

УДК 004.9+621.431.75

## РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ПРОЕКТИРОВОЧНОГО РАСЧЁТА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДЛЯ МИКРОТУРБИННОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ

© 2013 С. Г. Матвеев, В. Ю. Абрашкин, М. Ю. Орлов, А. М. Ланский,  
Н. С. Макаров, С. С. Матвеев, М. Ю. Анисимов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

При использовании компьютерных технологий проектирования камер сгорания ГТД возникают специфические проблемы, пути решения которых рассмотрены в данной работе.

*Камеры сгорания ГТД, системы автоматизированного проектирования, суперкомпьютерные технологии, обеспечение расчётов.*

Растущие темпы развития децентрализованного энергоснабжения обуславливают необходимость разработки новых электрогенерирующих установок мощностью от 15 до 600 кВт. Одним из возможных путей решения этой проблемы является разработка на базе малоразмерных ГТД микротурбинных энергоустановок (МТЭУ) [1] рис. 1 [2, 3].

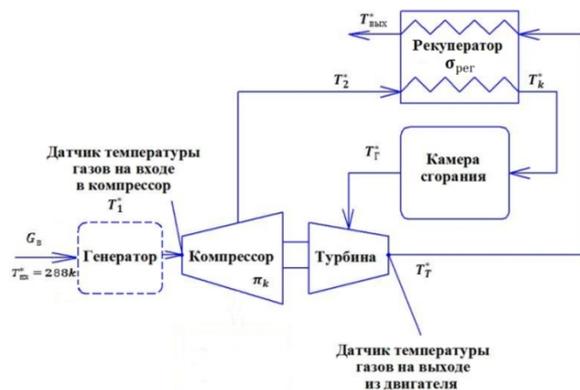


Рис. 1. Типовая конструктивная схема МТЭУ

К характерным конструктивным решениям сформировавшегося облика современных МТЭУ можно отнести [1, 2, 3, 4]: рекуперативный рабочий цикл с умеренными термодинамическими параметрами; малорасходный одновальный турбокомпрессор с одноступенчатым центробежным компрессором и радиально-осевой центростремительной турбиной; малотоксичную камеру сгорания, пла-

стинчатый малогабаритный теплообменник (рекуператор) с высокой степенью регенерации, а также газодинамические подшипники, обеспечивающие частоту вращения ротора от 25000 до 100 000 мин<sup>-1</sup>. При этом основной проблемой создания подобных энергоустановок является организация рабочего процесса в их основных узлах с коэффициентами полезного действия (КПД), близкими к аналогичным величинам для полноразмерных ГТД. Однако с уменьшением размеров аэродинамические характеристики проточных частей компрессора и турбины становятся хуже и КПД этих элементов снижаются [5]. В свою очередь, уменьшение расхода воздуха через камеру сгорания ведёт к падению полноты сгорания в ней, ухудшению пусковых и срывных характеристик, а также эпюры полей температур на входе в турбину [6]. Всё это снижает эффективность как двигателя, так и всей энергоустановки.

При проектировании любых ГТД и малоразмерных, в частности, важен выбор режимных параметров, который в значительной мере определяет конструктивную схему энергетической установки в целом и облик камеры сгорания в частности. В табл. 1 приведен диапазон изменения режимных параметров для МТЭУ мощностью от 15 до 600 кВт при температуре воздуха на входе +15°C и атмосферном давлении 101,3 кПа.

Таблица 1. Диапазон изменения режимных параметров микротурбинных энергоустановок мощностью от 15 до 600 кВт [7]

№ п/п	Параметр	Размерность	Диапазон изменения
1	$G_B$	кг/с	0,31...3,9
2	$P_K$	-	3,5...5
3	$T_2^*$	К	473...520
4	$T_K^*$	К	770...850
5	$T_T^*$	К	800...1220
6	$T_{T^*}$	К	900...920
7	$T_{ВЫХ}^*$	К	540...573
8	$S_{РЕГ}$	%	85...90

Камера сгорания (КС) является одним из основных узлов, определяющим характеристики микротурбинной установки. Она отличается сложностью протекающих в ней физических процессов и большим количеством взаимовлияющих факторов, определяющих её рабочий процесс, поэтому к ней предъявляется целый ряд противоречивых требований. Так, например, от неё может требоваться надежная, устойчивая работа на жидких и газообразных топливах широкого фракционного состава, минимальный уровень потерь полного давления, заданное поле температур на выходе и т.д. Указанные обстоятельства усложняют процесс разработки и доводки микротурбинных энергоустановок и показывают необходимость проведения работ по совершенствованию процесса проектирования КС малоразмерных двигателей.

К особенностям организации рабочего процесса [6] малоразмерных ГТД можно отнести:

- значительно большую относительную толщину пограничного слоя газоздушного потока;

- повышенную неравномерность распределения параметров и веществ по сечениям жаровой трубы;

- существенное влияние масштабного фактора на структуру течения и характеристики струй вторичного воздуха;

- низкие параметры цикла (степень повышения давления в компрессоре  $P_K$  и температура газа на выходе из КС  $T_T^*$ ).

В современных конструкциях МТЭУ, как правило, применяются кольцевые и выносные индивидуальные трубчатые камеры сгорания, схемы которых приведены на рис. 2.

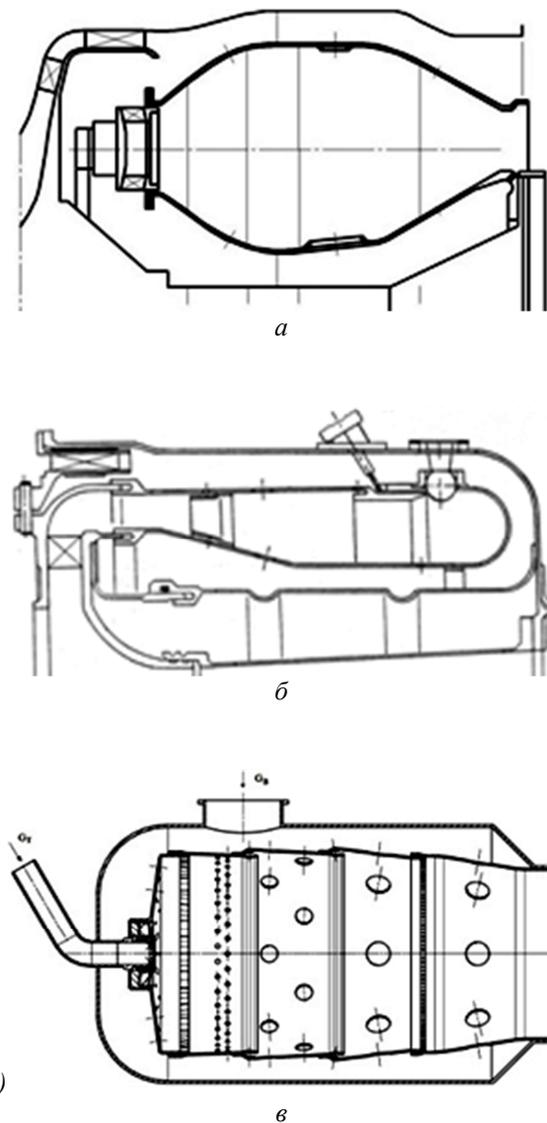


Рис. 2. Схемы камер сгорания, применяемых в МТЭУ:  
 а – прямоточная кольцевая;  
 б – противоточная кольцевая;  
 в – индивидуальная выносная трубчатая

Выбор схемы КС, с учётом её индивидуальных преимуществ и недостатков, зависит от целевого назначения изделия и предъявляемых к нему требований. Так, например, для индивидуальной выносной трубчатой КС легче обеспечить качественное смесеобразование и доводку параметров в стендовых условиях, кольцевые прямоточные КС характеризуются минимальной площадью миделевого сечения и меньшими потерями полного давления, а противоточные позволяют получить минимальную длину ротора турбокомпрессора.

Характерными особенностями камер сгорания современных МТЭУ являются: низкие выбросы токсичных веществ (менее 9 ppm по СО и NOx), многотопливность и повышенный ресурс. Первое мо-

жет быть достигнуто за счёт сжигания предварительно подготовленной топливозвоздушной смеси и невысоких рабочих температур [7], а также применения каталитических камер сгорания [8]. Многотопливность может обеспечиваться универсальными форсунками или возможностью их быстрой замены, а повышенный ресурс – специальными антикоррозийными материалами для элементов КС [9].

Авторами на основе имеющихся материалов по малоразмерным ГТД с учётом статистических данных [6] был выполнен анализ влияния размерности на параметры камер сгорания. Результаты этой работы показаны на рис. 3, с указанием диапазона мощностей, характерного для МТЭУ (от 100 до 600 кВт).

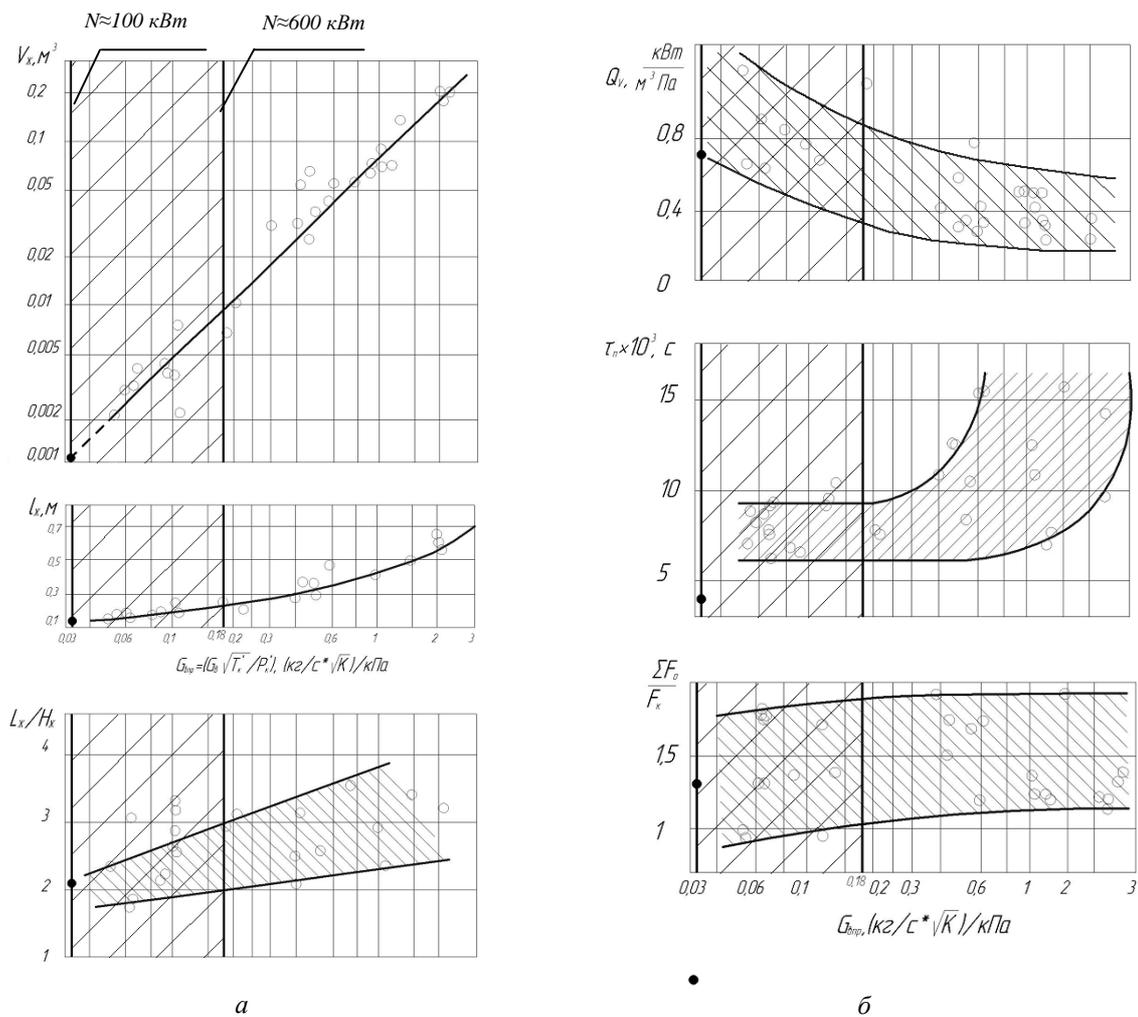


Рис. 3. Влияние размерности двигателя на основные конструктивные и режимные параметры камер сгорания авиационных ГТД



ратора  $a_{СРБВ} \approx 7...12$ ) [6]. Реализовать рабочий процесс на таких режимах с высокой полнотой сгорания топлива и низкими эмиссионными характеристиками оксида углерода СО затруднительно. Поэтому, по аналогии с ТРДД, камера сгорания выполнена двухконтурной (рис. 5) – основной контур КС работает при  $a_K = 4$ , а второй контур служит для получения требуемой  $T_r^* = 1200K$  и формирования заданного поля температур на выходе. В результате проектируемая КС будет отличаться от типовой схемы наличием разделителя воздушного потока между обечайкой ЖТ и стенками корпуса КС.

Методика расчёта основных геометрических параметров КС включает следующие основные этапы:

1. По средней скорости в миделевом сечении жаровой трубы прототипа определяется площадь

$$F_{ж}^{mid}, F_{ж}^{mid} = \frac{G_B}{\rho_K^* W_{cp}} [M^2],$$

$$\text{где } \rho_K^* = \frac{P_K}{R_B T_K^*} [M^2].$$

Диаметр жаровой трубы

$$D_{ж}^{mid} = \sqrt{\frac{4 * F_{ж}^{mid}}{\pi}}.$$

2. По статистическим данным или прототипу из соотношения

$$\frac{L_{жТ}}{D_{ж}^{mid}} = k_1$$

определяем длину жаровой трубы

$$L_{жТ} = k_1 * D_{ж}^{mid}.$$

3. Объем жаровой трубы

$$V_{жТ} = \frac{\pi * D_{ж}^{mid 2}}{4} * L_{жТ} * c_v,$$

где  $c_v$  – поправочный коэффициент на объем жаровой трубы, определяемый по прототипу.

4. Определяем суммарную эффективную площадь отверстий в жаровой трубе (включая фронтное устройство):

$$F_{эф} = G_B * \sqrt{2 * \rho_K^* * \Delta P_{ж}},$$

где  $\Delta P_{ж}$  – перепад давления на жаровой трубе.

В первом приближении принимаем  $\Delta P_{ж}$  постоянным по длине жаровой трубы:

$$\Delta P_{ж} = \sigma_{ж} * P_K^*,$$

где  $\sigma_{ж}$  – потери давления на жаровой трубе (для современных камер сгорания обычно  $\sigma_{ж} = 3...5\%$ ,  $\sigma_K = \sigma_d + \sigma_{ж}$ ).

Геометрическая площадь отверстий  $\Sigma F_{отв} = \frac{F_{эф}}{\bar{\mu}}$ , где  $\bar{\mu}$  – средний коэффициент расхода воздуха через отверстия (с учётом фронтного устройства).

5. Закон подвода воздуха выбирается либо по прототипу, либо по рекомендациям, изложенным в литературе по проектированию камер сгорания [11,12]. Обычно для КС МГТД: расход воздуха через фронтные устройства ( $G_{фУ}$ ) составляет около 20%, расход воздуха через первичную зону  $G_{впз} \leq 20\%$ ; через вторичную  $G_{см} \leq 40\%$ ; на охлаждение жаровой трубы  $G_{охл} \leq 20\%$  [6].

6. Площадь входа в камеру сгорания  $F_K$  и диаметр  $D_K$  определяются по приведенной скорости  $I_K = W_K / a_{кр}$ , где  $a_{кр}$  – критическая скорость звука, м/с,

$$a_{кр} = \sqrt{2 * \frac{K}{K+1} * R * T_K^*}.$$

Для современных камер сгорания малоразмерных ГТД  $I_K = 0,1...0,25$ .

Площадь входа в диффузор  $F_K = \frac{G_B}{\rho_K^* W_K} [M^2]$ .

Диаметр на входе в КС  $D_K = \sqrt{\frac{4 * F_K}{\pi}}$ .

7. Размеры диффузора с внезапным расширением [13].

Для указанной конструкции

$$\frac{L_g}{D_K} \leq 1; \alpha_g \approx 6...7^\circ; L_1 = (0,5...2) D_K.$$

8. Площадь кольцевого канала  $F_{КК}$  и внутренний диаметр корпуса камеры сгорания  $D_{Кс}$ :

- определяем наружный диаметр жаровой трубы

$$D_{ж}^{нар} = D_{ж}^{mid} + 2 * \delta,$$

где  $\delta$  – толщина стенки ЖТ с учетом конструкции;

- задаем высоту кольцевого канала  $h_{КК}$ , обычно  $h_{КК} \geq 0,01...0,015$  м;

- определяем

$$D_{Кс} = D_{ж}^{нар} + 2 * h_{КК};$$

$$F_{КК} = \frac{\pi}{4} (D_{Кс}^2 - D_{ж}^{нар 2});$$

- определяем максимальное значение скорости в кольцевом канале (предполагая, что весь воздух проходит по кольцевому каналу)

$$W_{\text{КК}}^{\text{max}} = \frac{G_{\text{В}}}{\rho_{\text{К}}^* F_{\text{КК}}}$$

и сравниваем с рекомендуемыми значениями [16].

9. Интегральные характеристики камеры сгорания:

- приведенный расход воздуха

$$G_{\text{Впр}} = \frac{G_{\text{В}} \sqrt{T_{\text{К}}^*}}{P_{\text{К}}^*},$$

- время пребывания  $\tau_{\text{пр}} = \frac{P_{\text{К}}^* V_{\text{Ж}}}{R * T_{\text{К}}^* G_{\text{В}}}$ ,

где  $P_{\text{К}}^*$  – Па ;  $R = \frac{Дж}{кг * К}$  ;  $G_{\text{В}}$  – кг/с ;  $V_{\text{Ж}}$  – м<sup>3</sup> ;  $T_{\text{К}}^*$  – К.

- коэффициент форсирования

$$K_V = \frac{G_{\text{В}}}{(P_{\text{К}}^*)^{1.25} * T_{\text{К}}^* * V_{\text{Ж}}},$$

$$(кг / с) / (кПа^{1.25} * К * м^3);$$

- полнота сгорания топлива

$$h_r = 1 - 0,8 K_V^2,$$

$$(кг / с) / ((кг / см^2)^{1.25} * К * м^3);$$

- объёмная теплонапряженность

$$Q_V = \frac{H_U * G_{\text{Т}} * \eta_{\text{Г}}}{V_{\text{Ж}} * P_{\text{К}}^*} \left[ \frac{кВт}{м^3 * Па} \right];$$

Для рассчитанных значений интегральных параметров было выполнено их сравнение со статистическими данными современных камер сгорания различной размерности (рис. 3), которое показало, что большая часть параметров спроектированной камеры попадает в статистические интервалы существующих камер сгорания. Это свидетельствует о том, что разработанная КС будет иметь достаточно высокие гидравлические характеристики и широкий диапазон устойчивой работы. Пониженное значение времени пребывания объясняется тем, что в расчетах  $\tau_{\text{пр}}$  не учитывается объем улитки, которая по сути является газосборником. При этом величина объема улитки в 3-5 раз больше объема жаровой трубы. По результатам определения основных геометрических параметров была построена геометрическая 3D-модель проектируемой камеры сгорания (рис. 5) и выполнен расчет аэро-

динамической структуры течения с использованием программного комплекса AnsysFluent по методике, изложенной в работах [14,15].

Некоторые результаты расчёта для аэродинамической структуры течения, векторов скорости и полного давления показаны на рис. 6-8.

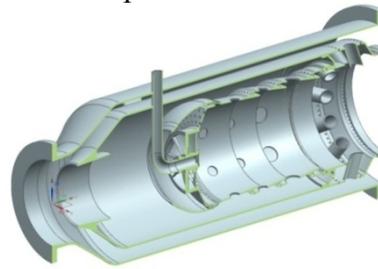


Рис. 5. Геометрическая модель камеры сгорания

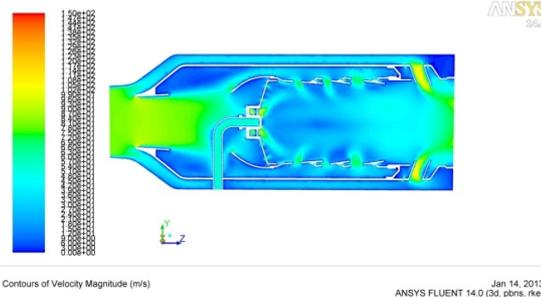


Рис. 6. Поле скоростей газового потока в плоскости симметрии камеры сгорания

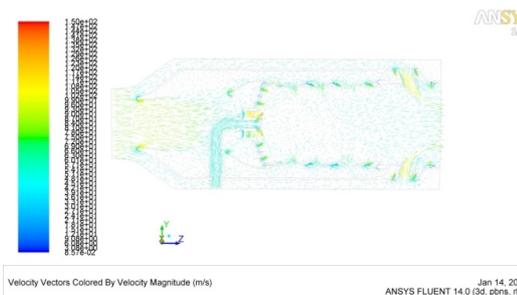


Рис. 7. Векторное поле скоростей газового потока в сечении в плоскости симметрии КС

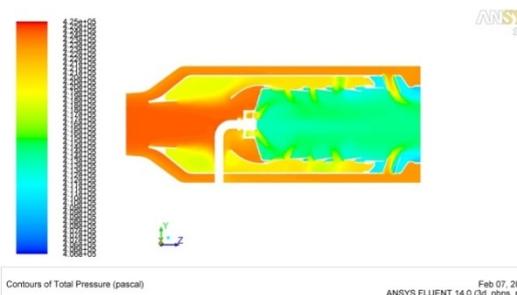


Рис. 8. Изменение полного давления по длине КС

Анализ полученных результатов показал:

- суммарные потери давления на камере составляют 2,95%; опыт работы с малоразмерными ГТД [16] показывает, что при процессе горения потери давления на основной камере могут увеличиться на 15-20%, приблизившись таким образом к предварительно заданным 4%;

- отношение расхода воздуха через основную КС к расходу вторичного воздуха – 1,225 (вместо принятых в предварительном расчёте 1,516);

- с точки зрения аэродинамики особых отличий от общепринятых закономерностей течения в диффузоре и жаровой трубе не наблюдается;

- в жаровой трубе видна развитая зона обратных токов, что косвенно свидетельствует о возможности хорошей стабилизации пламени и достаточно полном выгорании топлива в первичной зоне;

- анализ рис. 7 показывает необходимость небольшой доводки входной части диффузора и воздухозаборника основной КС для устранения отрывов потока и увеличения глубины проникновения струй воздуха вторичного контура.

В ходе проделанной работы:

- отработана методика проектного расчёта для выносной индивидуальной трубчатой камеры сгорания;

- получен облик выносной индивидуальной трубчатой камеры сгорания с раздельной подачей основного и разбавляющего воздуха;

- в пакете AnsysFluent выполнен расчёт аэродинамической структуры течения для созданного варианта КС, позволяющий сделать вывод о его пригодности к решению задачи отработки конструкции камеры сгорания для МТЭУ.

Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение 14.В37.21.0297.

## Библиографический список

1. Яичников, М. Ю. Энергетические установки на базе малоразмерных высокоскоростных лопаточных машин. Классификация и терминология [Текст] / М. Ю. Яичников // Молодой ученый. – 2012. – №4. – С. 57-62.

2. Soares, C. Microturbines: Applications for Distributed Energy Systems [Text]/ C. Soares.-New York: Elsevier, 2007. – 271 p.

3. Анализ состояния проблемы повышения эффективности турбоприводов сверхмалой мощности и пути решения проблемы [Text]/ В.А. Григорьев, Д.С. Калабухов, В.М. Радько [и др.] // Авиационно-космическая техника и технологии. – Харьков: ХАИ, 2010. – №7(74). – С.168-172.

4. Беседин, С.Н. Научно-техническое обоснование и практическая реализация создания микротурбинного генератора мощностью 100 кВт на основе современных расчётно-экспериментальных методов [Текст]: дис. ... канд. техн. наук / С.Н. Беседин. – СПб: СПГПУ, 2011. – 142 с.

5. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]: учебник. Кн.3. Основные проблемы: Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД / В.В. Кулагин, С.К. Бочкарев, И.М. Горюнов [и др.]; под общ. ред. В.В. Кулагина. М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.

6. Статистический анализ влияния размерности на параметры камер сгорания ГТД / А.М. Ланский, С.В. Лукачев, С.Г. Матвеев // Электронный журнал «Труды МАИ». Вып. № 41. – С.1-10.

7. Электронный ресурс компании «Turbec» [www.turbec.com](http://www.turbec.com).

8. Применение каталитических камер сгорания в газотурбинных установках децентрализованного энергоснабжения / В.Н. Пармон, З.Р. Исмагилов, О.Н. Фаворский [и др.] // Вестн. Российской академии наук. – 2007. – Т. 77. – №9. – С. 819-826.

9. Электронный ресурс компании «Capstone» [www.capstoneturbine.com](http://www.capstoneturbine.com).
10. Проектный расчет камер сгорания авиационных ГТД [Текст] / В.Е. Резник, В.П. Данильченко, Н.Б. Болотин [и др.]. – Куйбышев: КуАИ, 1982.
11. Конструкция, теория и расчёт камер сгорания ГТД [Текст]: учеб. пособие / О.А. Рудаков, А.А. Саркисов, Н.Д. Саливон [и др.] – СПб.: Гос. техн. ун-т, 1993. Ч. 1. – 170 с.
12. Иноземцев, А.А Основы проектирования авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]: учебник. Т.2. Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий – М.: Машиностроение, 2007. – 396 с.
13. Пчелкин, Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей [Текст] / Ю.М. Пчелкин – М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.
14. Моделирование аэродинамической структуры течения в камере сгорания малоразмерного ГТД с помощью САЕ-систем [Текст] / С.Г. Матвеев, М.Ю. Орлов, В.Ю. Абрашкин [и др.] // Вестн. СГАУ. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2011. – № 5. – С. 179-188.
15. Моделирование процессов горения пропана при переводе камеры сгорания ГТД на газообразное топливо [Текст] / С.Г. Матвеев, А.М. Ланский, М.Ю. Орлов [и др.] // Вестн. СГАУ. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2011. – № 5. С.168-179.
16. Абрашкин, В.Ю. Поля температур и гидравлические потери в камерах сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей [Текст] / В.Ю. Абрашкин, П.Е. Юдин // Вестн. СГАУ. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2007. – № 2. – С. 9-14.

## DEVELOPMENT OF AN ALGORITHM OF DESIGN CALCULATION OF A COMBUSTION CHAMBER FOR MICROTURBINE ELECTRIC POWER PLANTS

© 2013 S. G. Matveev, V. Yu. Abrashkin, M. Yu. Orlov,  
A. M. Lansky, N. S. Makarov, S. S. Matveev, M. Yu. Anisimov

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov  
(National Research University)

The paper deals with ways of solving some problems that might arise when using computer technology design of gas turbine engine combustion chambers..

*Gas turbine engine combustion chamber, computer-aided design, computer-aided engineering, high-performance computing, modeling support.*

### Информация об авторах

**Матвеев Сергей Геннадьевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [pfu@ssau.ru](mailto:pfu@ssau.ru). Область научных интересов: методы моделирования камер сгорания ГТД, процессов горения и смесеобразования, выбросы вредных веществ, химическая кинетика горения.

**Абрашкин Валерий Юрьевич**, кандидат технических наук, зав. лаб. НОЦ ГДИ Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [walerisgay@mail.ru](mailto:walerisgay@mail.ru).

Область научных интересов: процессы горения и смесеобразования, поля температур КС малоразмерных ГТД.

**Орлов Михаил Юрьевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [adler65@mail.ru](mailto:adler65@mail.ru). Область научных интересов: рабочий процесс в КС ГТД, образование и выброс вредных веществ.

**Ланский Анатолий Михайлович**, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: методы моделирования камер сгорания ГТД, процессов горения и смесеобразования, выбросы вредных веществ.

**Макаров Никита Сергеевич**, инженер кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [snoopy112@mail.ru](mailto:snoopy112@mail.ru). Область научных интересов: Применение CAE/CAD-технологий в расчетах процессов горения и турбулентных течений, 3D-моделирование.

**Матвеев Сергей Сергеевич**, инженер кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sergey2160@mail.ru](mailto:sergey2160@mail.ru). Область научных интересов: методы моделирования камер сгорания ГТД.

**Анисимов Михаил Юрьевич**, кандидат технических наук, ассистент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [anis\\_micle\\_63@mail.ru](mailto:anis_micle_63@mail.ru). Область научных интересов: методы моделирования камер сгорания ГТД, процессов горения и смесеобразования, выбросы вредных веществ

**Matveev Sergey Gennadyevich**, candidate of technical science, associate professor of the department of heat engineering and heat-engines, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [pfu@ssau.ru](mailto:pfu@ssau.ru). Area of research: combustion, mixing, emissions and formation of hazardous substances, chemical kinetics.

**Abrashkin Valery Yuryevich**, candidate of technical science, head of laboratory, scientific and educational center of gas dynamic research, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [walerisgay@mail.ru](mailto:walerisgay@mail.ru). Area of research: combustion and mixing, temperature fields of combustion chambers of small-size gas turbine engines.

**Orlov Mikhail Yuryevich**, candidate of technical science, associate professor of the department of heat engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [adler65@mail.ru](mailto:adler65@mail.ru). Area of research: experimental research of combustion chambers, emissions and formation of hazardous substances.

**Lansky Anatoiy Mikhalovich**, candidate of technical science, associate professor of the department of heat engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: combustion, mixing, emission and formation of hazardous substances.

**Makarov Nikita Sergeevich**, engineer of the department of heat engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (Na-

tional Research University). E-mail: [snoopy112@mail.ru](mailto:snoopy112@mail.ru). Area of research: application of CAE/CAD-technologies in calculating the processes of combustion and turbulent flows, 3D modeling.

**Matveev Sergey Sergeevich**, engineer of the department of heat engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [sergey2160@mail.ru](mailto:sergey2160@mail.ru). Area of research: combustion, mixing, emission and formation of hazardous substances.

**Anisimov Mikhail Yuryevich**, candidate of technical science, assistant of the department of heating engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [anis\\_micle\\_63@mail.ru](mailto:anis_micle_63@mail.ru). Area of research: combustion, mixing, emission and formation of hazardous substances.