temperature Regulator In Gas Turbine Engines. International Journal of Turbo & Jet – Engines. 2002, Vol. 10, Nos 1-2, pp.79-92.
- [9] Sobey J. A., Suggs A.M.; Control of Aircraft and Missile Powerplants. John Wiley & Sons, N.Y. & London, 1963.
- [10] Sprawozdanie Nr 123/SO-3/RB/74 z prób wykonanych w ramach programu SO-3F na hamowni naziemnej na silniku Nr 37170317 w dniach 1.04 – 9.04 1974 r. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego WSK – Rzeszów, 1974.
- [11] Van Essen H. A., de Lange H. C.; Nonlinear Model Predictive Control Experiments on a Laboratory Gas Turbine Installation. Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, April 2001, vol. 123, pp. 347-352.