

Газодинамический расчет экспериментальной установки для испытания отсека камеры сгорания ГТД

Бакланов А.В.^{1*}, Краснов Д.С.^{2}, Гараев А.И.^{2***}**

¹*Казанское моторостроительное производственное объединение,
ул. Дементьева, 1, Казань, 420036, Россия*

²*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.
Туполева–КАИ, КНИТУ-КАИ,
ул. К. Маркса, 10. Казань, 420111, Россия*

**e-mail: andreybaklanov@bk.ru*

***e-mail: dima-krasnov-09@mail.ru*

****e-mail: almazsdf@mail.ru*

Статья поступила 07.05.2020

Аннотация

Несмотря на многообразие существующих подходов и наличие программ газодинамического моделирования, таких как Ansys-Fluent, Ansys-CFX, FlowVision и т.д., на сегодняшний день не выработана универсальная методика, позволяющая учитывать совокупность сложных химических и газодинамических процессов при их моделировании в камерах сгорания газотурбинных установок (ГТУ) [1]. К тому же отработка моделей в этих программах всегда сопровождается сравнением полученных данных с результатами реального эксперимента [2,3]. Поэтому эксперимент является неотъемлемым процессом при создании и доводке камер сгорания газотурбинных двигателей (ГТД). Эксперименты проводятся на стендовом оборудовании, которое позволяет определить параметры в камерах сгорания и их элементах. Возможность рассчитать элементы стендового оборудования для

испытаний камер сгорания, при их проектировании, имея исходные геометрические и газодинамические параметры, является важной составляющей при проектировании такого стендового оборудования [4].

Ключевые слова: камера сгорания; газотурбинный двигатель, форсунка, отсек камеры сгорания, экспериментальная установка.

При проектировании стендов для осуществления испытаний отсеков камеры сгорания необходимо проведение газодинамического расчета для определения ряда параметров, таких как:

1. Расход топливного газа и воздуха.
2. Скорость воздуха на входе в отсек.
3. Время работы экспериментальной установки при использовании ограниченного количества баллонов сжиженного газа.
4. Диапазон измерения расхода газа и давления на мерном участке газовой линии экспериментальной установки для выбора соответствующих измерительных устройств [5].



Рис.1 Отсек камеры сгорания

Отсек камеры сгорания (рис.1) представляет собой 1/14 часть полноразмерной кольцевой камеры сгорания и состоит из наружного и внутреннего корпусов, жаровой трубы с фронтальным устройством, в котором устанавливаются форсунки. Жаровая труба с обеих сторон ограничена боковыми охлаждаемыми стенками. В отсеке устанавливается девять форсунок.

Для исследования отсеков камеры сгорания разрабатывалась экспериментальная установка, оборудованная необходимыми системами измерения и регистрации параметров. В состав экспериментальной установки (рис. 2.) входит нагнетатель воздуха (воздуходувка) для подвода сжатого воздуха к испытываемому отсеку 3 камеры сгорания. Воздух из нагнетателя поступает по трубопроводу в центральную магистраль 1. Расход воздуха измеряется расходомерным устройством. Стенд содержит измерительный участок 2 с датчиками 4 и 5 регистрации давления и хромель-алюмелевой термопарой 6 для измерения температуры воздуха. Топливо по системе 7 подаётся к коллектору 8 отсека, а затем во фронтальное устройство и

форсунки [6,7].

Во время проведения «горячих» испытаний, необходимо определение температурного поля на выходе из отсека. Для этого в выходном сечении предусмотрена установка неподвижной гребенки, состоящей из шести термопар 12. Для отбора продуктов сгорания используется «одноточечный» газоотборный зонд 9, который размещали на выходе из отсека. Пробы продуктов сгорания от зонда до анализирующего оборудования транспортировали по герметичной магистрали 10 за счёт скоростного напора газового потока на выходе из отсека и насоса, встроенного в газоанализатор testo 350. Газоанализатор 11 определяет компонентный состав (CO , NO_x и CH) продуктов сгорания после чего, по полученным данным и рассчитывается полнота сгорания [8].

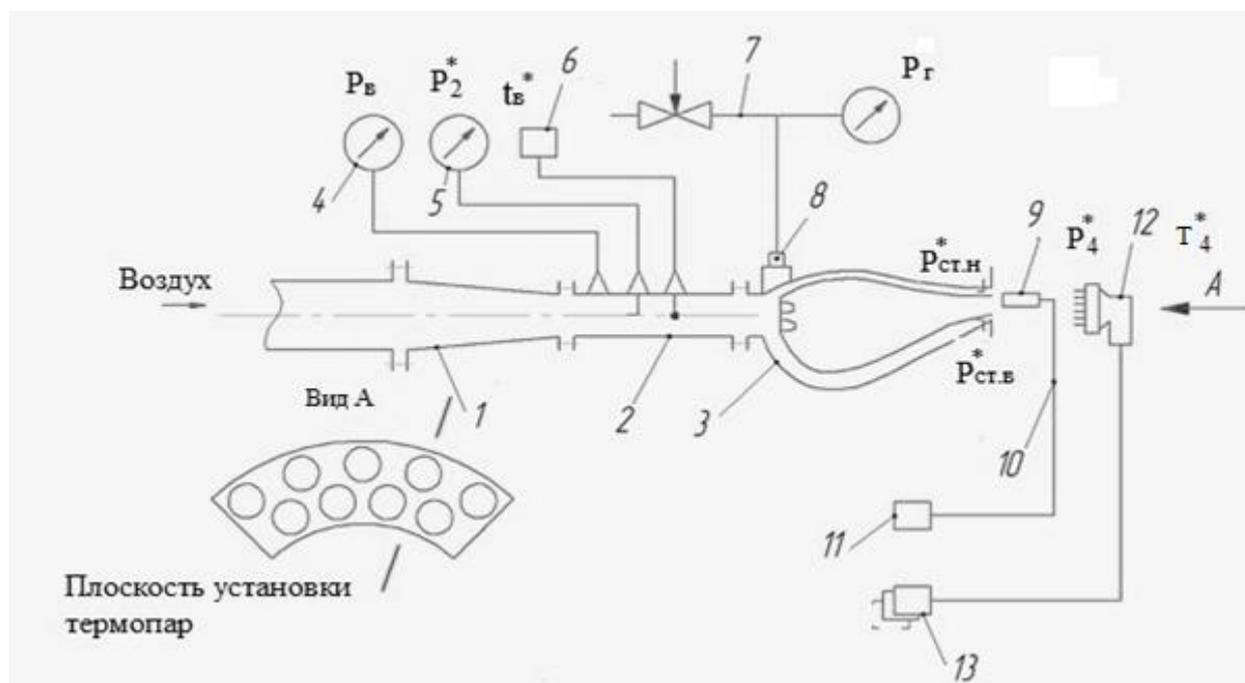


Рис.2 Схема экспериментальной установки

Примем, что для работы девятигорелочного отсека используется воздух, поступающий от нагнетателя с расходом до 4 кг/с, давлением не менее 0,29 МПа, температурой до 200 °С, а в качестве топлива используется сжиженный газ пропан-бутан от 50-литровых баллонов.

Плотность сжиженного пропана при температуре $t=20^{\circ}\text{C}$ составляет $\rho_{\Gamma}^* = 502,8$ кг/м³, $Hu = 46,8$ МДж/кг – низшая теплотворная способность, давление на линии насыщения 0,85 МПа.

Количество сжиженного пропана в баллоне:

$$G_{\text{бал}} = \rho_{\Gamma}^* \cdot V = 502,8 \cdot 0,05 = 25,14 \text{ кг}$$

Зная геометрические параметры на входе и выходе из отсека определяются

Площадь сечения на входе в отсек:

$$F_{\text{ВХ}} = \frac{\pi}{4} (D_{\text{ВХ}}^2 - d_{\text{ВХ}}^2) \frac{25^{\circ}43'}{360^{\circ}} = \frac{\pi}{4} (0,836^2 - 0,718^2) \frac{25,7^{\circ}}{360^{\circ}} = 0,01 \text{ м}^2$$

Площадь сечения на выходе из отсека:

$$F_{\text{ВЫХ}} = \frac{\pi}{4} (D_{\text{ВЫХ}}^2 - d_{\text{ВЫХ}}^2) \frac{25,7^{\circ}}{360^{\circ}} = \frac{\pi}{4} (1,039^2 - 0,829^2) \frac{25,7^{\circ}}{360^{\circ}} = 0,022 \text{ м}^2$$

Площадь сопла форсунки диаметром 3 мм:

$$F_{\phi} = \frac{\pi \cdot d_{\phi}^2}{4} = 7 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$$

Расчет режимов работы установки проведен из условия обеспечения температуры на выходе из отсека камеры сгорания, равной температуре T^*_4 двигателя на котором устанавливается камера сгорания. Для выбора основного

режима испытаний использовано условие равенства скоростей воздуха на входе в отсек и на входе в камеру сгорания двигателя [9].

Согласно математической модели двигателя на режиме, соответствующему номинальной мощности, газодинамические параметры принимают следующие значения [10,11]:

$G_{2вд} = 100$ кг/с – расход воздуха на входе в камеру сгорания,

$P_{2вд}^* = 0,9$ – МПа; давление воздуха на входе в камеру сгорания,

$T_{2вд}^* = 600$ К – температура воздуха на входе в камеру сгорания,

$G_T = 1,18$ кг/с – расход топлива,

$T_4^* = 1110$ К – температура газов на выходе из камеры сгорания,

$\eta = 0,99$ – полнота сгорания,

$\sigma_{к.сг} = 0,945$ – коэффициент восстановления давления.

Параметры воздуха, принятые для расчета режимов работы отсека:

$T_{вх}^* = 450$ К – температура воздуха на входе в отсек

G_v изменяется от 0,5 до 3,0 кг/с.

Расчет изменения параметров воздуха и топливного газа при работе экспериментальной установки с заданным значением температуры газов на выходе из отсека камеры сгорания [12-16].

Для обеспечения температуры на выходе из отсека камеры сгорания $T_{вых}^*$, равной температуре T_4^* , расход топлива должен соотноситься с расходом воздуха следующим образом:

$$\frac{G_{\Gamma}}{G_{\text{В}}} = \frac{C_{P_{\text{ВЫХ}}} \cdot T_{\text{ВЫХ}}^* - C_{4_{\text{ВХ}}} \cdot T_{\text{ВХ}}^*}{Hu \cdot \eta - C_{P_{\text{ВЫХ}}} \cdot T_{\text{ВЫХ}}^*} = 0,016$$

где C_p -теплоемкость.

Коэффициент избытка воздуха при работе отсека на пропане:

$$\alpha = \frac{G_{\text{В}}}{G_{\Gamma} \cdot L_0} = \frac{1}{0,016 \cdot 15,6} = 3,92$$

Расчет параметров горячего газа на выходе из отсека, параметров воздуха на входе в отсек и параметров топливного газа проведен в представленной ниже последовательности:

$$G_{\Gamma} = G_{\text{В}} \cdot \frac{G_{\Gamma}}{G_{\text{В}}} = 2 \cdot 0,016 = 0,0327 \text{ кг/с.}$$

$$y(\lambda_{\text{ВЫХ}}) = \frac{(G_{\text{В}} + G_{\Gamma}) \cdot \sqrt{T_{\text{ВЫХ}}^*}}{m_{\text{кр}} \cdot P_{\text{Н}} \cdot F_{\text{ВЫХ}}} = \frac{(G_{\text{В}} + G_{\Gamma}) \cdot \sqrt{1110}}{0,0404 \cdot 101325 \cdot 0,022} = 0,7522,$$

$$P_{\text{ВЫХ}}^* = \frac{P_{\text{Н}}}{\pi(\lambda_{\text{ВЫХ}})} = 0,114 \text{ МПа.}$$

где $m_{\text{кр}}$ – коэффициент, характеризующий род газа (для воздуха – 0,0404, для продуктов сгорания – 0,0396)

Параметры воздуха на входе в отсек определяются из условия сохранения коэффициента гидравлического сопротивления камеры сгорания для рабочих режимов двигателя и экспериментальной установки [17,18].

Предварительно определяются параметры воздуха перед камерой сгорания:

Площадь на входе в камеру сгорания:

$$F_{2_{\text{вд}}} = \frac{\pi}{4}(D^2 - d^2) = \frac{\pi}{4}(0,836^2 - 0,718^2) = 0,144 \text{ м}^2,$$

Газодинамическая функция, характеризующая плотность потока

$$q(\lambda_{2\text{вд}}) = \frac{G_{2\text{вд}} \cdot \sqrt{T_{2\text{вд}}^*}}{m_{\text{кр}} \cdot P_{2\text{вд}}^* \cdot F_{2\text{вд}}} = \frac{100 \cdot \sqrt{600}}{0,0404 \cdot 900000 \cdot 0,144} = 0,0468,$$

По таблицам газодинамических функций определяем приведенную скорость:

$$\lambda_{2\text{вд}} = 0,3087.$$

Статическое давление на входе в камеру сгорания:

$$P_{2\text{вд}} = P_{2\text{вд}}^* \cdot \pi(\lambda_{2\text{вд}}) = 0,852 \text{ МПа},$$

$$\pi(\lambda_{2\text{вд}}) = 0,947,$$

Плотность потока воздуха на входе в камеру сгорания:

$$\rho_{2\text{вд}} = \frac{P_{2\text{вд}}}{R \cdot T_{2\text{вд}}} = \frac{0,852}{287 \cdot 600} = 4,95 \text{ кг/м}^3,$$

Скорость потока воздуха:

$$V_{2\text{вд}} = 18,3 \cdot \lambda_{2\text{вд}} \cdot \sqrt{T_{2\text{вд}}^*} = 18,3 \cdot 0,3087 \cdot \sqrt{600} = 138 \text{ м/с}$$

Скоростной напор:

$$\frac{\rho_{2\text{вд}} \cdot V_{2\text{вд}}^2}{2} = \frac{4,95 \cdot 138^2}{2} = 47372 \text{ Па}.$$

Потери давления в камере сгорания двигателя:

$$\Delta P_{\text{к.сг.}}^* = P_{2\text{вд}}^* \cdot (1 - \sigma_{\text{к.сг.}}) = 49500 \text{ Па}.$$

Коэффициент гидравлического сопротивления камеры сгорания:

$$\xi = \frac{\Delta P_{\text{к.сг.}}^*}{\frac{\rho \cdot v^2}{2}} = \frac{49500}{47372} = 1,04$$

Значения полного давления на входе в отсек камеры сгорания $P_{\text{вх}}^*$ задаются в зависимости от вычисленных значений $P_{\text{вых}}^*$ с последующей проверкой [19].

Параметры воздуха на входе в отсек [20] определяются в следующей последовательности:

$$q(\lambda_{\text{вх}}) = \frac{G_{\text{в}} \cdot \sqrt{T_{\text{вх}}^*}}{m_{\text{кр}} \cdot P_{\text{вх}}^* \cdot F_{\text{вх}}} = \frac{G_{\text{в}}}{P_{\text{вх}}^*} \cdot \frac{\sqrt{450}}{0,0404 \cdot 0,01028} = 0,725$$

$$P_{\text{вх}} = P_{\text{вх}}^* \cdot \pi(\lambda_{\text{вх}}) = 0,121 \text{ МПа},$$

$$V_{\text{вх}} = 18,3 \cdot \lambda_{\text{вх}} \cdot \sqrt{T_{\text{вх}}^*} = 200 \text{ м/с},$$

$$\frac{\rho_{\text{вх}} \cdot V_{\text{вх}}^2}{2} = \frac{G_{\text{в}}^2 \cdot T_{\text{вх}}^* \cdot R}{P_{\text{вх}}^* \cdot F_{\text{вх}}^2 \cdot 2} = 20220 \text{ Па}.$$

Потери давления воздуха на отсеке:

$$\Delta P_{\text{отс}}^* = \xi \cdot \frac{\rho_{\text{вх}} \cdot v_{\text{вх}}^2}{2} = 21128 \text{ Па},$$

$$P_{\text{вых}}^* = P_{\text{вх}}^* - \Delta P_{\text{отс}}^* = 0,119 \text{ МПа}.$$

Параметры топливного газа на выходе из форсунки:

$$y(\lambda_{\text{ф}}) = \frac{G_{\text{г}} \cdot \sqrt{T_{\text{г}}^*}}{m_{\text{кр}} \cdot P_{\text{отс}} \cdot 9 \cdot F_{\text{ф}} \cdot \mu_{\text{ф}}} = 2,36$$

где $T_{\text{г}}^* = 303 \text{ К}$, $P_{\text{отс}} = P_{\text{вых}}^*$, $\mu_{\text{ф}} = 0,8$.

Из уравнения:

$$y(\lambda_{\text{ф}}) = \left(\frac{\kappa + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \cdot \frac{\lambda_{\text{ф}}}{1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \cdot \lambda_{\text{ф}}^2}$$

Определяется

$$\lambda_{\text{ф}} = \frac{-1,577 + \sqrt{2,4868 + y(\lambda_{\text{ф}})^2}}{2 \cdot 0,166 \cdot y(\lambda_{\text{ф}})} = 1,16,$$

$$\pi(\lambda_{\Phi}) = \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda_{\Phi}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = 0,426,$$

$$P_{\Phi}^* = \frac{P_{\text{отс}}}{\pi(\lambda_{\Phi})} = 0,28 \text{ МПа.}$$

Количество сжиженного пропана в баллоне:

$$G_{\text{бал}} = \rho_{\Gamma}^* \cdot V = 502,8 \cdot 0,05 = 25,14 \text{ кг.}$$

Время работы установки на режиме при использовании одного баллона газа составляет:

$$\tau = \frac{G_{\text{бал}}}{G_{\Gamma}} = \frac{25,14}{0,0327} = 12,83 \text{ мин.}$$

В соответствии с представленной выше методикой, произведен расчет изменения газодинамических параметров на входе и выходе из отсека в составе установки при изменении расхода воздуха на входе.

Таблица 1. Изменение газодинамических параметров при $T_{\text{ВЫХ}}^* = 1110\text{К}$

Параметр	1	2	3	4	5	6
$G_{\text{В}}, \text{ кг/с}$	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0
$G_{\Gamma}, \text{ кг/с}$	0,008	0,016	0,024	0,033	0,041	0,049
$\gamma(\lambda_{\text{ВЫХ}})$	0,188	0,376	0,564	0,752	0,940	1,128
$\lambda_{\text{ВЫХ}}$	0,118	0,236	0,350	0,460	0,564	0,663
$\pi(\lambda_{\text{ВЫХ}})$	0,992	0,969	0,932	0,885	0,830	0,772
$P_{\text{ВЫХ}}^*, \text{ МПа}$	0,102	0,104	0,108	0,114	0,122	0,131
$P_{\text{ВХ}}^*, \text{ МПа}$	0,103	0,112	0,124	0,141	0,151	0,160
$q(\lambda_{\text{ВХ}})$	0,248	0,456	0,615	0,725	0,847	0,956
$\lambda_{\text{ВХ}}$	0,158	0,300	0,420	0,514	0,641	0,806
$\pi(\lambda_{\text{ВХ}})$	0,986	0,949	0,903	0,857	0,785	0,678

$P_{\text{вх}}, \text{МПа}$	0,101	0,106	0,112	0,121	0,118	0,108
$\frac{\rho V_{\text{вх}}^2}{2}, \text{Па}$	1503	5744	12220	20220	32274	50593
$\Delta P_{\text{отс}}, \text{Па}$	1570	6002	12769	21128	33724	52866
$V_{\text{вх}}, \text{м/с}$	62	116	163	200	249	313
$\gamma(\lambda_{\text{ф}})$	0,695	1,331	1,893	2,355	3,02	3,938
$\lambda_{\text{ф}}$	0,427	0,762	1,001	1,16	1,342	1,528
$\pi(\lambda_{\text{ф}})$	0,899	0,707	0,539	0,426	0,306	0,198
$P_{\text{ф}}^*, \text{МПа}$	0,113	0,149	,0207	0,281	0,383	0,543
$\tau, \text{мин}$	51,3	25,6	17,1	12,8	10,3	8,6

Полученные данные занесены в таблицу 1, что позволяет отследить изменение параметров установки в интересующем диапазоне и сформировать газодинамический расчет экспериментальной установки для испытания отсеков камеры сгорания ГТД.

Выводы

1. При работе отсека камеры сгорания на пропане температура горячих газов, равная температуре $T^*_4=1110 \text{ К}$, соответствующая номинальному режиму работы рассмотренного двигателя, обеспечивается при коэффициенте избытка воздуха $\alpha=3,92$. Данному значению α соответствует отношение расходов топливного газа и воздуха $G_{\text{т}}/G_{\text{в}}=0,016$.
2. Для получения скорости воздуха на входе в отсек, равной скорости воздуха на входе в камеру сгорания рассмотренного двигателя ($V=125 \text{ м/с}$ при $Ne=18 \text{ МВт}$), значения расхода воздуха должно составлять $G_{\text{в}}=1,08 \text{ кг/с}$.

3. Время работы экспериментальной установки на рассмотренном режиме при использовании одного 50-литрового баллона сжиженного газа составляет $\tau=18,83$ мин.

4. Мерный участок газовой линии экспериментальной установки должен быть оборудован приборами для измерения расхода газа до 0,05 кг/с и давления до 0,543 МПа.

Библиографический список

1. 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>
2. 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](https://doi.org/10.1115/1.3239693)
3. Lefebvre A.H., Ballal D.R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions, CRC Press, 2010, 537 p.
4. 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. DOI: [10.1016/j.combustflame.2014.01.024](https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2014.01.024)
5. 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.

6. Baklanov A.V., Neumoin S.P. A technique of gaseous fuel and air mixture quality identification behind the swirl burner of gas turbine engine combustion chamber // Russian Aeronautics, 2017, no. 60, pp. 90 – 96. DOI: [10.3103/S1068799817010135](https://doi.org/10.3103/S1068799817010135)

7. Schlüter J., Schönfeld T., Poinot 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](https://doi.org/10.1115/2001-GT-0060)

8. Harrison W., Zabarnick S. The OSD Assured Fuels Initiative–Military Fuels Produced from Coal // DoE Clean Coal Conference, Clearwater, FL, June 2007.

9. Lieuwen T., McDonnell 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. DOI: [10.1115/1.2771243](https://doi.org/10.1115/1.2771243)

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. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В. и др. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей. – Самара: СНЦ РАН, 2002. – 527 с.

12. 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>

13. Мосолов С.В., Сидлеров Д.А., Пономарев А.А. Сравнительный анализ особенностей рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД со струйно-струйными и струйно-центробежными форсунками на основе численного моделирования // Труды МАИ. 2012. № 59. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34989>

14. 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.

15. Kiewewetter 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. DOI: [10.1115/1.2747259](https://doi.org/10.1115/1.2747259)

16. Taylor S.C. Burning Velocity and the Influence of Flame Stretch, University of Leeds, 1991, 332 p.

17. 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. DOI: [10.2514/1.25847](https://doi.org/10.2514/1.25847)

18. Бакланов А.В. Управление процессом сжигания топлива путем изменения конструкции горелки в камере сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 73 - 85.

19. Бакланов А.В., Маркушин А.Н., Цыганов Н.Е. Влияние формы насадка вихревой горелки на смешение в закрученной струе // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2014. № 3. С. 13 - 18.

20. Назырова Р.Р Вариационное исчисление как фундамент исследования течения среды при учете уравнения состояния реальных газов // Труды МАИ. 2017. № 92.

URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77448>

Gas-dynamic computation of experimental installation for gas turbine engine section testing

Baklanov A.V.^{1*}, Krasnov D.S.^{2}, Garaev A.I.^{2***}**

¹*Kazan motor production association, Kazan Motor Production Association,
1, Dementyeva str., Kazan, 420036, Russia*

²*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI,
10, Karl Marks str., Kazan, 420111, Russia*

**e-mail: andreybaklanov@bk.ru*

***e-mail: dima-krasnov-09@mail.ru*

****e-mail: almazsdf@mail.ru*

Abstract

When designing test benches for of the combustion chamber sections testing performing it is necessary to perform gas dynamic calculation to determine parameters and characteristics such as the rate of fuel gas and air, the air velocity at the section inlet, and operational time of the experimental installation when employing a limited number of liquefied gas cylinders. It is necessary as well to know the range of a gas rate measurement and pressure on the measuring area of the gas main of the experimental installation to select appropriate measuring devices

The combustion chamber section represents a 1/14 part of a full sized combustion chamber and consists of an outer casing, inner casing, a flame tube with a frontend device, in which the nozzles are installed. The fire tube is bounded by side cooling walls on both sides. Nine nozzles are being installed in the combustion chamber section.

The test bench includes a source of compressed air and a central main line leading to the section. Gas is being fed to the section collector through the fuel-feeding system and then to the flame tube head, which distributes it among the nozzles.

The following was determined from the computation results:

1. The operation time of the experimental installation when employing one fifty-liters cylinder of the compressed gas.
2. The excess-air factor was revealed, at which the temperature of hot gases in the combustion chamber section, operating on propane, would correspond to the $T_4^* = 1110$ K.
3. The air rate value necessary for obtaining the air velocity at the section inlet, which is equal to the air velocity at the combustion chamber inlet under the engine conditions.
4. A value of the gas rate to equip the gas main with the appropriate flow-metering device.

Keywords: combustion chamber; gas turbine engine, nozzle, combustion chamber section, experimental installation.

References

1. Metechko L.B., Tikhonov A.I., Sorokin A.E., Novikov S.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 85.
URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=67495>
2. 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](https://doi.org/10.1115/1.3239693)

3. Lefebvre A.H., Ballal D.R. *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, CRC Press, 2010, 537 p.
4. 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. DOI: [10.1016/j.combustflame.2014.01.024](https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2014.01.024)
5. Markushin A.N., Baklanov A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2013, no. 3, pp. 131 - 138.
6. Baklanov A.V., Neumoin S.P. A technique of gaseous fuel and air mixture quality identification behind the swirl burner of gas turbine engine combustion chamber, *Russian Aeronautics*, 2017, no. 60, pp. 90 – 96. DOI: [10.3103/S1068799817010135](https://doi.org/10.3103/S1068799817010135)
7. 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](https://doi.org/10.1115/2001-GT-0060)
8. Harrison W., Zabarnick S. The OSD Assured Fuels Initiative—Military Fuels Produced from Coal, *DoE Clean Coal Conference*, Clearwater, FL, June 2007.
9. 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. DOI: [10.1115/1.2771243](https://doi.org/10.1115/1.2771243)

10. Danil'chenko V.P., Lukachev S.V., Kovylov Yu.L. et al. *Proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinykh dvigatelei* (Design of aircraft gas turbine engines), Samara, Izd-vo SNTs RAN, 2008, 620 p.
11. Gritsenko E.A., Danil'chenko V.P., Lukachev S.V. et al. *Nekotorye voprosy proektirovaniya aviatsionnykh gazoturbinykh dvigatelei* (Some issues of aircraft gas turbine engines designing), Samara, SNTs RAN, 2002, 527 p.
12. Markushin A.N., Baklanov A.V. *Trudy MAI*, 2018, no. 99. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=91839>
13. Mosolov S.V., Sidlerov D.A., Ponomarev A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 59. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34989>
14. 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.
15. Kiesewetter 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. DOI: [10.1115/1.2747259](https://doi.org/10.1115/1.2747259)
16. Taylor S.C. *Burning Velocity and the Influence of Flame Stretch*, University of Leeds, 1991, 332 p.
17. 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. DOI: [10.2514/1.25847](https://doi.org/10.2514/1.25847)
18. Baklanov A.V. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 73 - 85.
19. Baklanov A.V., Markushin A.N., Tsyganov N.E. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. A.N. Tupoleva*, 2014, no. 3, pp. 13 - 18.

20. Nazyrova R.R. *Trudy MAI*, 2017, no. 92. URL:

<http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=77448>