



Sergey I. Serbin
Сербин
Сергей Иванович

УДК 621.914
С 32

INVESTIGATION OF THE THERMO-ACOUSTIC PROCESSES IN LOW EMISSION COMBUSTION CHAMBER OF GAS TURBINE ENGINE CAPACITY OF 25 MW

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМОАКУСТИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В НИЗКОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГТД МОЩНОСТЬЮ 25 МВт

DOI 10.1004/978-2-321-97838-1

Sergey I. Serbin С. И. Сербин, д-р техн. наук, проф.
serhiy.serbin@nuos.edu.ua
ORC ID: 0000-0002-3423-2681

Anna B. Mostipanenko А. Б. Мостипаненко, канд. техн. наук, доц.
anna.mostypanenko@nuos.edu.ua
ORC ID: 0000-0001-7510-7070

Artem V. Kozlovskiy А. В. Козловский, асп.
artem.kozlovskyy@nuos.edu.ua
ORC ID: 0000-0002-6204-7782

Admiral Makarov National University of Shipbuilding, Nikolaev

Національний університет кораблебудування імені адмірала Макарова, г. Николаєв



Anna B. Mostipanenko
Мостипаненко
Анна Борисовна

Abstract. The appliance of modern tools of the computational fluid dynamics for the investigation of the pulsation processes in the combustion chamber caused by the design features of flame tubes and aerodynamic interaction compressor, combustor and turbine is discussed. The aim of the research is to investigate and forecast the non-stationary processes in the gas turbine combustion chambers.

The results of the numerical experiments which were carried out using three-dimensional mathematical models in gaseous fuels combustion chambers reflect sufficiently the physical and chemical processes of the unsteady combustion and can be recommended to optimize the geometrical and operational parameters of the low-emission combustion chamber.

The appliance of such mathematical models are reasonable for the development of new samples of combustors which operate at the lean air-fuel mixture as well as for the modernization of the existing chambers with the aim to develop the constructive measures aimed at reducing the probability of the occurrence of the pulsation combustion modes.

Keywords: gas turbine engine, combustor, turbulent combustion, pulsation combustion, numerical methods, mathematical simulation.

Аннотация. Рассмотрены вопросы численного моделирования термоакустических процессов в камерах сгорания газотурбинных двигателей. Проведен анализ пульсационных процессов в низкоэмиссионной камере сгорания газотурбинного двигателя с помощью современных инструментов вычислительной гидродинамики.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, камера сгорания, турбулентное горение, пульсационное горение, численные методы, математическое моделирование.

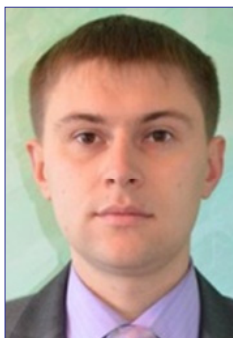
Анотація. Розглянуто питання числового моделювання термоакустичних процесів у камерах згорання газотурбінних двигунів. Проведено аналіз пульсаційних процесів у низькоемісійній камері згорання газотурбінного двигуна за допомогою сучасних інструментів обчислювальної гідродинаміки.

Ключові слова: газотурбінний двигун, камера згорання, турбулентне горіння, пульсаційне горіння, числові методи, математичне моделювання.

References

Belov I.A., Isaiev S.A. *Modelirovanie turbulentnykh techeniy* [Turbulent Flow Simulation]. St. Petersburg, Balt. gos. tekhn. un-t Publ., 2001. 108 p.

Gerasymenko V.P., Nalesnyy N. B. *Vibratsionnoe gorenje v kamerakh sgoraniya GTD* [Vibration Combustion in Gas Turbine Combustion Chambers]. *Energeticheskie i teplotekhnicheskie protsessy i oborudovanie — Energy and thermal engineering processes and equipment*, 2006, pp. 1–6.



Artem V. Kozlovskiy
Козловский
Артем
Викторович

Gorelov V.I. *Ekspluatatsiya korabelnykh gazoturbinykh ustanovok* [Operation of Ship Gas Turbine Units]. Moscow, Voenizdat Publ., 1972.

Romanovskiy G. F., Vashchilenko M. V., Serbin, S. I. *Teoretychni osnovy proiektuvaniia sudnovykh gazoturbinykh agregativ* [Theoretical Bases of Marine Gas Turbine Units Designing]. Mykolayiv, UDMTU, 2003.

Serbin S. I., Mostipanenko H. B., Kozlovskiy A. V. Doslidzhennia protsesiv nestatsionarnoho horinnia v kameri zghoriannia HTD [Investigation of Unsteady Combustion in Gas Turbine Combustion Chamber]. *Enerhetychni i teplotekhnichni protsesy i ustatkuvannia: Vistnyk NTU «KHPI» — Energy and thermal processes and equipment: Bulletin of NTU «KPI»*, 2012, vol. 8, pp.11–16 .

Serbin S. I., Mostipanenko G. B. Chyslove modeliuvannia protsesiv horinnia v eksperymentalnomu vidniku hibrydnoi kamery zghoriannia HTD potuzhnistiu 25 MVt [Numerical Simulation of Combustion Processes in Experimental Compartment of Hybrid Gas Turbine Engine Combustor of 25 MW]. *Enerhetychni i teplotekhnichni protsesy i ustatkuvannia: Vistnyk NTU «KHPI» — Energy and thermal processes and equipment: Bulletin of NTU «KPI»*, 2006, vol. 5, pp. 59–66 .

Serbin S. I., Mostipanenko A. B., Vilkul, V. V. Issledovanie struktury techeniya vo frontovom ustroystve kamery sgoraniya gazoturbinnogo dvigatelya moshchnostyu 25 MVt [Study of Flow Structure in Front-line Unit of Combustion Chamber of Gas Turbine Engine of 25 MW]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya — Aerospace Engineering and Technology*, 2005, vol.8 (24), pp.146–149

Serbin S., Mostipanenko A., Matveev I., Tropina A. Improvement of the Gas Turbine Plasma Assisted Combustor Characteristics. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Orlando, Florida, USA, 2011, pp. 1–6.

Matveev I. B., Serbin S. I. Theoretical and Experimental Investigations of the Plasma-Assisted Combustion and Reformation System. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2010, vol. 38, issue 12, pp. 3306–3312.

Nicoud F., Ducros, F. Subgrid-Scale Stress Modelling Based on the Square of the Velocity Gradient Tensor. *Flow, Turbulence, and Combustion*, 1999, no. 62 (3), pp.183–200.

Serbin S. I., Mostipanenko A. B., Matveev I. B. Investigation of the working processes in a gas turbine combustor with steam injection. *Proceedings of the ASME/JSME 8th Thermal Engineering Joint Conference*. Honolulu, Hawaii, USA, 2011, pp. 6–11.

Serbin S. I., Matveev I. B. Mostipanenko G. B. Investigations of the Working Process in a “Lean-Burn” Gas Turbine Combustor with Plasma Assistance. *IEEE Transactions on Plasma*, 2011, vol. 39, no. 12., pp. 3331–3335.

Problem statement. Currently, most of the ships of developed countries fleets are equipped with gas turbine engines as power units. These engines can be a part of as either gas turbine power unit or combined diesel-gas turbine power units. Complicated thermal schemes of the gas turbine aggregates, which provide higher efficiency and large aggregate capacity for ship power unit are commonly used in the Merchant Navy [4]. Positive qualities inherent to gas turbine units enable them to compete profitably with the steam turbine and diesel power plants. They have good weight and size parameters along with high maneuverability and ease of management and maintenance [3].

The emerging trend of fuel efficiency and energy efficiency of gas turbine engines improvement by increasing the cycle parameters have led to a significant increase in heat load of the combustion chambers. Problems connected with the instability and pulsating combustion, acoustic vibrations and shear phenomena of the engine air-gas channel, operating on the combustion process, appear during the creation of the low-emission combustion chambers. These phenomenon lead to the serious consequences from vibration overload and deformation of combustion chambers structural elements, to burnouts

Постановка проблемы. В настоящее время энергетические установки большинства надводных кораблей флотов развитых стран оснащены газотурбинными двигателями. Они входят в состав как газотурбинных, так и комбинированных дизель-газотурбинных энергетических установок. На торговом флоте обычно используются газотурбинные агрегаты сложных тепловых схем, обеспечивающих более высокую экономичность судовой энергетической установки и большую агрегатную мощность [4]. Положительные качества, присущие газотурбинным установкам, — хорошие массогабаритные показатели, высокая маневренность, простота управления и обслуживания, достаточная экономичность и надежность — дают им возможность выгодно конкурировать с паротурбинными и дизельными энергетическими установками [3].

Наметившиеся тенденции повышения топливной экономичности и энергетической эффективности газотурбинных двигателей за счет увеличения параметров цикла привели к существенному росту тепловых нагрузок их камер сгорания. При создании низкоэмиссионных камер сгорания газотурбинных установок возникают трудности, связанные с пульсационным горением, акустическими колебаниями и срывными явлениями в проточной части двигателя, воздействующими на процессы горения. Такие

and flame tubes destruction, turbine blades gas erosion, emergency situations with engines stopping [2].

Therefore, ensuring the stability of the combustion process is a serious and urgent problem that requires high material costs and takes a considerable amount of time during developmental tests of engines. Using numerical experiment for prediction modes of vibration combustion will significantly reduce these costs [5].

Analysis of recent research and publications.

The main cause of the vibration combustion is the sensitivity of the mixture vortex formation, combustion to fluctuations gas pressure in the combustion chamber, accompanied by a sharp increase in the noise flameout, the destruction of the chamber, the failure of individual components and assemblies of GTE. Vibrating combustion is unacceptable, because it leads to the destruction of combustion chamber elements [1].

AIM OF THE RESEARCH — determination of the vibration characteristics of gas turbine low-emission combustion chamber capacity of 25 MW by three-dimensional analysis of non-stationary combustion processes.

Basic material. The pressure fluctuations with vibration combustion in gas turbine low-emission combustion chambers can occur out of number of reasons: air flow oscillations at the combustion chamber inlet and fuel in the fuel line, combustion chamber heat fluctuations, which lead to excess air ratio fluctuations.

The numerical experiment allows predicting of such fluctuations by modeling three-dimensional chemically reacting turbulent flows. The main question is the choice of adequate turbulence model [7].

Large Eddy Simulation (LES). The main hypothesis for LES is the independence of the large-scale turbulent motions statistical characteristics from the molecular viscosity. According to this it is possible to build a numerical model that describes unsteady dynamics only for large eddies, while the computational cost required to implement such a model should not depend on the Reynolds number, since there is no need to explicitly and accurately compute all the small eddies [1]. This model will be used for further calculations of the combustion chamber.

Turbulent flows are characterized by the presence of eddies, which scale and lifetime are changing in very wide range. Dimensions of the largest eddies are comparable with the geometrical size characteristic of the flow. The reason of the small-scale eddies is the turbulent kinetic energy dispersion [11,12].

The Filtered Navier–Stokes Equation. LES-models master equations are obtained by filtering unsteady Navier–Stokes equation. Eddies, whose scale is smaller than

явления имеют серьезные последствия — от вибрационных перегрузок и деформирования элементов конструкции камер сгорания до прогаров и разрушения жаровых труб, газовой эрозии лопаток турбин, аварийных ситуаций с вынужденными остановками двигателей [2].

Таким образом, обеспечение устойчивости процесса горения является серьезной и актуальной задачей, требующей больших материальных затрат и занимающей много времени при доводочных испытаниях двигателей. Использование численного эксперимента для прогнозирования режимов вибрационного горения позволит значительно сократить эти расходы [5].

Анализ последних исследований и публикаций. Основная причина возникновения вибрационного горения — чувствительность смеси, вихреобразования и горения к колебаниям давления газа в камере сгорания, сопровождающимся резким увеличением шума, срывами пламени, разрушением камеры, выходом из строя отдельных узлов и агрегатов ГТУ. Вибрационное горение недопустимо, так как приводит к разрушению элементов конструкции камеры сгорания [1].

ЦЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЯ – определение вибрационных характеристик низкоэмиссионной камеры сгорания газотурбинного двигателя мощностью 25 МВт путем трехмерного анализа процессов нестационарного горения.

Изложение основного материала. Колебания давления при вибрационном горении в низкоэмиссионных камерах сгорания ГТУ могут возникать вследствие зависимости колебаний расхода воздуха на впуске камеры сгорания и топлива в топливной магистрали от колебаний тепловыделения в камере сгорания, которые приводят к флуктуациям коэффициента избытка воздуха.

Численный эксперимент дает возможность прогнозировать такие колебания путем моделирования трехмерных химически реагирующих турбулентных потоков, и основную роль при этом играет выбор подхода к моделированию турбулентности [7].

Моделирование методом крупных вихрей (Large Eddy Simulation, LES). Основой этого метода является гипотеза о независимости статистических характеристик крупномасштабных турбулентных движений от молекулярной вязкости. Согласно этому предположению возможно построение численной модели, описывающей нестационарную динамику только в отношении крупных вихрей, при этом вычислительные затраты, необходимые для реализации такой модели, не должны зависеть от числа Рейнольдса, поскольку нет необходимости явно и точно рассчитывать все мелкие вихри [1]. Эту модель предполагается использовать для дальнейших расчетов камеры сгорания.

Турбулентные потоки характеризуются наличием вихрей, масштаб и время существования которых изменяются в очень широком диапазоне. Размеры

filtering criteria or the cell size of computational mesh, are eliminated during filtration process. Final equations are managed by large eddies dynamics. WALE-modification of the large eddies turbulence model is used for research.

WALE-model. In this model [8,10] the turbulent viscosity is determined by the formula:

$$\mu_t = \rho L_s^2 \frac{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{3/2}}{(\overline{S_{ij} S_{ij}})^{5/2} + (\overline{S_{ij} S_{ij}})^{5/4}},$$

where the quantities L_s and S_{ij}^d are calculated as follows:

$$L_s = \min(kd, C_w V^{1/3});$$

$$S_{ij}^d = \frac{1}{2} \left(\overline{g_{ij}^{-2}} + \overline{g_{ji}^{-2}} \right) - \frac{1}{3} \delta_{ij} \overline{g_{kk}^{-2}};$$

$$\overline{g_{ij}} = \frac{\partial u_i}{\partial x_j}; \quad \overline{g_{ij}} = \frac{\partial u_j}{\partial x_i}.$$

Results of Numerical Experiments. The three-dimensional model of 1/16 of the combustion chamber of gas turbine engine capacity of 25 MW is shown in Fig. 1. Methane is selected as fuel gas to reduce the cost of research time simulation.

The model was created by removing of any interior metal parts of the flame tube and associated elements. Flame tube (Fig. 2) consists of three main elements: injectors 1, swirler 2, flame tube 3 and exhaust diffuser 4. Moreover, the model is additionally fitted with two last sets of the compressor vanes 6 and the turbine high-pressure nozzle blades 5. The presence of these elements is caused by their potential impact on the pulsation processes in gas turbine combustion chamber.

In two variants of the combustion chamber the different number of injector holes for fuel supply are used: injector with 10 holes 1.85 mm in diameter and injector with 5 holes of 2.6 mm in diameter are researched.

Grid model is constructed on the basis of the created model (Fig. 3, a).

Pulsation and acoustic modeling of combustion chamber processes require great time and computing resources due to its complicated nature [5]. We decided to

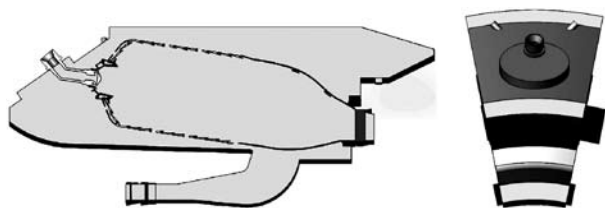


Fig. 1. The three-dimensional model of 1/16 gas turbine combustion chamber

Рис. 1. Трехмерная модель 1/16 внутреннего пространства камеры сгорания ГТД

наиболее крупных вихрей сравнимы с характерным геометрическим размером течения. Причиной мелко-масштабных вихрей является рассеяние турбулентной кинетической энергии [11,12].

Фильтрованные уравнения Навье–Стокса.

Управляющие уравнения для LES-модели получаются в результате фильтрации нестационарных уравнений Навье–Стокса. В процессе фильтрации отсеиваются вихри, масштаб которых меньше критерия фильтрации или размера ячейки расчетной сетки. Окончательные уравнения управляют динамикой крупных вихрей. Для исследований использовалась WALE-модификация модели турбулентности крупных вихрей.

WALE-модель. В данной модели [8, 10] турбулентная вязкость определяется по формуле

$$\mu_t = \rho L_s^2 \frac{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{3/2}}{(\overline{S_{ij} S_{ij}})^{5/2} + (\overline{S_{ij} S_{ij}})^{5/4}},$$

где величины L_s и S_{ij}^d рассчитываются таким образом:

$$L_s = \min(kd, C_w V^{1/3});$$

$$S_{ij}^d = \frac{1}{2} \left(\overline{g_{ij}^{-2}} + \overline{g_{ji}^{-2}} \right) - \frac{1}{3} \delta_{ij} \overline{g_{kk}^{-2}};$$

$$\overline{g_{ij}} = \frac{\partial u_i}{\partial x_j}; \quad \overline{g_{ij}} = \frac{\partial u_j}{\partial x_i}.$$

Результаты численных экспериментов. Геометрическая модель 1/16 внутреннего пространства камеры сгорания ГТД мощностью 25 МВт представлена на рис. 1. На первой стадии исследований для снижения затрат времени на моделирование в качестве топлива выбран газообразный метан.

Модель создавалась посредством удаления из внутреннего пространства корпуса материала деталей жаровой трубы и сопутствующих элементов. Сама жаровая труба (рис. 2) состоит из трех основных элементов: форсунки 1, завихрителя 2, жаровой трубы 3 и выходного диффузора 4. Кроме того, в модели дополнительно установлены направляющие выходные лопатки последней ступени компрессора 6 и сопловые лопатки турбины высокого давления 5. Наличие этих элементов обусловлено их потенциальным влиянием на пульсационные процессы в камерах сгорания ГТД.

В работе исследованы два варианта камеры сгорания, в которых использовались форсунки с различным количеством отверстий для истечения топлива: форсунка с десятью отверстиями диаметром 1,85 мм и форсунка с пятью отверстиями диаметром 2,6 мм.

На основе созданной модели построена сеточная модель (рис. 3, a).

Моделирование пульсационных и акустических процессов в камерах сгорания связано с большими затратами временных и вычислительных ресурсов [5].

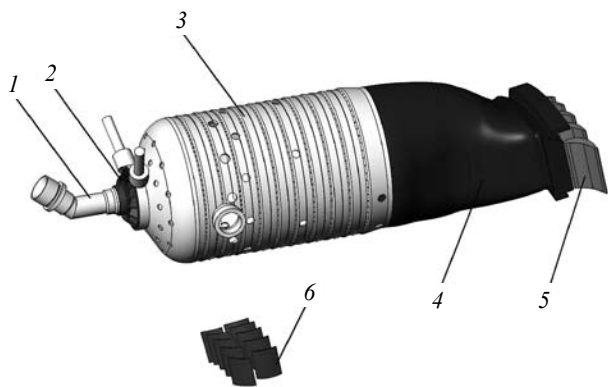


Fig. 2. Assembling of the combustion chamber flame tube and related elements

Рис. 2. Сборка жаровой трубы камеры сгорания и сопутствующих элементов:

1 — nozzle / форсунка; 2 — swirl / завихритель; 3 — flame tube / жаровая труба; 4 — output diffuser / выходной диффузор; 5 — turbine high-pressure nozzle blade / сопловые лопатки турбины высокого давления; 6 — compressor last stage guide output blades / направляющие выходные лопатки последней ступени компрессора

use mesh, which consists of polyhedral cells, to reduce the computational time. (Fig. 3 b). This mesh model contains about 5 million cells, comparing to the 16 million cells in tetrahedral mesh. In addition, polyhedral grid models give bigger solution stability and convergence speed than the tetrahedral, and these models can achieve high accuracy solutions on a smaller number of elements [6, 9].

Simulation of fluctuating processes was made in two steps:

- stationary calculation of flow as a first approximation when defining the acoustic characteristics of the chamber;
- transient calculation using LES-turbulence model for direct monitoring and modeling of pulsation processes in the chamber.

Transient calculations were performed using LES-turbulence model. Static pressure pulsations are monitored for intermediate sections and solid walls, which are sources of acoustic oscillations, and can be measured experimentally. The calculations were performed for nominal operation mode of gas turbine engine.

Pulsations of static pressure are monitored at the points with the alleged coordinates. These points are located in the region of the swirler (point 1), and above the holes of the secondary air supply (point 2) (Fig. 4).

The signals of the static pressure pulsation were statistically processed by the integral transformation (Fourier transform), which lays out the original function on the basis functions, which are mainly sinusoidal functions. So, the signal can be represented as the integral of sine waves of different frequency, amplitude, and phase. Then the graphs of the static pressure spectral power at

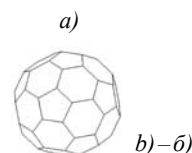
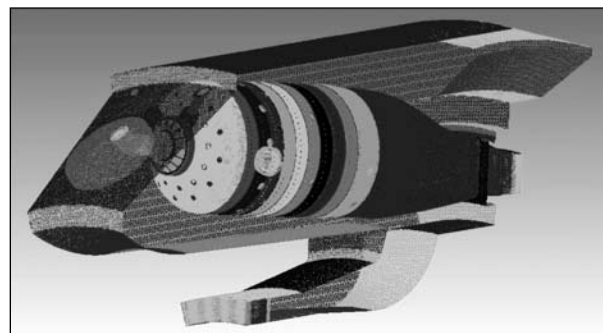


Fig. 3. Creating of gas turbine combustor numerical grid

Рис. 3. Создание расчетной сетки для камеры сгорания ГТД:

a) — tetrahedral mesh 1/16 of the combustion chamber (16 million tetrahedra) / тетраэдрическая сетка 1/16 камеры сгорания (16 млн тетраэдров); b)–б) — polyhedral cell of numerical grid / полигедральная ячейка расчетной сетки

Для их экономии приняли решение использовать сеточную модель, которая состоит из полигедральных ячеек (рис. 3, б). Данная сеточная модель содержит около 5 млн ячеек в отличие от тетраэдрической сетки, количество ячеек в которой около 16 млн. Кроме того, полигедральные сеточные модели обладают большей устойчивостью и скоростью сходимости решения, чем тетраэдрические, а также позволяют получить высокую точность решения на меньшем количестве ячеек [6, 9].

Моделирование пульсационных процессов производилось в два этапа:

- стационарный расчет течения как первое приближение при определении акустических характеристик камеры;
- нестационарный расчет с использованием LES-модели турбулентности для непосредственного отслеживания и моделирования пульсационных процессов в камере.

Для промежуточных сечений и твердых стенок отслеживались пульсации статического давления, которые являются источниками акустических колебаний и могут быть замерены при проведении экспериментов. Расчеты проводились для номинального режима работы ГТД.

В точках с координатами предполагаемой установки датчиков отслеживались пульсации статического давления. Эти точки расположены в районе завихрителя (точка 1) и над отверстиями вторичного воздуха (точка 2) — рис. 4.

При статистической обработке сигналов статического давления использовалось интегральное преобразование (преобразование Фурье), раскладывающее исходную функцию на базисные функции, в качестве

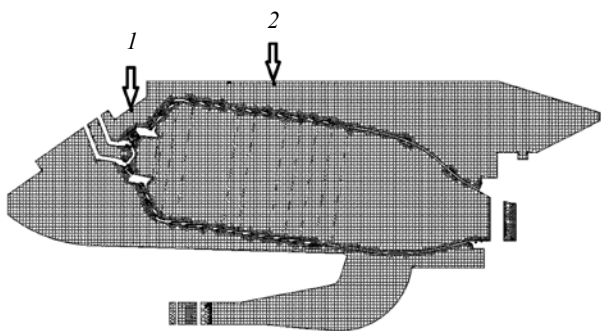


Fig. 4. Coordinates of the proposed sensors installation

Рис. 4. Координаты предполагаемой установки датчиков

the proposed sensors installation points and at the flame tube swirl outlet cross section for both injector options are constructed (Fig. 5–7).

Zones manifestation of pressure pulsations and maximum velocity in the combustion chamber are located inside the flame tube in the region of the secondary air

которых выступают синусоидальные функции, т. е. представляющее исходную функцию в виде интеграла синусоид различной частоты, амплитуды и фазы. Затем строились графики спектральной мощности статического давления в точках предполагаемой установки датчиков и для сечения жаровой трубы на выходе из завихрителя для обоих вариантов форсунок (рис. 5–7).

Зоны проявления максимальных пульсаций давления и скорости в объеме камеры сгорания находятся внутри жаровой трубы в районе отверстий вторичного воздуха, а также в районе 2–5-й обечаек как для первого, так и для второго вариантов камеры (рис. 8).

Резонансная частота от газодинамических процессов горения для варианта с форсункой с десятью отверстиями диаметром 1,85 мм менее выражена и находится в районе 100...110 Гц, при этом уровень среднеквадратических пульсаций внутри жаровой трубы в целом выше и составляет 6,0...8,5 кПа.

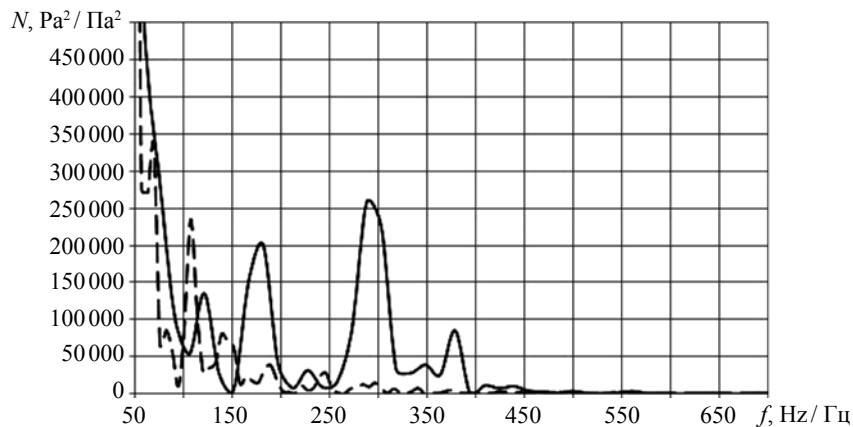


Fig. 5. The spectral power of the static pressure signal above the swirler (point 1) for a combustion chamber with a different number of holes in the fuel injector

Рис. 5. Спектральная мощность сигнала статического давления в точке над завихрителем (точка 1) для камеры сгорания с различным числом отверстий в топливной форсунке:

————— 5 holes / пять отверстий; - - - - - 10 holes / десять отверстий

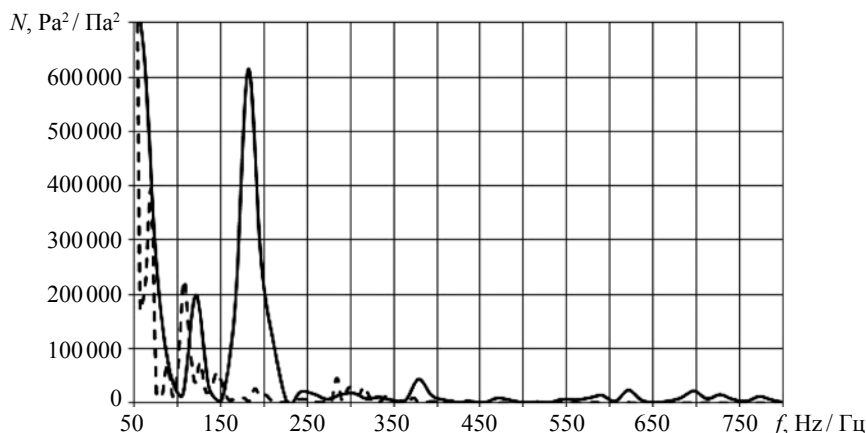


Fig. 6. The spectral power of the static pressure signal above the secondary air holes (point 2) for a combustion chamber with a different number of holes in the fuel injector

Рис. 6. Спектральная мощность сигнала статического давления в точке над отверстиями вторичного воздуха (точка 2) для камеры сгорания с различным числом отверстий в топливной форсунке:

————— 5 holes / пять отверстий; - - - - - 10 holes / десять отверстий

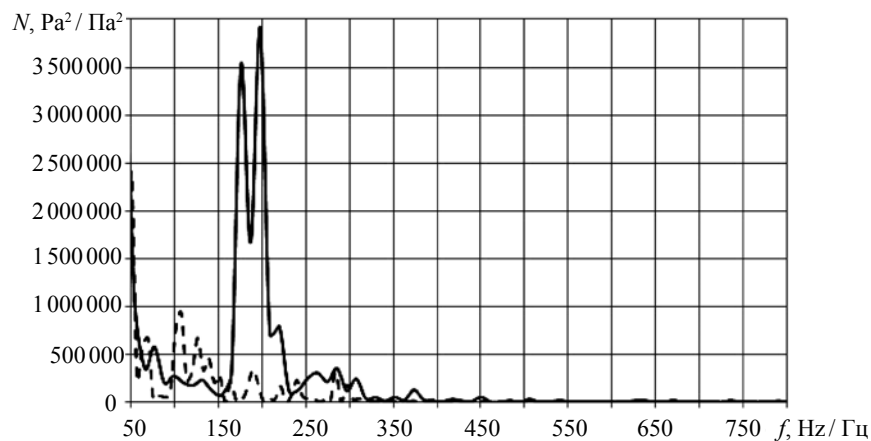


Fig. 7. The spectral power of the static pressure signal in the section of the flame tube at the flame tube swirl outlet cross section for a combustion chamber with a different number of holes in the fuel injector

Рис. 7. Спектральная мощность сигнала статического давления в сечении жаровой трубы на выходе из завихрителя для камеры сгорания с различным числом отверстий в топливной форсунке:

——— 5 holes / пять отверстий; - - - - 10 holes / десять отверстий

holes and in the region of 2–5 ribs, as the first and second variants of chamber (Fig. 8).

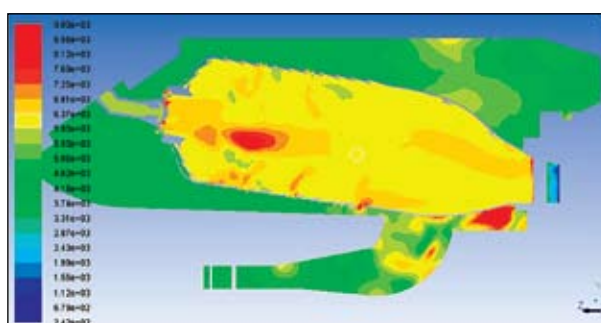
The resonance frequency of the combustion gas dynamic processes to variant fuel injector with 10 holes of 1.85 mm in diameter is less pronounced in the area of 100–110 Hz, wherein RMS pulsations level within the flame tube is generally higher and is 6.0–8.5 kPa. For the option of injector with 5-hole diameter of 2.6 mm observed a pronounced pulsation frequency around 200 Hz, due to gas-dynamic processes and combustion processes. The level of the RMS pulsations inside flame tube is slightly lower, and in the primary air supply zone is 5.5–7.0 kPa, but increases in the zone of the output tap to 7.2 kPa. Due to this, the RMS level of pulsations in tube space is also reduced compared to the first goal.

The next steps will be to determine the natural frequencies of flame tube and its elements; it is also possible by using numerical methods. These activities are necessary in order to prevent resonance phenomena caused by pulsations of the flame, thus preventing the destruction and damage of the combustion chamber elements.

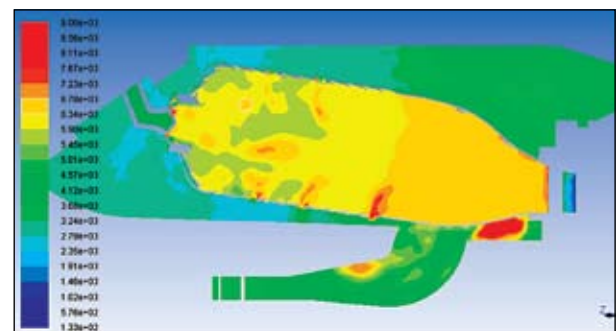
Для варианта с форсункой с пятью отверстиями диаметром 2,6 мм наблюдается ярко выраженная частота пульсаций в районе 200 Гц, вызванная газодинамическими процессами и процессами горения, при этом уровень среднеквадратических пульсаций внутри жаровой трубы несколько ниже и в районе подвода первичного воздуха составляет 5,5...7,0 кПа, но повышается в зоне выходного смесителя до 7,2 кПа. За счет этого среднеквадратический уровень пульсаций в межтрубном пространстве также понижен по сравнению с первым вариантом.

Дальнейшим этапом работы будет определение собственных частот жаровой трубы и ее элементов, что также возможно при использовании численных методов. Данные мероприятия необходимы, чтобы избежать явлений резонанса, вызванного пульсациями факела, тем самым предотвратить разрушение и повреждение элементов камеры сгорания.

ВЫВОДЫ. 1. Выбрана универсальная трехмерная математическая модель низкоэмиссионных камер сгорания газотурбинных двигателей, работающих на



a)



b)–б)

Fig. 7. RMS level of the pressure pulsations in the combustion chamber with different number of holes in the fuel injector

Рис. 7. Среднеквадратическое значение уровня пульсации давления в камере сгорания с различным числом отверстий в топливной форсунке:

a) — 10 holes / десять отверстий; б) — 5 holes / пять отверстий

CONCLUSION. 1. The universal three-dimensional mathematical model of gas turbine low-emission combustion chambers operating on gaseous fuel is selected. This model allows describing of the thermo-acoustic processes in the flame tube.

2. Numerical experiment of determination of the frequency and level of pressure pulsations in the combustion chamber of gas turbine engine capacity of 25 MW is conducted. It is revealed that the use of injector with more holes of smaller diameter shows less expressed resonant frequency in the region of 100–110 Hz along with the level of the RMS pulsations of static pressure in the range of 8.5–9.0 kPa.

газообразном топливе, позволяющая описывать термоакустические процессы.

2. Проведенный численный эксперимент по определению частоты и уровня пульсаций давления в камере сгорания газотурбинного двигателя мощностью 25 МВт выявил, что для исследованной камеры сгорания использование форсунки с большим количеством отверстий показывает менее выраженную частоту в районе 100...110 Гц при уровне среднеквадратических пульсаций статического давления порядка 8,5...9,0 кПа.

Список литературы

- [1] **Белов, И. А.** Моделирование турбулентных течений [Текст] / И. А. Белов, С. А. Исаев. — С. Пб. : Балт. гос. техн. ун-т, 2001. — 108 с.
- [2] **Герасименко, В. П.** Вибрационное горение в камерах сгорания ГТД [Текст] / В. П. Герасименко, Н. Б. Налесный // Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование. — 2006. — С. 1–6.
- [3] **Горелов, В. И.** Эксплуатация корабельных газотурбинных установок [Текст] / В. И. Горелов. — М. : Воениздат, 1972. — 312 с.
- [4] **Романовський, Г. Ф.** Теоретичні основи проектування суднових газотурбінних агрегатів [Текст] : навчальний посібник / Г. Ф. Романовський, М. В. Ващенко, С. І. Сербін. — Миколаїв : УДМУ, 2003. — 304 с.
- [5] **Сербін, С. І.** Дослідження процесів нестационарного горіння в камері згорання ГТД [Текст] / С. І. Сербін, Г. Б. Мостипаненко, А. В. Козловський // Энергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування: Вісник НТУ «ХПИ». — Х. : НТУ «ХПИ», 2012. — № 8. — С. 11–16.
- [6] **Сербін, С. І.** Числове моделювання процесів горіння в експериментальному відсіку гібридної камери згорання ГТД потужністю 25 МВт [Текст] / С. І. Сербін, Г. Б. Мостипаненко // Вісник Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут»: зб. наук. праць. Тем. вип. «Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування». — Х. : НТУ «ХПИ», 2006. — № 5. — С. 59–66.
- [7] **Сербин, С. И.** Исследование структуры течения во фронтовом устройстве камеры сгорания газотурбинного двигателя мощностью 25 МВт [Текст] / С. И. Сербин, А. Б. Мостипаненко, В. В. Вилкул // Авиационно-космическая техника и технология. — Х. : ХАИ, 2005. — № 8 (24). — С. 146–149.
- [8] Improvement of the Gas Turbine Plasma Assisted Combustor Characteristics [Text] / S. Serbin, A. Mostipanenko, I. Matveev, A. Tropina // 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting. — Orlando, Florida, USA, 2011. — P. 1–6.
- [9] **Matveev, I. B.** Theoretical and Experimental Investigations of the Plasma-Assisted Combustion and Reformation System [Text] / I. B. Matveev, S. I. Serbin // IEEE Transactions on Plasma Science. — 2010. — Vol. 38. — Is. 12. — P. 3306–3312.
- [10] **Nicoud, F.** Subgrid-Scale Stress Modelling Based on the Square of the Velocity Gradient Tensor [Text] / F. Nicoud, F. Ducros // Flow, Turbulence, and Combustion. — 1999. — Nr 62 (3). — P. 183–200.
- [11] **Serbin, S. I.** Investigation of the working processes in a gas turbine combustor with steam injection [Text] / S. I. Serbin, A. V. Mostipanenko, I. B. Matveev // Proceedings of the ASME/JSME 8th Thermal Engineering Joint Conference. — Honolulu, Hawaii, USA, 2011. — 13–17 March. — P. 6–11.
- [12] **Serbin, S. I.** Investigations of the Working Process in a “Lean-Burn” Gas Turbine Combustor with Plasma Assistance [Text] / S. I. Serbin, I. B. Matveev, G. B. Mostipanenko // IEEE Transactions on Plasma. — 2011. — Vol. 39, nr 12. — P. 3331–3335.

© С. И. Сербин, А. Б. Мостипаненко, А. В. Козловский

Статью рекомендует в печать
д-р техн. наук, проф. Г. Ф. Романовский