

УДК 621.43.056

## **Влияние перфорированного обтекателя фронтального устройства на основные характеристики камеры сгорания ГТД**

**Бакланов А.В.\*, Макарова Г.Ф., Васильев А.А., Нуждин А.А.**

*Казанское моторостроительное производственное объединение,*

*ул. Дементьева, 1, Казань, 420036, Россия*

*\*e-mail: [andreybaklanov@bk.ru](mailto:andreybaklanov@bk.ru)*

### **Аннотация**

Основными параметрами камеры сгорания являются потери давления, неравномерность температурного поля на выходе, экологические характеристики. В данной статье рассматривается влияние постановки перфорированного обтекателя фронтального устройства на изменение перечисленных выше параметров. Представлена конструкция стендовой установки на которой проводились испытания отсека камеры сгорания, а так же режимы при которых эти испытания проводились. Получены результаты на отсеке с обтекателем и без него. Проведен анализ, по результатам которого сделаны выводы о необходимости применения обтекателя фронтального устройства в полноразмерной камере сгорания [1-4].

**Ключевые слова:** камера сгорания, газотурбинный двигатель, обтекатель фронтального устройства.

## Введение

В процессе доводки камер сгорания по отдельным параметрам целесообразно вводить в конструкцию изменения, тем самым влиять на процессы, происходящие в ней. Для снижения сопротивления жаровой трубы часто прибегают к установке перфорированного обтекателя, который снижает лобовой удар и распределяет воздух в наружную и внутреннюю полость между корпусом и жаровой трубой, обеспечивая минимальные потери давления. Для снижения затрат на проведение доводочных работ по обеспечению параметров кольцевой камеры сгорания, целесообразно использовать отсеки. Отсек представляет собой сектор 1/14 часть полноразмерной кольцевой камеры сгорания, состоящий из наружного и внутреннего корпусов, жаровой трубы с фронтальным устройством в который устанавливаются форсунки. Жаровая труба ограничена с обеих сторон боковыми охлаждаемыми стенками [5].



Рис.1. Отсек камеры сгорания установленный на стенде

Отсеки камеры сгорания исследуются на стенде (рис.2.), который оборудован необходимыми системами измерения параметров и их регистрации [6]. В составе стенда в качестве нагнетателя воздуха используется газотурбинный двигатель, который позволяет подвести сжатый воздух к испытываемому отсеку камеры сгорания 3. Воздух отбирается от компрессора высокого давления, затем поступает по трубопроводу в центральную магистраль 1. Расход воздуха измеряется расходомерным устройством. Стенд оснащен измерительным участком 2 с регистрацией показаний датчика давления 4,5, температура воздуха контролируется термопарой группы хромель-алюмель 6.

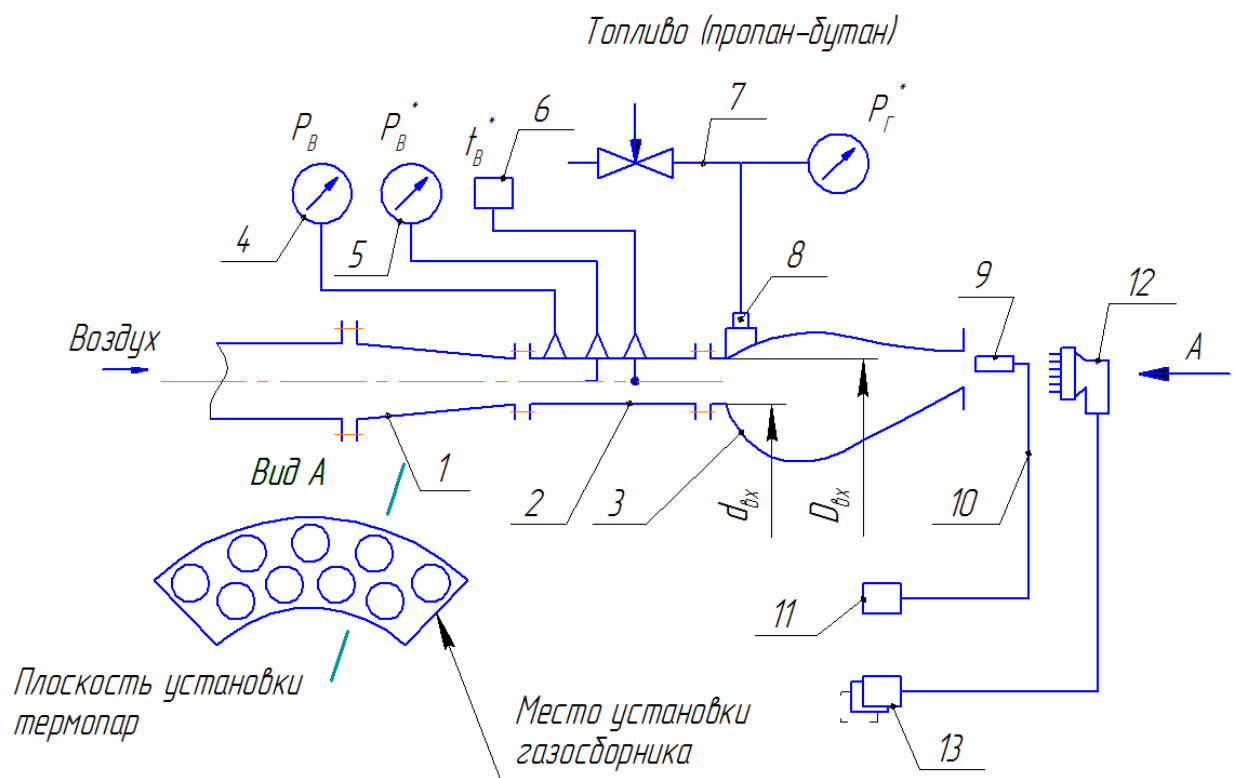


Рис.2. Стенд для исследования отсеков камеры сгорания

Топливо (природный газ) подаётся по топливной системе 7 к топливному коллектору 8 отсека камеры сгорания, а затем попадает во фронтное устройство,

где распределяется по форсункам [7].

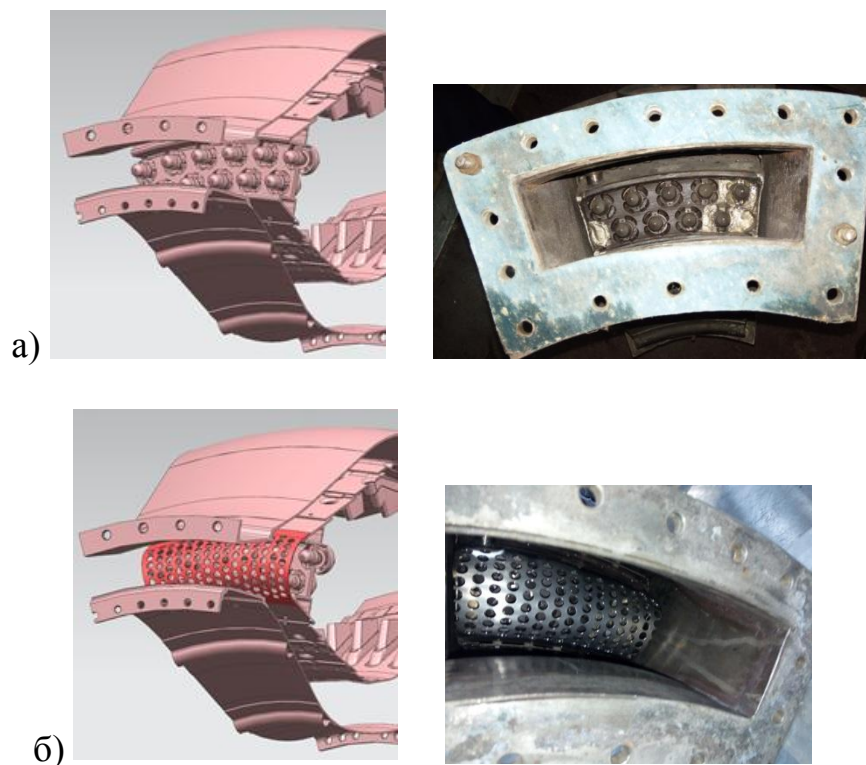


Рис.3 Отсек камеры сгорания

В ходе работы исследовались два варианта конструкции отсека камеры сгорания (Рис.3). Первый вариант базовый (Рис.3а), соответствующий сектору серийной камеры сгорания НК-16-18СТ, второй вариант с перфорированным обтекателем фронтального устройства (Рис.3б). Обтекатель представляет собой лист согнутый радиусом  $R=38\text{мм}$  с нанесенными в шахматном порядке отверстиями диаметром 8мм (рис.4).

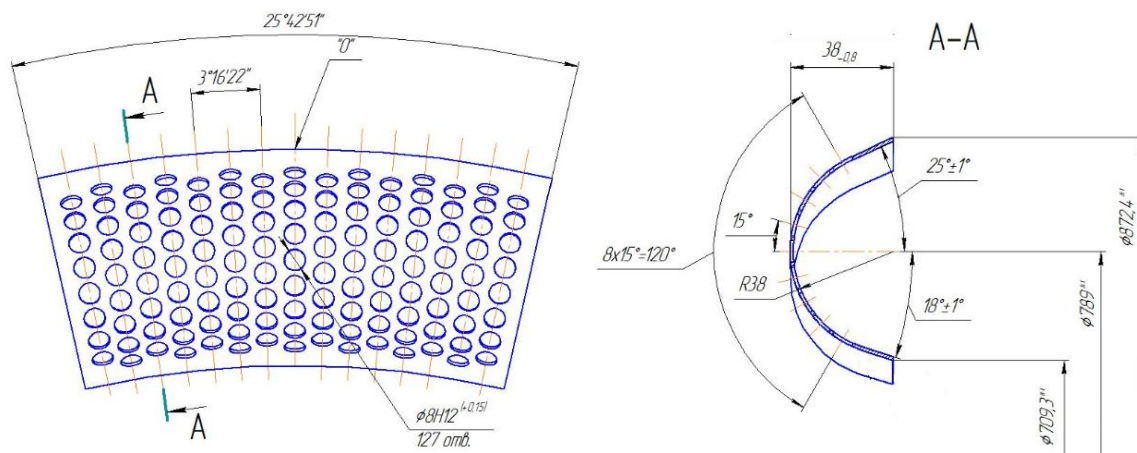


Рис.4. Схема перфорированного обтекателя фронтного устройства

Испытание отсека камеры сгорания на представленном выше стенде проводится в два этапа [9-11].

Первый этап: определение газодинамических характеристик отсека камеры сгорания, которые включают в себя определение потерь полного давления в отсеке, и перепада давления на стенках жаровой трубы. Для этого на выходе из отсека устанавливается гребёнка полного давления, а в наружном и внутреннем пространствах между корпусом и жаровой трубой устанавливаются три равнорасположенных приемника полного давления. По результатам измерений на каждом режиме потери полного давления рассчитываются по формуле:

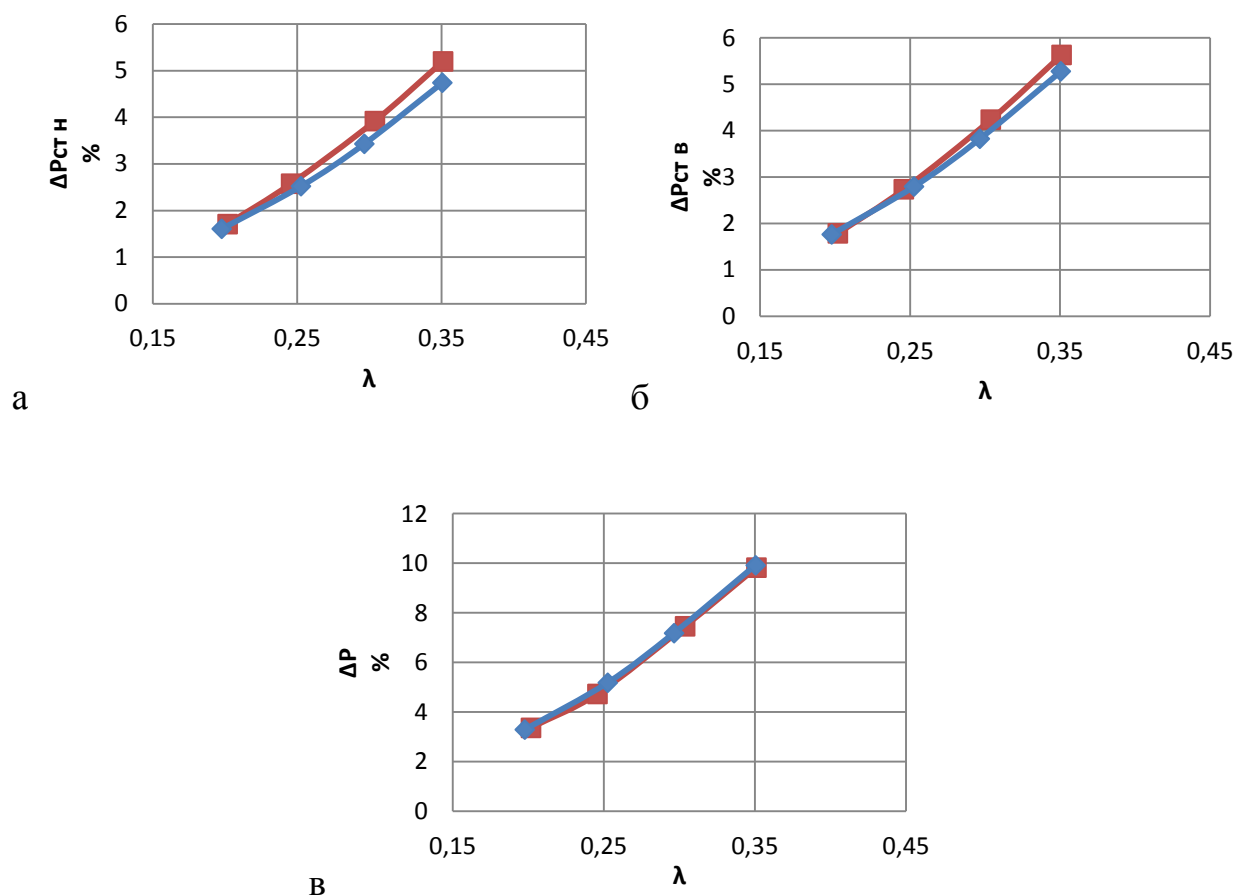
$$\bar{\Delta p} = \frac{\Delta p^*}{P_{2abc}^*} = \frac{P_{2cp}^* - P_{4cp}^*}{P_{2cp}^* + P_n}, \quad (1)$$

перепад давления на стенках жаровой трубы:

$$\Delta p_{cp} = \frac{P_{2cp}^* - P_{4cp}^*}{P_{2cp}^* + P_n}, \quad (2)$$

где  $P_{ст.ср}^*$ ,  $P_{2ср}^*$ ,  $P_{4ср}^*$  - среднеарифметические значения давлений,  $p_n$  - атмосферное давление в условиях продувок [12-15]

По результатам обработки измерений построены графики зависимостей  $\bar{\Delta p} = f(\lambda)$  и  $\bar{\Delta p}_{ст} = f(\lambda)$  (Рис.5), где  $\lambda$  – значение приведённой скорости воздуха на входе в камеру сгорания.



◆ -отсек с перфорированным обтекателем фронтального устройства  
 ■ - отсек базовый

Рис.5. Потери полного давления в камере сгорания и перепад на стенках жаровой трубы

Из графиков (рис.5) видно, что суммарные потери в отсеке с обтекателем и без него не изменились. Потери на стенках в отсеке с обтекателем незначительно

выросли, что связано с перераспределением давления из за плавного разделения потока воздуха в наружную и внутреннюю полости между корпусом и жаровой трубой. Так же можно предположить, что перфорированный обтекатель, снижает лобовой удар, возникающий в процессе движения воздуха из компрессора [16-18].

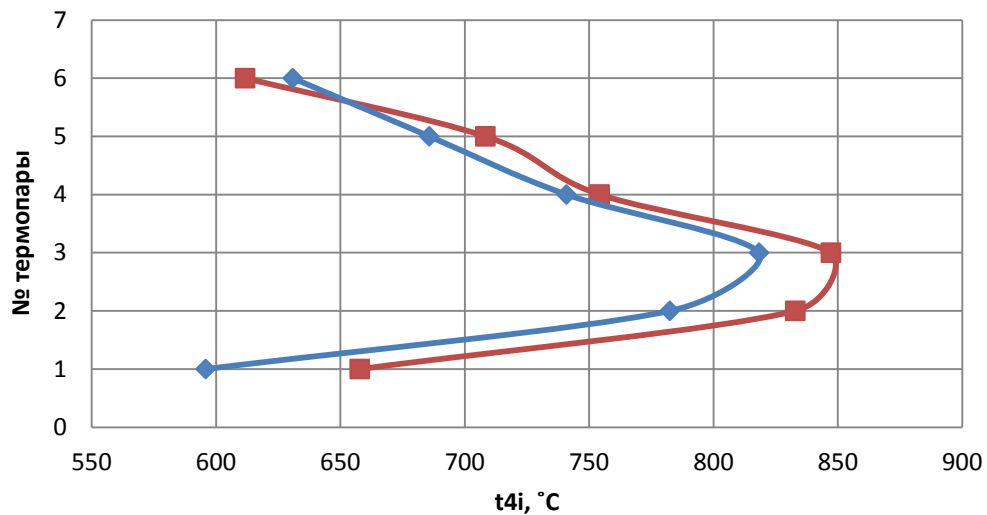
На втором этапе, при проведении «горячих» испытаний, регистрировалась температура и формировалось температурное поле на выходе из отсека. Для этого на выходном сечении отсека была установлена неподвижная гребенка термопар 12. Измерения температуры проводились шестью термопарами. Регистрация и обработка измерений производилась с применением ЭВМ. Для определения токсичных веществ CO и NO<sub>x</sub> в продуктах сгорания использовался «одноточечный» газоотборный зонд 9, который размещался на выходе из отсека [19]. Транспортировка пробы продуктов сгорания от зонда до анализирующего оборудования осуществляется по герметичной магистрали за счёт скоростного напора газового потока на выходе из камеры и насоса, встроенного в газоанализатор 11 testo 350 (рис.2).

Режимные параметры испытаний отсеков занесены в таблицу 1.

Таблица 1. Режимные параметры испытаний отсеков КС

$t, ^\circ\text{C}$	$C_2 \text{ м/с}$	$\lambda$	$P$	$\alpha$
Температура на входе в отсек	Скорость на входе в отсек	Приведенная скорость на входе в отсек	Мпа Давление на входе в отсек	Коэффициент избытка воздуха на входе в отсек
210	115	0,28	1,58	5

Из графика (рис.6) видно, что в отсеке с обтекателем на фронтальном устройстве, температурное ядро потока имеет меньший уровень, чем в отсеке без обтекателя. Это позволяет считать, что постановка обтекателя приводит к перераспределению воздуха таким образом, что его расход через отверстия в жаровой части возрастает и приводит к снижению температуры в ядре потока. Уменьшение температуры в зоне горения закономерно повлияло на снижение оксидов азота NOx с 24ppm до 22 ppm (Таблица 2).



◆ -отсек с перфорированным обтекателем фронтального устройства

■- отсек базовый

Рис. 6. Радиальное распределение температур на выходе из отсека камеры сгорания

В соответствии с полученными данными по составу продуктов сгорания, произведен расчет полноты сгорания [20]:

$$\eta_s = 1 - (0,20175 \cdot EI_{CO} + EI_{CH}) \cdot 10^{-3} \quad (3)$$



Таблица 2. Состав продуктов сгорания

№№	Отсек КС НК-16-18СТ	
	1	2
	без обтекателя	с обтекателем
O <sub>2</sub> , %	15,77	15,54
CO, ppm	523	532
NO <sub>x</sub> , ppm	24	22
NO <sub>2</sub> , ppm	8,1	5,5
C <sub>x</sub> H <sub>x</sub> , ppm	270	280
NO, ppm	16	17
EI <sub>CO</sub>	42,81	43,5
EI <sub>CH</sub>	12,64	13,1
η	0,978	0,978

Из таблицы видно, что постановка обтекателя не повлияла на изменение полноты сгорания топлива, при этом концентрация оксидов углерода выросла с 523 до 532 ppm.

### Выводы

Постановка перфорированного обтекателя фронтального устройства показала свою эффективность в плане снижения температуры в ядре потока на выходе из отсека.

Перфорированный обтекатель не ухудшил гидравлических потерь в камере сгорания.

Для подтверждения эффективности применения обтекателя фронтального устройства в натуральных условиях, необходимо проведение исследований полноразмерной камеры сгорания в составе двигателя.

## Библиографический список

1. Schlüter J., Schönfeld T., Poinso T., Krebs W., Hoffmann S. Characterization of confined swirl flows using large eddy simulations // ASME Turbo Expo 2001: Power for Land, Sea, and Air (New Orleans, Louisiana, USA, June 4-7, 2001), 2001, vol. 2, pp. V002T02A027, doi: 10.1115/2001-GT-0060
2. Harrison W.E., Zabarnick S. The OSD Assured Fuels Initiative— Military Fuels Produced from Coal // DoE Clean Coal Conference, Clearwater, FL, June 2007.
3. Lieuwen T., McDonell V., Petersen E., Santavicca D. Fuel Flexibility Influences on Premixed Combustor Blowout, Flashback, Autoignition, and Stability // ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, vol. 130 (1), pp. 011506.
4. Moses C., Roets P. Properties, Characteristics and Combustion Performance of Sasol Fully Synthetic Jet Fuel // ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, vol. 131, no. 4, 041502-041502-17.
5. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Результаты испытаний закоксованных форсунок камер сгорания семейства НК промывкой смесью керосина с техническим моющим средством // Труды МАИ. 2018. № 99. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=91839>
6. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Испытательные стенды для исследования процессов и доводки низкоэмиссионных камер сгорания ГТД // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2013. № 3. С. 131 - 138.

7. Маркушин А.Н., Меркушин В.К., Бышин В.М. Бакланов А.В. Организация низкоэмиссионного горения в кольцевой камере сгорания ГТД // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2009. № 3. С. 50 - 53.
8. Lieuwen T.C. and Yang V. Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, VA, 2005, vol. 210, 657 p.
9. Kieseewetter F., Konle M. and Sattelmayer T. Analysis of Combustion Induced Vortex Breakdown Driven Flashback in a Premix Burner with Cylindrical Mixing Zone // ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, vol. 129, pp. 929 – 936.
10. Данильченко В.П., Лукачев С.В., Ковылов Ю.Л. и др. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. - 620 с.
11. Lefebvre A.H., Ballal D.R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions, CRC Press, 2010, 537 p.
12. Метечко Л.Б., Тихонов А.И., Сорокин А.Е., Новиков С.В. Влияние экологических нормативов на развитие авиационного двигателестроения // Труды МАИ. 2016. № 85. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=67495>
13. Gupta A.K., Lilley D.G., Syred N. Swirl Flows. Energy and engineering science series, Abacus Press, 1984, 475 p.
14. Ланский А.М., Лукачев С.В., Коломзаров О.В. Тенденции изменения геометрических размеров и интегральных параметров камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 47 - 57.

15. Durbin M.D., Vangsness M.D., Ballal D.R, Katta V.R. Study of Flame Stability in a Step Swirl Combustor // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1996, vol. 118, no. 2, pp. 308 - 315.
16. Gokulakrishnan P., Fuller C.C., Klassen M.S., Joklik R.G., Kochar Y.N., Vaden S.N., Seitzman J.M. Experiments and modeling of propane combustion with vitiation // *Combustion and Flame*, 2014, vol. 161, no. 8, pp. 2038 - 2053.
17. Lefebvre A.H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1984, vol. 107, pp. 24 - 37, doi:10.1115/1.3239693.
18. Taylor S.C. *Burning Velocity and the Influence of Flame Stretch*, University of Leeds, 1991, 332 p.
19. Yi T., Gutmark E.J. Real-time prediction of incipient lean blowout in gas turbine combustors // *AIAA Journal*, 2007, vol. 45, no. 7, pp. 1734 - 1739.
20. Канило П.М. Энергетические и экологические характеристики ГТД при использовании углеводородных топлив и водорода. – Киев: Наукова думка, 1987. – 224 с.