

УДК 621.438

## КОРРЕЛЯЦИОННО-РЕГРЕССИОННАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ОЦЕНКИ РАДИАЛЬНОЙ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА НА ВЫХОДЕ ИЗ КАМЕР СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД

© 2013 С. В. Лукачёв, В. Ю. Абрашкин, А. М. Ланский, С. Г. Матвеев

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

Рассмотрены вопросы создания корреляционно-регрессионной модели для оценки радиальной неравномерности поля температуры газа (ПТГ) на выходе из камер сгорания малоразмерных ГТД (МГТД). Получена зависимость для оценки влияния конструктивных, режимных параметров и влияния размерности на характеристики поля температур на выходе из камер сгорания МГТД.

*Корреляционно-регрессионная зависимость, радиальная неравномерность поля температуры газа, коэффициент избытка воздуха, характерные площади, глубина проникновения струй в жаровую трубу, камера сгорания.*

Форма поля температуры газа на выходе из полноразмерных камер сгорания (ПКС) и камер сгорания МГТД является результатом сложного взаимодействия пространственных течений и физико-химических процессов. Подобные процессы весьма затруднительно описать аналитически. В этой связи одним из возможных путей приближённого решения данной задачи является выявление влияния конструктивных и режимных параметров на характеристики выходного ПТГ с последующей обработкой полученных результатов методами математической статистики.

В реальных условиях величина радиальной неравномерности ПТГ ( $Q_h^{max}$ ) зависит не только от относительного расхода охлаждающего воздуха, а обусловлена рядом других причин, среди них наиболее важной является неполное перемешивание продуктов сгорания внутри жаровой трубы (ЖТ), объясняемое недостаточной глубиной проникновения струй воздуха из кольцевого канала в сносящий поток [1, 2]. В первом приближении глубину проникновения струй ( $B_p$ ) можно представить в следующем виде:

$$B_p = f \left( \frac{F_{кк}}{SF_0}; \frac{SF_0}{F_{жс}}; a_{фр} \right), \quad (1)$$

где  $F_{кк}$ ,  $F_{жс}$ ,  $\sum F_0$  – площади кольцевых каналов, жаровой трубы и отверстий в жаровой трубе соответственно;  $a_{фр}$  – коэффициент избытка воздуха во фронтном устройстве

Предлагаемая методика основана на обширном экспериментальном материале и позволяет оценивать уровень  $Q_h^{max}$  для камер сгорания МГТД.

Анализ литературных данных и исследования авторов показывают [1-6] следующее:

1. Величина  $Q_h^{max}$  в значительной степени зависит от относительного расхода охлаждающего воздуха ( $\bar{G}_{охл} = F_{охл}/SF_0$ ), где  $F_{охл}$  – площадь отверстий для охлаждающего воздуха.

2. Изменение степени «раскрытия» жаровой трубы  $SF_0/F_{жс} = 0,1...0,3$  практически не влияет на величину  $Q_h^{max}$  (для современных КС  $SF_0/F_{жс} = 0,12...0,35$ ).

3. Величина  $Q_h^{max}$  при  $F_{охл}/SF_0 \approx const$  практически не зависит от числа поясов отверстий, их количества в поясе и взаимного расположения на обечайке жаровой трубы.

4. Конструкция фронтного устройства не оказывает заметного влияния на

величину  $Q_h^{max}$ , если отношение  $F_{фр}/SF_o \approx const$ .

5. Увеличение длины газосборника при  $F_{охл}/SF_o \approx const$  приводит к снижению уровня радиальной неравномерности температурного поля.

6. Расход воздуха на охлаждение газосборника  $F_{охл}^{зс}/SF_o$  вносит основной вклад в неравномерность радиальной эпюры.

7. Камеры сгорания малоразмерных ГТД имеют более низкие значения  $Q_h^{max}$  по сравнению с полноразмерными КС.

Рассмотрим некоторую идеализированную эпюру, форма которой зависит только от количества воздуха, движущегося вдоль стенок и охлаждающего жаровую трубу и газосборник, рис.1 [3...6].

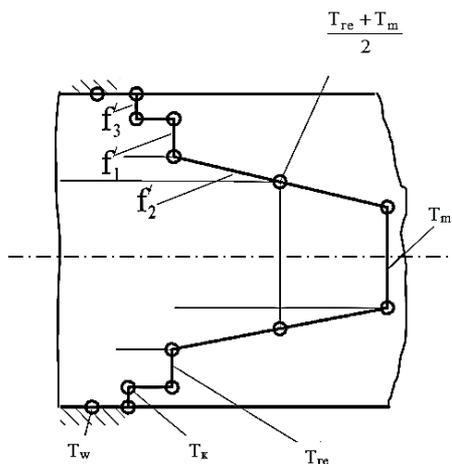


Рис. 1. Расчётная радиальная эпюра средних температур газа на выходе из камеры сгорания

В схеме принято, что в центральной части потока температура газа постоянна и равна  $T_m$ . Из-за необходимости охлаждения стенок понижение температуры газа наблюдается лишь в пристеночных

слоях, площадь которых равна сумме площадей  $f_1$  и  $f_2$ . На площади  $f_1$  температура газа равна некоторой средней  $T_{ze}$ , а на площади  $f_2$  она линейно изменяется от  $T_{ze}$  до  $T_m$ . Вследствие такого распределения температуры газа в выходном сечении  $T_{zm}$  больше  $T_z$ , а величина

$$(Q_h^{max})_{уд} = \frac{T_m - T_k}{T_z - T_k} > 1.$$

При отборе воздуха для охлаждения соплового аппарата температура вблизи стенок на площади  $f_3$  близка к  $T_k$  (см. рис.1).

Осреднив по площади и приняв  $\rho w = const$ , запишем следующее уравнение:

$$T_k f_3 + T_{ze} f_1 + \frac{T_{ze} + T_m}{2} f_2 + T_m [F - (f_1 + f_2 + f_3)] = T_z F, \tag{2}$$

где  $F$  – площадь выходного сечения камеры.

После преобразований с учётом

$$\begin{aligned} \bar{f}_1 &= \frac{f_1}{F} \approx \frac{F_{охл.з}}{SF_o}; & \bar{f}_2 &= \frac{f_2}{F} \approx \frac{F_{охл.жс}}{SF_o}; \\ \bar{f}_3 &= \frac{f_3}{F} \approx \frac{F_{охл.са}}{SF_o} \end{aligned} \tag{3}$$

выразим величину  $(Q_h^{max})_{уд}$  через следующие относительные площади проходных сечений для воздуха, охлаждающего жаровую трубу, газосборник и сопловой аппарат турбины:

$$(Q_h^{max})_{уд} = \frac{1}{1 - \left( \frac{F_{охл.з}}{SF_o} + \frac{1}{2} \frac{F_{охл.жс}}{SF_o} + \frac{F_{охл.са}}{SF_o} \right)} \cdot \frac{T_{ze} - T_k}{T_z - T_k} \cdot \frac{\frac{F_{охл.з}}{SF_o} + \frac{1}{2} \frac{F_{охл.жс}}{SF_o} + \frac{F_{охл.са}}{SF_o}}{1 - \left( \frac{F_{охл.з}}{SF_o} + \frac{1}{2} \frac{F_{охл.жс}}{SF_o} + \frac{F_{охл.са}}{SF_o} \right)}. \tag{4}$$

Величина  $T_{ze} - T_k$ , строго говоря, должна быть равна разности температур на границе пограничного слоя и  $T_k$ . При последовательном втекании струй воздуха, охлаждающего стенки, в газовый поток, пронизываемый струями воздуха, оценка  $T_{ze}$  расчётным путём представляется весьма сложной. Эксперименты показали, что величина  $T_m - T_k$  «следит» за температурой стенки  $DT_w = T_w - T_k$ .

За температуру  $T_m$  условно была принята температура газа на расстоянии  $h=0,4$  мм от стенки в выходном сечении [1,2].

В случае охлаждения полок соплового аппарата  $T_m$  близка к температуре воздуха  $T_k \cdot (T_{ze} - T_k) \approx 50...100 K$ .

Действительные значения  $(Q_h^{max})_{эксп}$ , как правило, больше расчётных, соответствующих идеализированной эпюре  $(Q_h^{max})_{ид}$ . Разница значений  $(Q_h^{max})_{эксп}$  и  $(Q_h^{max})_{ид}$  оценивалась их отношением  $K = \frac{(Q_h^{max})_{эксп}}{(Q_h^{max})_{ид}} > 1$ , которое

отражает, насколько температура газа в ядре потока превышает расчётные значения. В центральной части потока не происходит полного перемешивания и температура  $T_{zm}$  не является постоянной, как это принято в расчёте идеализированной эпюры температур.

Недостаточно полная перемешанность потоков в центральной части камеры не связана с расходом охлаждающего воздуха, а обусловлена малой глубиной проникновения струй воздуха в поток горячего газа.

Поэтому величина коэффициента  $K$  зависит от геометрических и режимных параметров КС:

$$K = f \left( \frac{SF_o}{F_{жс}}; \alpha_{фр}; \bar{l}_z \right). \quad (5)$$

На рис. 2 показано, что коэффициент  $K$  для всех камер сгорания с длиной  $\bar{l}_z \approx 0,8$  в диапазоне  $F_{охл}/SF_o = 0,03...0,4$  изменяется в узких пределах (1,02 - 1,065).

Следует отметить, что внутри указанного диапазона значений  $K$  находятся точки, характеризующие камеры сгорания с различным отношением  $F_{охл.z}/F_{охл.эс}$ , что несколько увеличивает разброс значений  $K$ . При  $\bar{l}_r \geq 1,1...1,3$  значения коэффициента  $K$  равны 0,98 - 1,02 и также не зависят от отношения  $F_{охл}/SF_o$ . Таким образом, можно считать, что отличия максимальной температуры в реальной радиальной эпюре от расчётной при неизменной длине газосборника не зависят от относительного расхода воздуха на охлаждение  $F_{охл}/SF_o$ .

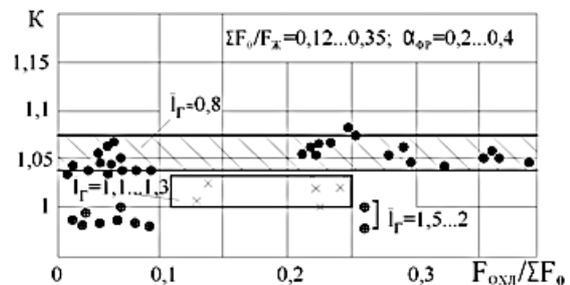


Рис. 2. Зависимость поправочного коэффициента

$K$  от  $F_{охл} / F_o$  :

эксперимент - о - ПКС;

- - -  $\bar{l}_z \approx 1,5...2$  (КС МГТД)

На рис. 3 приведена зависимость коэффициента  $K$  от «степени раскрытия» жаровой трубы ( $SF_o/F_{жс} = 0,12...0,6$ ) для камер сгорания различной размерности. При  $SF_o/F_{жс} = 0,12...0,35$  и  $\bar{l}_z = 0,80...1,3$  коэффициент  $K$  изменяется незначительно (1,03...1,05). Зависимость  $K$  от  $\alpha_{фр}$  носит экспериментальный характер (рис. 4).

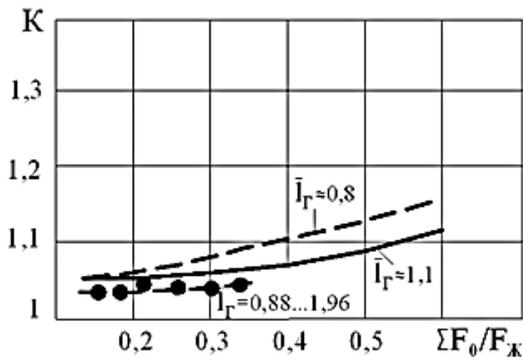


Рис. 3. Зависимость коэффициента  $K$  от «степени раскрытия» жаровой трубы:  
теория — ПКС; эксперимент •- КС МГТД

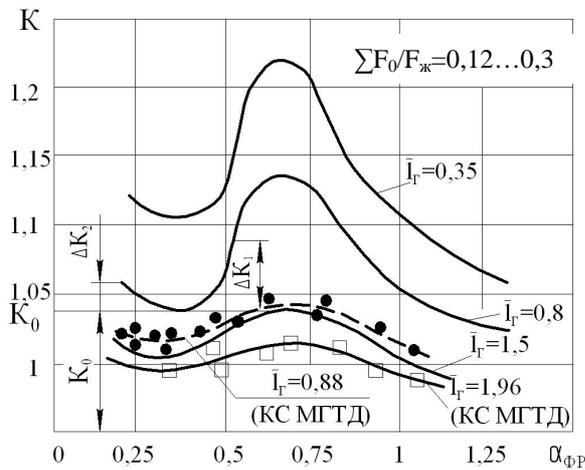


Рис. 4. Зависимость поправочного коэффициента  $K$  от  $\alpha_{ФР}$ :  
теория — ПКС;  
эксперимент - - - КС МГТД

Из анализа экспериментальных данных (рис.2-4) следует, что величина  $Q_h^{max}$  зависит от геометрических параметров камеры:  $\frac{SF_0}{F_{ж}}$ ;  $\frac{F_{фр}}{SF_0}$  и  $\bar{l}_2 = \frac{l_2}{h_{ж}}$ .

$$\text{где } K = \left[ 1 + 0,065 \left( \frac{SF_0}{F_{ж}} \right)^{0,35} \right] \left[ 0,24 \exp(-2,8\bar{l}_2) + 0,9 \right] + b \exp \left[ -C \left( \frac{1}{a_{фр}} - \frac{1}{0,66} \right)^2 \right]; \quad (9)$$

$$b = f(\bar{l}_2) = 0,21\sqrt{\bar{l}_2} \cdot \exp(-1,35\bar{l}_2^2) + 0,02; \quad (10)$$

$$C = f(\bar{l}_2) = 14,5\sqrt{\bar{l}_2} \cdot \exp(-1,5\bar{l}_2^2) + 2,5. \quad (11)$$

Учитывая вышеотмеченное, модель для расчета  $Q_h^{max}$  можно представить в виде

$$Q_h^{max} = K \left( Q_h^{max} \right)_{уд}, \quad (6)$$

где  $\left( Q_h^{max} \right)_{уд} = f \left( \frac{F_{охл.ж}}{SF_0}; \frac{F_{охл.2}}{SF_0} \right);$

$$K = f \left( \frac{SF_0}{F_{ж}}; a_{фр}; \bar{l}_2 \right).$$

Коэффициент  $K$  целесообразно записать в виде следующей суммы:

$$K = K_0 + DK_1 + DK_2, \quad (7)$$

где  $K_0$  – минимальное значение коэффициента, наблюдаемое в камерах сгорания при  $a_{фр} = 0,3...0,5$ , а  $\Delta K_{1,2}$  – их приращения, зависят от  $a_{фр}$ . Первое слагаемое  $K_0$  определяется параметрами  $\frac{SF_0}{F_{ж}}$  и  $\bar{l}_\Gamma$ , слагаемые  $DK_1$  и  $DK_2$  тем больше, чем короче газосборник.

С учётом полученных зависимостей модель определения  $Q_h^{max}$  для КС мало-размерных ГТД в диапазоне параметров  $a_{фр} = 0,3...1,5$ ;  $F_{кк}/SF_0 = 1,2...3$ ;  $SF_0/F_{ж} = 0,12...0,35$ ;  $\bar{l}_2 = 0,875...1,96$  можно представить в виде

$$Q_h^{max} = K \cdot \left( Q_h^{max} \right)_{уд}, \quad (8)$$

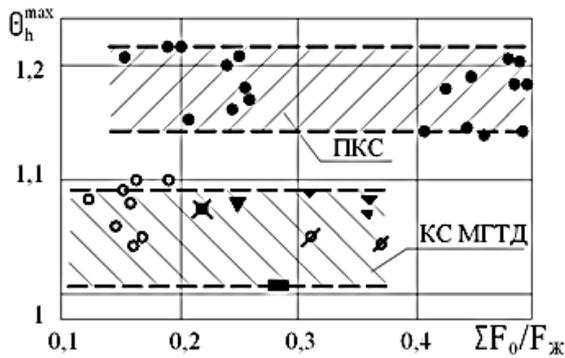


Рис. 5. Сравнение максимальной радиальной неравномерности ПТГ для КС МГТД и ПКС

Разработанная корреляционно-регрессионная модель оценки  $Q_h^{max}$  для малоразмерных КС имеет аналогичную структуру, что и прототип, отличается степенью влияния конструктивных и режимных параметров, а также диапазоном их изменения.

Радиальная неравномерность полей температур газа на выходе из КС МГТД имеет более низкие значения, чем у ПКС (рис.5).

Таким образом, на основании проведенных исследований получена корреляционно-регрессионная модель для оценки радиальной неравномерности поля температуры газа геометрически подобных камер сгорания малоразмерных ГТД, которая справедлива в диапазоне изменения расхода воздуха  $G_g = 0,5...2,5 \text{ кг/с}$ .

### Библиографический список

1. Безменов, В.Я. Исследование влияния конструктивных параметров зоны смещения кольцевой камеры сгорания ГТД на неравномерность полей температур в выходном сечении (на моделях) [Текст] / В.Я. Безменов, И.И. Онищик // Тр. ЦИАМ. – 1971. – № 488. – 18 с.
2. Безменов, В.Я. Исследование возможностей выравнивания полей температуры газа в модели зоны смещения камеры сгорания ГТД [Текст] / В.Я. Безменов, И.И. Онищик // Теплоэнергетика. – 1975. – № 2. – С. 46-49.
3. Ланский, А.М. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД [Текст] / А.М. Ланский, С.В. Лукачев, С.Г. Матвеев. – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2009. – 335 с.
4. Полякова, М.В. Статистический анализ и обобщённые зависимости неравномерности полей температуры газа перед турбиной от основных параметров камер сгорания ГТД [Текст] / М.В. Полякова // Тр. ЦИАМ. – 1980. – № 891. – 44 с.
5. Полякова, М.В. Связь неравномерности поля температуры газа на выходе из кольцевых камер сгорания ГТД с потерями полного давления в них [Текст] / М.В. Полякова // Тр. ЦИАМ. – 1982. – № 987. – 10 с.
6. Полякова, М.В. Оценка неравномерности радиальной эпюры средних температур газа на выходе из камер сгорания ГТД [Текст] / М.В. Полякова // Тр. ЦИАМ. – 1983. – № 1467. – 44 с.

### MATHEMATICAL MODEL FOR CALCULATING RADIAL NON-UNIFORMITY OF THE GAS TEMPERATURE FIELD AT THE EXIT OF SMALL GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBERS

© 2013 S. V. Lukachev, V. Y. Abrashkin, A. M. Lansky, S. G. Matveev

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

The paper is devoted to the problems of constructing a model of radial non-uniformity of the gas temperature field (GTF) at the outlet of the combustion chambers of small gas turbine engines (SGTE). Correlation-

regression dependence for assessing the influence of structural and operational parameters on the characteristics of the temperature field at the outlet of SGTEs is obtained.

*Correlation and regression dependence, radial non-uniformity of the gas temperature field, excess air ratio, reference areas, depth of jet penetration into the flame tube, combustion chamber.*

### Информация об авторах

**Лукачев Сергей Викторович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [lucachev@ssau.ru](mailto:lucachev@ssau.ru). Область научных интересов: физика и моделирование процесса горения в камерах сгорания ГТД.

**Абрашкин Валерий Юрьевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [walerisgau@mail.ru](mailto:walerisgau@mail.ru). Область научных интересов: физика и моделирование процесса горения в камерах сгорания ГТД.

**Ланский Анатолий Михайлович**, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [lan-sky@ssau.ru](mailto:lan-sky@ssau.ru). Область научных интересов: физика и моделирование процесса горения в камерах сгорания ГТД.

**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: физика и моделирование процесса горения в камерах сгорания ГТД.

**Lukachev Sergey Victorovitch**, doctor of technical science, professor, Honored Worker of Higher Education, Head of the department of heat engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: [lucachev@ssau.ru](mailto:lucachev@ssau.ru). Area of research: physics and modeling of the combustion process in combustion chambers of gas turbine engines.

**Abrashkin Valery Yuryevitch**, 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: [walerisgau@mail.ru](mailto:walerisgau@mail.ru). Area of research: physics and modeling of the combustion process in combustion chambers of gas turbine engines.

**Lansky Anatoly Mikhailovitch**, candidate of technical science, assistant 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: [lan-sky@ssau.ru](mailto:lan-sky@ssau.ru). Area of research: physics and modeling of the combustion process in combustion chambers of gas turbine engines.

**Matveev Sergey Gennadyevitch**, candidate of technical science, assistant 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: physics and modeling of the combustion process in combustion chambers of gas turbine engines.