

Marek DZIDA

Instytut Okrętowy  
Politechniki Gdańskiej

BADANIA EKSPERYMENTALNE POLA TEMPERATUR  
ZA KOMORĄ SPALANIA TURBINY GAZOWEJ<sup>x)</sup>

Streszczenie. W artykule przedstawiono wyniki badań eksperymentalnych rozkładu pola temperatur oraz pulsacji temperatury lokalnej za komorą spalania, w stanach ustalonego obciążenia. Badaniami objęto turbinę gazową lotniczą typu lekkiego, dwuwahłową o centralnej komorze spalania. Wykonano również pomiary temperatury lokalnej przy wymuszonej pulsacji strumienia paliwa o sterowanej częstotliwości. Przedstawiono próbę wyjaśnienia niektórych zjawisk powodujących niestacjonarność i niejednorodność pola temperatur w płaszczyźnie wylotowej komory spalania.

## 1. WPROWADZENIE

Problem stabilizacji płomienia w komorze spalania wymaga na ogół realizowania "strefy martwej" wytwarzanej przez zawrócenie powietrza pierwotnego. W rezultacie w komorze spalania występuje ruch wirowy spalin nałożony na ich ruch postępowy. Przepływ ten jest dodatkowo skomplikowany w strefie rozcieńczenia spalin skutkiem mieszania się zimnego powietrza wtórnego, wnikającego w strumień spalin pierwotnych, prostopadle do osi komory spalania. Pole temperatur za komorą spalania jest więc niejednorodne i może wykazywać pełzanie izoterm w stanach ustalonego obciążenia turbiny gazowej. W rezultacie w układzie występują miejscowe temperatury przewyższające średnią temperaturę spalania, miarodajną dla określenia sprawności silnika.

Nierównomierność pola temperatur przed turbiną zmusza do obniżenia temperatury średniej, a zatem i do spadku sprawności silnika. Z tą nierównomiernością związane są inne niekorzystne zjawiska w samej eksploatacji turbiny, np. paczanie się korpusu.

Pulsacje temperatury miejscowej i ciśnienia gazów za komorą spalania stanowią niebezpieczeństwo dla wytrzymałościowych własności łopatek

---

<sup>x)</sup> Praca wykonana w ramach CPBP O2.18, kierunek 2, zadanie 2.2.4.4

kierowniczych i wirnikowych turbiny pracujących w ciężkich warunkach (wysoka temperatura). Zagadnienia te mają szczególne znaczenie w turbinach gazowych o małych mocach z pojedynczą, centralną komorą spalania.

Do chwili obecnej nie zbudowano uniwersalnego i dokładnego modelu matematycznego obliczania komór spalania uwzględniającego niestacjonarność i kołową niesymetrię rozkładu temperatury [9,10,11,12,15,19,20,21,23]. Istniejące modele nie są kompletne, co związane jest ze złożonością i niedostatecznym poznaniem zjawisk zachodzących w obrębie komory spalania.

Identyfikacja eksperymentalna pola temperatur za komorą spalania, w szczególności:

- a) braku symetrii kołowej tego pola,
- b) zjawiska wolnozmiennego pełzania izoterm,
- c) szybkozmiennych pulsacji temperatury lokalnej,

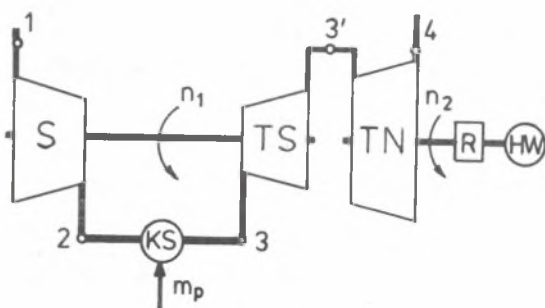
jest podstawowym celem prac prowadzonych w ramach CPBP w zadaniu pt. "Badania niustalonych procesów wymiany ciepła w komorach spalania turbin gazowych" [7,8,16,17,18]. Badania te mogłyby pozwolić na dokonanie próby budowy modelu matematycznego obejmującego zbadane charakterystyki i ewentualne określenie metod kształtowania tych charakterystyk stosownie do żądanych cech konstrukcyjnych.

## 2. OKREŚLENIE OBIEKTU BADAŃ

Badaniami objęto turbinę gazową lotniczą produkcji krajowej, dwuwałową, typu lekkiego, służącą do napędu helikoptera (rys. 1). Pracuje ona w obiegu prostym, otwartym. Turbina gazowa posiada centralną komorę spalania, sprężarkę 8-stopniową, w tym 7 stopni osiowych i ostatni promieniowy. Turbina sprężarkowa jest 1-stopniowa, zaś turbina napędowa 2-stopniowa. Moc efektywna turbiny gazowej oddawana jest na stoisku badawczym poprzez dwu-stopniową przekładnię na hamulec wodny.

Parametry nominalne turbiny: moc efektywna 236 kW, prędkość obrotowa sprężarki i turbiny sprężarkowej  $n_1 = 40\ 500$  obr./min, prędkość obrotowa turbiny napędowej  $n_2 = 24\ 000$  obr./min, stosunek ciśnienia 5,1, temperatura gazów za komorą spalania  $870^\circ\text{C}$ .

Komorą spalania (rys. 2) jest komorą indywidualną, typu rurowego o przepływie zwrotnym, usytuowaną w płaszczyźnie przechodzącej przez oś silnika i zasilającą bezpośrednio łopatki kierownicze turbiny sprężarkowej na całym obwodzie. Rura żarowa posiada średnicę  $D = 0,21$  m, długość  $l = 0,33$  m. Średnia prędkość spalin w płaszczyźnie wylotowej komory spalania wynosi 100-150 m/s w obszarze od mocy minimalnej do mocy maksymalnej. Dysza paliwa jest typu promieniowego, jednostronna zabudowana w osi symetrii kadłuba komory. Turbina pracuje na paliwie płynnym (nafcie lotniczej) dostarczonym pompą paliwową napędzaną przez przekładnię zębatą od wału turbosprężarki.

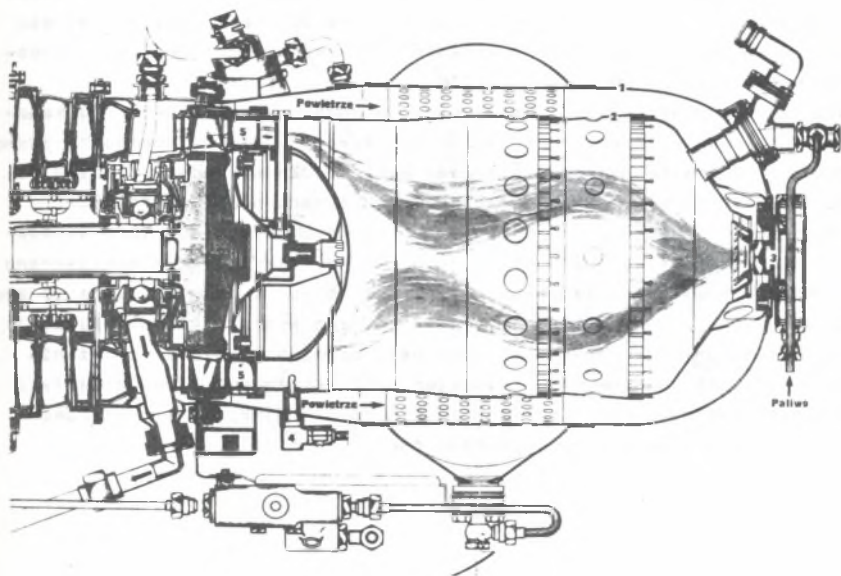


Rys. 1. Schemat badanej turbiny gazowej:

S - sprężarka, KS - komora spalania, TS - turbina sprężarkowa, TN - turbina napędowa, R - reduktor, HW - hamulec wodny,  $n_1$  - prędkość obrotowa turbiny napędowej,  $m_p$  - masowy strumień paliwa dostarczany do dyszy paliwowej

Fig. 1. Diagram of the tested gas turbine:

S - compressor, KS - combustion chamber, TN - power turbine, TS - compressor turbine, R - reducer, HW - water (hydraulic) brake,  $n_1$  - rotational speed of the compressor turbine,  $n_2$  - rotational speed of the power turbine,  $m_p$  - fuel mass flux supplied to the fuel nozzle



Rys. 2. Przekrój komory spalania:

1 - korpus komory spalania, 2 - rura żerowa, 3 - dysza paliwowa, 4 - termopara, 5 - łopatki kierownicze turbiny sprężarkowej

Fig. 2. Combustion chamber section:

1 - combustion chamber case, 2 - flame tube, 3 - fuel nozzle, 4 - thermocouple, 5 - guide vanes of the compressor turbine

Miarą obciążenia cieplnego silnika jest prędkość obrotowa turbiny sprężarkowej, wobec tego ją przyjęto jako parametr odniesienia. Dla mocy minimalnej (bieg jałowy) wartość prędkości wynosi  $n_1 = 58\%$ , dla mocy nominalnej  $n_1 = 90\%$  oraz dla mocy maksymalnej (bieg startowy silnika)  $n_1 = 95\%$ .

### 3. ZASTOSOWANA TECHNIKA POMIAROWA

W pracach wykonanych w latach 1986-87 [17,18] przeprowadzono badania eksperymentalne na stoisku w skali technicznej. Objęły one:

- 1) Pomiary pola temperatur za komorę spalania, w stanach ustalonego obciążenia silnika.
- 2) Pomiary szybkozmiennych pulsacji pięciu wielkości: temperatury miejscowej, ciśnienia gazów za komorę spalania oraz prędkości turbin i strumienia paliwa przy ustalonym obciążeniu silnika i w warunkach pulsacyjnego strumienia paliwa o sterowanej częstotliwości.

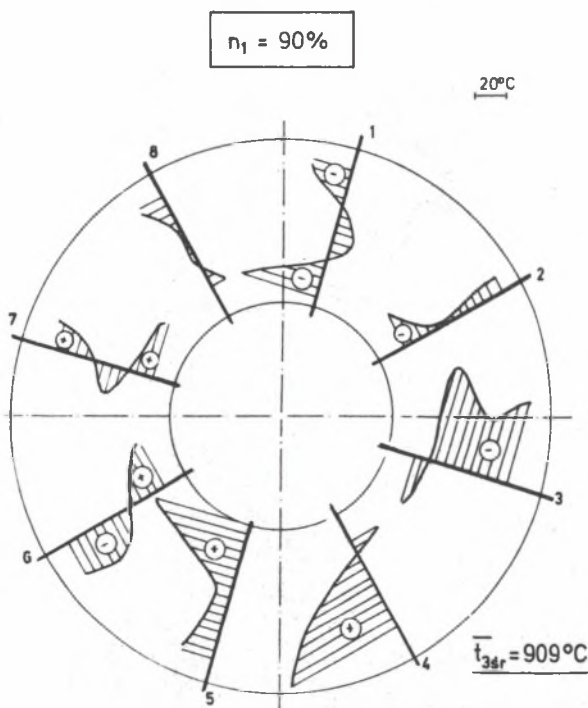
Rozkład temperatury za komorę spalania mierzono w 32 punktach termoparami z nieosłoniętymi spoinami, rozmieszczonymi symetrycznie na obwodzie, w odległości 25 mm od płaszczyzny wlotu do wieńca kierowniczego turbiny sprężarkowej. Pomiar wykonywany był ciągle, natomiast rejestracja odbywała się dyskretnie metodą wybijania numerów termopar na przesuwającej się taśmie. Jeden cykl pomiarowy trwał około 300 sekund. Dokładny opis rejestracji przedstawiono w pracach [17,18] oraz [7].

Pulsację temperatury lokalnej mierzono w jednym punkcie w środku kanału przepływowego, w płaszczyźnie wylotowej komory spalania termoparą jednopunktową nieosłoniętą o stałej czasowej około 0,025 sekundy. Przebieg pulsacji temperatury i innych parametrów zapisywano na rejestratorze 4-kanałowym w ten sposób, że rejestrowano tylko odchyłki od stanu ustalonego, kompensując stałą składową sygnału. Przed rejestratorem zastosowano filtr dolnoprzepustowy o częstotliwości granicznej 5 Hz w celu wytłumienia szumów pomiarowych. Jednak filtr ten tłumił również wyższe składowe pulsacji wielkości mierzonych (temperatury lokalnej, ciśnienia gazów, strumienia paliwa, prędkości obrotowych). Skutkiem tego zestaw pomiarowy przenosił wiernie składowe pulsacji o częstotliwości od 0 do 3 - 4 Hz. Tory pomiarowe wywzorcowano statycznie i dynamicznie; por. [17,18].

#### 4. POMIAR POLA TEMPERATUR W PŁASZCZYŹNIE WYLOTOWEJ KOMORY SPALANIA

Pomiary rozkładu pola temperatur w płaszczyźnie wylotowej komory spalania wykonano w całym zakresie pracy silnika, tj. od mocy nominalnej do mocy maksymalnej. Badania dla stałego obciążenia silnika powtarzano w 6 seriach pomiarowych.

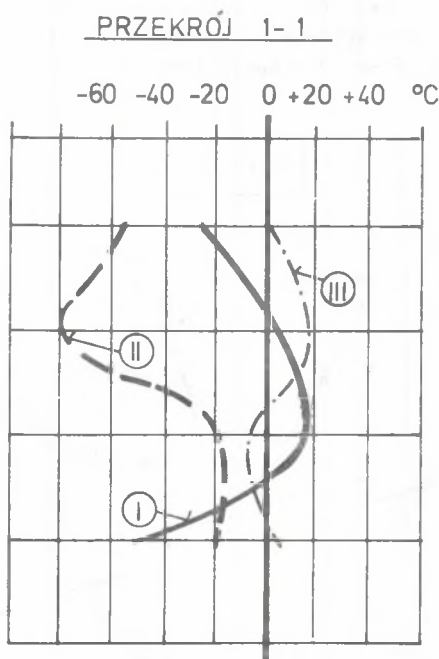
Rozkład pola temperatur za komorę spalania w stanach quasi-ustalonych nie jest kołowo symetryczny. Na rys. 3 przedstawiono przykładowo rozkład temperatury wzdłuż promienia przekroju wylotowego komory spalania dla obciążenia nominalnego  $n_1 = 90\%$ . Na wykresie podano odchyłki temperatury lokalnej od średniej temperatury gazów za komorę spalania ( $t_{3dr}$ ). Temperaturę lokalną w danym punkcie przyjmowano jako średnią arytmetyczną z kilku wskazań tej samej termopary (przeciętnie średnio 5 wskazań).



Rys. 3. Charakterystyka pola temperatur za komorę spalania. Podano odchyłki od temperatury średniej dla obciążenia nominalnego turbiny (dane z 1 serii pomiarowej)

Fig. 3. Characteristic of the temperature field distribution behind the combustion chamber. Deviations from the mean temperature for the rated load of the turbine have been given (data from one measuring series)

Liczbami 1 do 8 oznaczono promienie wzdłuż wysokości kanału przepływowego, na których mierzono temperaturę lokalną w 4 punktach. Rozkład pola temperatur jest nierównomierny, a odchyłki od temperatury średniej wynoszą od  $-60$  do  $+60^{\circ}\text{C}$ . W różnych seriach pomiarowych dla tego samego obciążenia nie otrzymano powtarzalności rozkładu pola temperatur. Dla większej przejrzystości na rys. 4 przedstawiono rozkład temperatury (odchyłki od średniej temperatury) na jednym promieniu dla obciążenia nominalnego, z trzech różnych serii pomiarowych. Z analizy wyników stwierdzono przypadkowy rozkład temperatur, niepowtarzalny w czasie. Wobec tego wykresy na rys. 3 i 4 nie przedstawiają faktycznie chwilowego pola temperatur, lecz tylko obraz umownie uśredniony. Podobne wyniki otrzymano dla całego zakresu pracy silnika.



I, II, III - serie pomiarowe

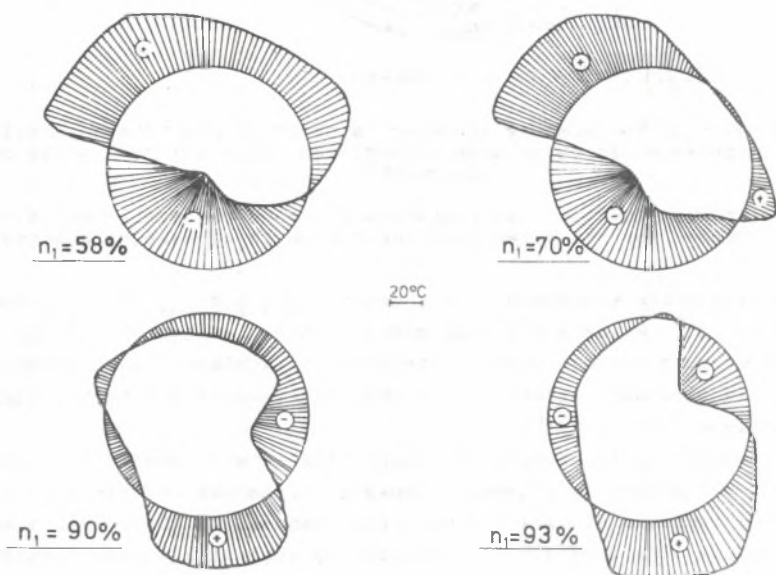
Rys. 4. Odchyłki od temperatury średniej wzdłuż promienia w płaszczyźnie wylotowej komory spalania dla stałego obciążenia  $n_1 = 90\%$  (Dane z trzech serii pomiarowych)

Fig. 4. Deviations from the mean temperature along the radius in the combustion chamber outlet plane for the steady load  $n_1 = 90\%$  (Data from three measuring series)



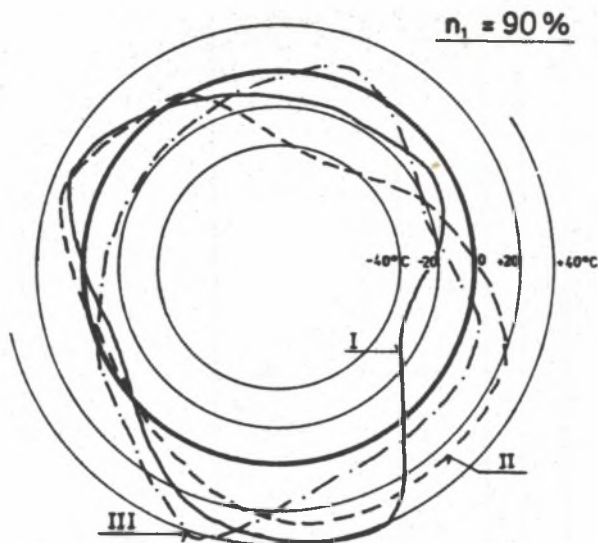
Niesymetria rozkładu temperatury w przekroju wylotowym jest duża, przy czym jej charakter zmienia się w zależności od obciążenia turbiny. Na rys. 5 pokazano odchyłki temperatury na obwodzie kanału od temperatury średniej. W danym punkcie na obwodzie brano temperaturę średnią z 4 termopar występującą na tym promieniu. Wykresy wykonano dla 4 obciążeń silnika: mocy minimalnej ( $n_1 = 58\%$ ), nieco wyższej  $n_1 = 70\%$ , mocy nominalnej ( $n_1 = 90\%$ ) oraz w pobliżu mocy maksymalnej ( $n_1 = 93\%$ ). Przy niskich obciążeniach turbiny ( $n_1 < 75\%$ ) obszary przegrzane w przekroju poprzecznym za komorą spalania występują w górnej części, a niedogrzone są w dolnej części płaszczyzny wylotowej. Natomiast dla mocy większych ( $n_1 > 80\%$ ) obszary przegrzane występują w dolnej części przekroju wylotowego, a niedogrzone w górnej lewej i prawej części, odwrotnie niż dla niskich mocy.

Rozkład temperatury dla stałego obciążenia nie jest stacjonarny (rys.6) Na rysunku tym wykreślono przebiegi odchyłek temperatury na obwodzie dla trzech serii pomiarowych, dla obciążenia nominalnego. Wykresy uzyskane z różnych serii pomiarowych nie są pewne, gdyż przedstawiają, jak stwierdzono wcześniej, obraz umownie uśredniony.



Rys. 5. Rozkład temperatur na obwodzie za komorą spalania dla różnych obciążeń turbozespołu (podano odchyłki z temperatury średniej)

Fig. 5. Temperature distribution around the periphery behind the combustion chamber for different loads of the turbine set (deviations from the mean temperature have been given)



I,II,III - różne serie pomiarowe

Rys. 6. Odchyłki od temperatury średniej na obwodzie dla przekroju wylotowego komory spalania dla obciążenia nominalnego (dane z trzech serii pomiarowych)

Fig. 6. Deviations from the mean temperature around the periphery in the combustion chamber for the rated load (data from three measuring series)

Maksymalne różnice temperatur miejscowych  $\Delta t_3 = t_{3\max} - t_{3\min}$  wynoszą od 100 do 320°C w całym obszarze pracy turbiny. W poszczególnych seriach pomiarowych nie otrzymano powtarzalności wyników. Dla przykładu, dla obciążenia cieplnego silnika  $n_1 = 80\%$  otrzymano w 6 seriach rozrzut  $\Delta t_3$  wynoszący od 140 do 290°C.

Badania rozkładu pola temperatur w płaszczyźnie wylotowej komory spalania wykazały wolnoziemnie pełzenie izoterm. Zjawisko "pełzenia" izoterm za komorę spalania nie zostało do końca zbadane. Zmiany w czasie są na tyle duże, że otrzymane wyniki obarczone są błędami z powodu niejednoczesnego rejestrowania temperatur za komorę spalania. Stąd uzyskane wyniki mają obniżoną wiarygodność.

Problem nierównomierności pola temperatur jest znany od dawna [3,9,15,23,25], natomiast brak jest w literaturze danych na temat zjawiska pełzenia izoterm. Nierównomierność pola temperatur w przekroju wylotowym powoduje wiele przyczyn, jednak nie zostały one jeszcze dostatecznie zbadane.

Jedni autorzy [2,4,24] wyjaśniają to głównie nierównomiernością podawania paliwa, niesymetrycznie zabudowaną dyszą paliwową, nierównomiernym polem prędkości powietrza wychodzącego ze sprężarki, wszelkiego rodzaju odchyleniami od normalnego procesu spalania.



Inni [1,13,23] stwierdzają, że największy wpływ na rozkład temperatury ma praca strefy rozcieńczenia spalin w komorze spalania. Rozkład pola temperatur zależy od głębokości przenikania strugi zimnego powietrza wtórnego, a więc od ilości, średnicy i położenia otworów w rurze żarowej. Praktycznie projektuje się otwory strefy rozcieńczenia spalin na warunki nominalne, stąd każde odchylenie od tych warunków powoduje większą nierównomierność pola temperatur. Eksperymenty [1,13,22] prowadzone przez badaczy radzieckich i zachodnich dowiodły, że zmianę położenia tych otworów można zmniejszać maksymalne różnice temperatur miejscowych o 20 - 30°C.

W pracy [22] przedstawiono badania seryjnych komór spalania z rurami żarowymi wykonanymi metodą gięcia i zgrzewania. Tak wykonane komory zasilano "zimnym" powietrzem mierząc ich charakterystyki przepływowe. Stwierdzono rozrzut do 11% w rozdziale strumieni powietrza dopływającego do strefy rozcieńczenia przez otwory w rurze żarowej. Taki rozrzut charakterystyk przepływowych, przy równomiernym podawaniu paliwa, powodował odchylenia maksymalnych różnic temperatur miejscowych o około 20°C.

Duży wpływ na nierównomierność rozkładu temperatury za komorą spalania mają defekty eksploatacyjne [14]. Osady na dyszy paliwowej mogą spowodować odchylenie strugi paliwa, zniekształcać symetryczność płomienia, a skutkiem tego zwiększać odstępstwa pola temperatur od symetrii kołowej. Wszelkiego rodzaju szczeliny w rurze żarowej wywołują duże spadki temperatur w rejonie szczelin i otworów. Pojawienie się nagaru na ściankach może doprowadzić do deformacji w systemie powietrza chłodzącego. Nie posiadamy systematycznych wyników badań rozkładu pola temperatur w funkcji czasu eksploatacji turbiny gazowej.

Sprzeczne opinie wśród badaczy wywołuje wpływ współczynnika nadmiaru powietrza  $\lambda$  na rozkład temperatury za komorą spalania. Lilley [13] na podstawie eksperymentów i obliczeń teoretycznych stwierdził, że zwiększenie współczynnika  $\lambda$  zmniejsza długość płomienia, a tym samym zabezpiecza równomierny rozdział temperatur w przekroju wylotowym komory. Rosjanie Szejne i Chajnowskij [23] podają, że ze zmniejszeniem  $\lambda$  warunki pracy polepszają się i pole temperatur jest bardziej równomierne - odwrotnie niż u Lilleya. W turboszespołach jednowałowych przemysłowych, pracujących ze stałą prędkością obrotową ( $n = \text{const}$ ), współczynnik nadmiaru powietrza  $\lambda$  zmienia się tylko poprzez zmienność strumienia paliwa (strumień powietrza jest stały). Natomiast w dwuwałowych zespołach lotniczych prędkości obrotowe turbin są zmienne ( $n = \text{var}$ ). Na współczynnik  $\lambda$  wpływa dla tego układu zarówno zmiana strumienia paliwa, jak i zmiana strumienia powietrza. Wydaje się, że zjawiska te mogą wyglądać odmiennie dla różnych typów układów turbin gazowych.

## 5. POMIARY PULSACJI TEMPERATURY LOKALNEJ ZA KOMORĄ SPALANIA W STANACH USTALONEGO OBCIĄŻENIA TURBOZESPOŁU

Oprócz pomiarów pulsacyjnych temperatury lokalnej mierzono jednocześnie pulsacje:

- ciśnienia gazów za komorą spalania,
- strumienia paliwa bezpośrednio przed dyszą paliwową,
- prędkości obu turbin.

Pomiary wykonano w obszarze działania regulatorów prędkości oraz w obszarze, w którym oba regulatory nie działają. W tej sytuacji wyłączone są ewentualne wymuszenia wynikające z nieliniowości regulatorów. Pulsacje temperatury lokalnej oraz pulsacje innych mierzonych wielkości występują w całym zakresie pracy silnika, niezależnie od obciążenia silnika. Rys. 7 przedstawia przykładowy oscylogram z obszaru pracy turbiny, gdzie oba regulatory prędkości nie działały. Wykresy wyskalowane są w wartościach bezwzględnych i procentach odniesione do ustalonej wartości mierzonej.

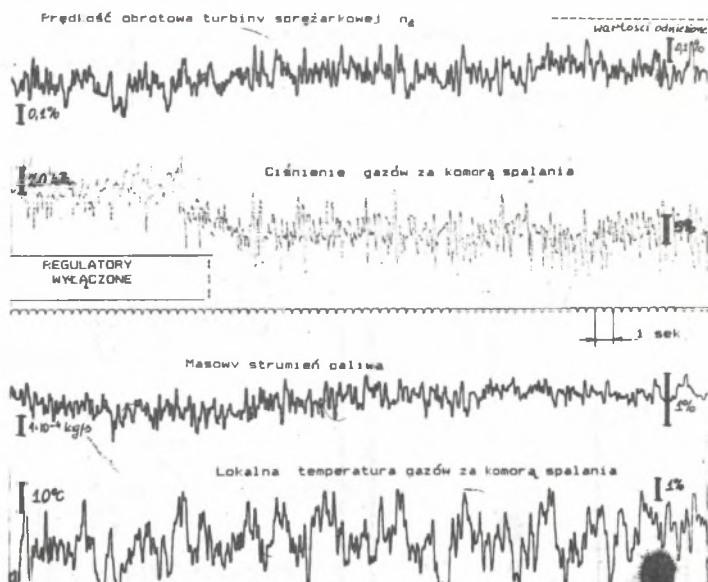
Temperatura lokalna za komorą spalania wykazuje drgania nieregularne z możliwością wyróżnienia pulsacji podstawowych o częstotliwościach 1,5 - 3 Hz, w całym zakresie pracy turbozespołu i nieregularne składowe o wyższych i niższych częstotliwościach. Amplituda drgań wynosi około 10 - 15°C.

Masowy strumień paliwa również wykazuje drgania podstawowe o częstotliwości 1,5 - 3 Hz, niezależnie od punktu pracy turbiny.

Ciśnienie gazów za komorą spalania oraz prędkości obrotowe turbin charakteryzują się pulsacjami o częstotliwościach zbliżonych do częstotliwości pulsacji temperatury. Jednocześnie uwidaczniają się na ich przebiegach pulsacje o wyższych częstotliwościach.

Średnie wartości amplitud pulsacji są stałe. Bez względu na punkt pracy silnika częstość pulsacji zmienia się w wąskim zakresie. Ponieważ zastosowano filtr dolnoprzepustowy oraz termopary o stosunkowo dużej inercyjności, nie można stwierdzić, czy wyższe częstotliwości nie mają większych amplitud. Działanie regulatora prędkości turbiny sprężarkowej powoduje zmniejszenie amplitud pulsacji  $n_1$ , strumienia paliwa i ciśnienia gazów. Amplitudy pulsacji temperatury za komorą spalania zmniejszały się nieznacznie w obszarze działania regulatora prędkości  $n_1$ .

Dodatkowo na całym obszarze pracy silnika zaobserwowano chwilowe zmiany temperatury lokalnej o charakterze krótkotrwałych impulsów. Miały one charakter przypadkowy i nie występowały regularnie. Stwierdzono również wolnozmiennie palenie wartości średniej temperatury w czasie pomiaru dla stałego obciążenia.



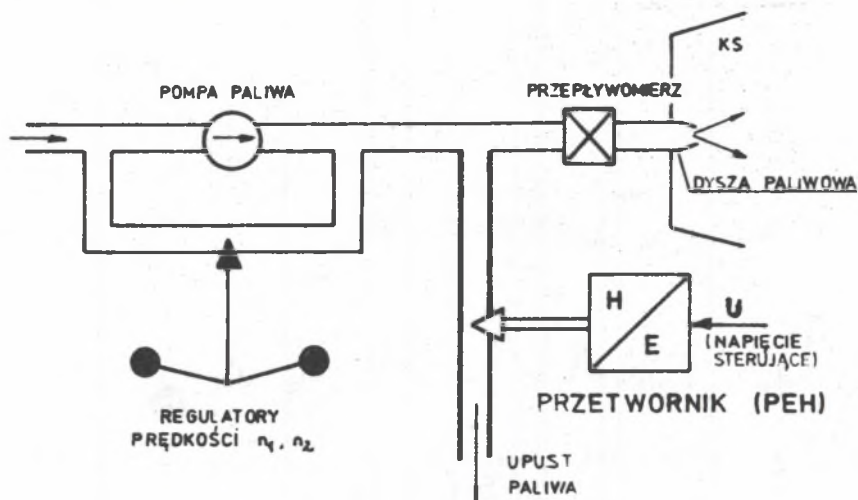
Rys. 7. Oscylogram z pomiarów pulsacji w obszarze, w którym oba regulatory nie działają  
( $n_{10} = 80\%$ ,  $n_{20} = 90\%$ )

Fig. 7. Oscillation photograph from the measurements of pulsation in the area in which both regulators do not operate  
( $n_{10} = 80\%$ ,  $n_{20} = 90\%$ )

#### 6. POMIARY SZYBKOZMIENNYCH PULSACJI TEMPERATURY LOKALNEJ W WARUNKACH PULSACYJNEGO STRUMIENIA PALIWA O STEROWANEJ CZĘSTOTLIWOŚCI

Jedną z przyczyn niestacjonarności i niejednoznaczności temperatury za komorą spalania może być niejednorodność podawania paliwa przez system automatycznej regulacji. Związane jest to z pulsacyjnym ciśnieniem paliwa przed dyszą paliwową i strefą nieczułości regulatorów. W celu zbadania oddziaływania pulsacyjnego podawania paliwa na pracę komory spalania przeprowadzono pomiary przy wymuszonej pulsacji strumienia paliwa przed dyszą paliwową. Schemat instalacji przedstawiono na rys. 8. Za pompą paliwową umieszczono zawór upustowy sterowany sygnałem z generatora funkcji za pośrednictwem przetwornika elektrohydraulicznego. Zawór ten powoduje przyzamykanie lub otwieranie upustu paliwa, a tym samym pozwala na realizację pulsacyjnego natężenia przepływu w dyszy paliwowej. Pomiary wykonano podając z generatora funkcji sygnał sinusoidalny jako wielkość sterującą pulsacyjnym przepływem paliwa w dyszy paliwowej. Do pomiarów wybrano

punkt pracy turbosespołu odpowiadający prędkości  $n_1 = n_2 = 80\%$ . Przykładowy oscylogram z pomiarów w funkcji częstotliwości wymuszania przedeterminowano na rys. 9. Wprowadzono wymuszenie sinusoidalne o częstotliwości 0,1 - 0,3 - 1 - 3 - 4 Hz.



Rys. 8. Schemat instalacji paliwowej realizującej pulsujący strumień paliwa w dyszy paliwowej:

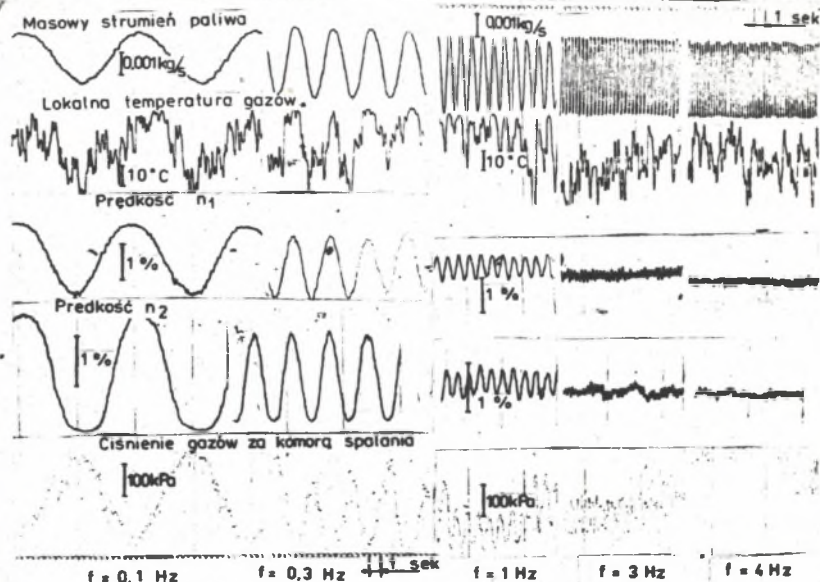
PEM - przetwornik elektro-hydrauliczny, U - sygnał napięciowy

Fig. 8. Diagram of the fuel system which provides pulsating fuel flux in the fuel nozzle

PEM - electrohydraulic transducer, U - voltage signal

Masowy strumień paliwa jest dość regularną sinusoidą, na którą nałożone są bardzo drobne zakłócenia. Skala wartości amplitud jest 10 razy większa od skali z rys. 7. Te bardzo drobne zakłócenia są porównywalne z pulsacjami strumienia paliwa mierzonymi przy stałym obciążeniu turbosespołu (por. rys. 7). W badaniach zmieniano częstotliwość pulsacji strumienia paliwa zachowując stałą amplitudę tych pulsacji.

Wahania temperatury lokalnej w przekroju wylotowym komory spalania mają charakter sinusoidalny. Na wymuszone pulsacje temperatury nałożone są nieregularne pulsacje o częstotliwości niezależnej od częstotliwości wymuszenia paliwowego. Na rys. 7 i 9 podano wartości amplitud temperatury lokalnej w tej samej skali. Na oscylogramie rys. 9 wartości amplitud wymuszonych są prawie takie same jak pulsacji przypadkowych. Charakter pulsacji przypadkowych zbliżony jest do przebiegów w stanach ustalonych.



Rys. 9. Oscylogram z pomiarów pulsacji w warunkach pulsacyjnego przepływu paliwa o sterowanej częstotliwości  $f$

Fig. 9. Oscillation photograph from the measurements of pulsation in the conditions of pulsating fuel flow with the controlled frequency  $f$

Prędkości obrotowe turbin  $n_1$  i  $n_2$  przedstawiają stosunkowo regularne sinusoidy o częstotliwości równej częstości wymuszenia z nałożonymi drobniejszymi pulsacjami. Charakter tych dodatkowych pulsacji po uwzględnieniu skali na rys. 7 i 9 jest taki jak pulsacji prędkości w stanach ustalonych obciążenia. Amplitudy wymuszonych pulsacji szybko maleją ze wzrostem częstości wymuszenia wskutek filtracyjnego działania obiektu sterowania; bliżej patrz [16]. Zbliżony charakter do przebiegów pulsacji temperatury lokalnej mają wymuszone pulsacje ciśnienia gazów ze komory spalania.

Reasumując stwierdzamy, że pulsacje strumienia paliwa uwiadcniają się w postaci zwiększonych amplitud w obszarze niskich częstotliwości. Przy wymuszeniu około 3 Hz wymuszone pulsacje są niemal całkowicie wytłumione i całkowite amplitudy w warunkach przepływu pulsującego są niemal takie same jak w stanach ustalonych. Wpływ wymuszenia paliwowego jest zatem bardzo silny w obszarze niskich częstotliwości. Nie badano wpływu wymuszeń paliwowych o częstotliwości. Nie badano wpływu wymuszeń paliwowych o częstotliwościach wyższych niż 5 Hz ze względu na zastosowany filtr dolno-przepustowy.



## 7. WNIOSKI KOŃCOWE

- a) W stanach quasi-ustalonych stwierdzono brak kołowej symetrii pola temperatur oraz wolnozmiennie pełzanie izoterm w przekroju wylotowym komory spalania.
- b) Pulsacje temperatury lokalnej za komorą spalania występowały w całym obszarze pracy silnika. Cechowały się częstotliwością niezależną od obciążenia cieplnego.
- c) Nie stwierdzono wpływu pulsacyjnego zasilania paliwem na obserwowane w stanach quasi-ustalonych pulsacje.
- d) Zastosowanie filtra dolnoprzepustowego - o częstotliwości granicznej  $f_{gr} = 5 \text{ Hz}$  - w układzie pomiarowym spowodowało tłumienie składowych wysokoczęstotliwościowych mierzonych wielkości.

Wydaje się, że z przedstawionych badań eksperymentalnych wynika celowość dokładniejszej identyfikacji eksperymentalnej zaobserwowanych zjawisk w obrębie komory spalania turbiny gazowej.

W przyszłych badaniach celowa byłaby:

1. Jednoczesna rejestracja wszystkich temperatur w związku z istniejącym pełzaniem izoterm pola temperatur za komorą spalania.

2. Analize Fouriera wykresów czasowych, np. przez pomiar pulsacji za pomocą filtra wąskopasmowego o nastawianej częstotliwości, jakkolwiek nie uniknie się tutaj problemów z występowaniem szumów pomiarowych. Zastosowany dotychczas filtr dolnoprzepustowy był niekorzystny ze względu na filtrację amplitud mierzonych wielkości o wyższych częstotliwościach.

## LITERATURA

- [1] Asoskow W.A. i inni: Rezultaty ispytanij i naładki kamery sgoranija GT-25-700-2 na jakutskoj GRES pri robotie na gazoobraznom topliwie. Energomaszinstrojenije nr 2, 1973, s. 33-37.
- [2] Asoskow W.A., Zarubin W.J.: Issledowanije nieustoičziwosti gorenija w wysosnych umogoriełocznych kamierach sgoranija gazoturbinnych ustanowok. Energomaszinstrojenije nr 2, 1983, s. 5-8.
- [3] Christicz W.A., Szewczenko A.M. i inni: Szum gazoturbinnoj kamier sgoranija i niekatoryje wozmożnosti jego umniejszenia. Energetika nr 3, 1986, s. 74-79.
- [4] Dubowskij N.F., Gorszenin A.P.: Wlijanije charakteristik forsunki i temperatury i fizikochimiczeskich swoistw topliwa na połnotu sgoranija w kamierie GTD. Awiacjonnaja Tiechnika nr 1, 1970, s. 97-104.
- [5] Dubrowskij O.W.: Eksperimentalnoje issledowanije pulsacjonnoego gorenija žitkowo topliwa w kamierach sgoranija stacionarnych gazoturbinnych ustanowkach. Tieploenergetika nr 6, 1959, s. 56-61.
- [6] Dubrowskij O.W.: Issledowanije niskoczastotnych pulsacii w gazoturbinnych kamierach sgoranija. Tieploenergetika nr 8, 1961, s. 32-37.



- [7] Dzida M.: Rozkład pola temperatur za komorą spalania turbiny gazowej przy stałych obciążeniach turbozespołu. *Archiwum Energetyki* nr 3-4. 1986, s. 127-144.
- [8] Dzida M.: Experimental investigation of the distribution and the pulsation of temperature of the gas stream at the gas turbine inlet in the stationary regime. *Proceedings of the Eight Conference on Fluid Machinery*. Vol. 1. Akademiai Kiadó. Budapest. 1987, s.203-210.
- [9] Eickhoff N., Koopman J. i inni: Entwicklung von Rechenverfahren für Gasturbinen-Brennkammern. *MTZ* 45, nr 6. 1984, s. 257-261.
- [10] Eickhoff N., Koopman J. i inni: Berechnung zwei- und dreidimensionaler Strömungen in Gasturbinen - Brennkammern. *MTZ* 47, nr 6. 1986, s. 253-256.
- [11] Libby P.A., Bray K.N.C.: Countergradient Diffusion in Premixed Turbulent Flames. *AIAA Journal*. Vol. 19, nr 2. 1981, s. 205-213.
- [12] Libby P.A., Williams F.A.: Some Implications of Recent Theoretical Studies in Turbulent Combustion. *AIAA Journal*. Vol. 19, nr 3. 1981, s. 261-274.
- [13] Lilley D.G.: Swirl flows in Combustion. *A review AJAA*, 15, nr 8, 1977.
- [14] Nareżnyj E., Sudariew A.B.: Kamery sgoraniya sudowych gazoturbinnych ustanowok. *Sudostrojenije*. Leningrad 1973.
- [15] Oran Elaine S., Boris Jay P.: Detailed modelling of Combustion Science. *An International Review Journal*. Vol. 7, nr 1. 1981, s.1-72.
- [16] Perycz S., Dzida M.: Experimental Investigations of Gas Turbine as an Object of Speed and Temperature Control. 31-th The International Gas Turbine Conference ASME. Düsseldorf. 1986, 86-GT-286 pap., s. 1-8.
- [17] Perycz S., Dzida M.: Badania eksperymentalne rozkładu temperatur za komorą spalania w stanach quasi-ustalonych. Praca niepublikowana. Prace badawcze Instytutu Okrętowego Pol. Gdańskiej nr 2482/86. Gdańsk 1986.
- [18] Perycz S., Dzida M.: Pomiary chwilowych wartości temperatury miejscowej i średniej za komorą spalania w stanach ustalonych i w warunkach pulsującego przepływu. Praca niepublikowana. Prace badawcze Instytutu Okrętowego Pol. Gdańskiej nr 321/87. Gdańsk 1987.
- [19] Radhakişnam K., Praft D.T.: A Coalescence/Dispersion Model for Turbulent Flame Stability. *AIAA Journal*. Vol. 22, nr 3. 1984, s. 388-393.
- [20] Spiridonow J.A.: K rasczotu processow smieszaniya w popierecznych strujach. *Tiepłoennergetika* nr 2. 1980, s. 50-52.
- [21] Spiridonow J.A., Izotow E.P.: K woprosu smieszaniya sistemy strui w popierecznych ograniczennykh potokach. *Tiepłoennergetika* nr 1. 1976, s. 14-17.
- [22] Storożuk J.Pk, Krugow W.B., Czermin H.: Nażadke i issledoweniye kamer sgoraniya GT-100-750-2 na Krasnodarskoj TEC. *Energomaszinoostrojenije* nr 8. 1974, s. 1-4.
- [23] Szeje J.J., Chaĵnowskij J.C.: Gazowyje turbiny cz. II. Wyższaja Szkoła. Kijów. Wyd. II, 1977.
- [24] Szewjakow A.A.: Awtomatika awiacjonnykh siłowych ustanowok. *Aborongiz*. Moskwa 1960.
- [25] Toropow E.W.: Dynamiczeskoje osobiennosti kamier sgoraniya tiepłoennergeticzeskich ustanowok. *Energetika* nr 11. 1983, s. 66-70.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ  
ЗА КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ

Р е з ю м е

В статье представлены результаты экспериментальных исследований распределения температурного поля а также пульсаций локальной температуры за камерой сгорания в установленном состоянии по нагрузке. Исследовалась газовая самолетная турбина легкого типа с двумя валками с центральной камерой сгорания. Произведены измерения локальной температуры при вынужденной пульсации струи топлива с управляемой частотой. Дана попытка объяснения некоторых явлений приводящих к нестационарности и неоднородности температурного поля в сечении выхода камеры сгорания.

EXPERIMENTAL STUDIES OF TEMPERATURE DISTRIBUTION  
BEHIND A GAS TURBINE COMBUSTION CHAMBER

S u m m a r y

The results of experimental studies of the temperature field distribution and local temperature pulsation behind a combustion chamber under steady load conditions have been presented in the paper. An aeroplane two-shaft gas turbine of the light type, with a central combustion chamber has been tested. Measurements of local temperature at forced pulsation of the fuel flux with controlled frequency have also been taken. An attempt of explanation of some phenomena that cause unstability and heterogeneity of the temperature field distribution in the outlet plane of the combustion chamber has been presented.