

А.А. Шилова, Н.Л. Бачев, Р.В. Бульбович

Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь, Россия

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБЛАСТИ УСТОЙЧИВОГО ГОРЕНИЯ ПРИРОДНОГО ГАЗА С ВОЗДУХОМ

Одним из рациональных способов создания малоэмиссионных камер сгорания является организация низкотемпературного бедного горения при внешнем подогреве компонентов перед их подачей в камеру сгорания. При организации низкотемпературного бедного горения с большими коэффициентами избытка воздуха могут возникнуть проблемы с обеспечением устойчивого положения фронта пламени. Устойчивость горения в сильной степени зависит от соотношения среднерасходной скорости и скорости турбулентного горения. Скорость турбулентного горения зависит от состава, давления и температуры подачи компонентов и степени турбулентности в камере сгорания. Среднерасходная скорость зависит от коэффициента избытка воздуха (расхода окислителя и горючего) и геометрических размеров камеры.

Ранее было показано, что при разработках малоэмиссионной камеры сгорания с низкотемпературным бедным горением выгодно использовать в качестве обобщенной характеристики внутрикамерного процесса относительную расходонапряженность, которая учитывает расходные, геометрические и термодинамические параметры в камере сгорания.

Посвящена анализу устойчивого горения топливной композиции *природный газ + воздух* по имеющимся в открытом доступе экспериментальным данным авторов из Мичиганского университета (США). С помощью разработанных авторами методик были обработаны экспериментальные данные по предельным скоростям подачи компонентов в горелку атмосферного типа. Получены и проанализированы предельные значения расхода воздуха и природного газа, предельные значения коэффициента избытка воздуха, предельные значения скорости топливоздушного смеси и предельные значения относительной расходонапряженности. Графически представлены области устойчивого горения по перечисленным параметрам при разных степенях закрутки воздуха. Для разработок камер сгорания микрогазотурбинных энергоустановок предлагается использовать универсальный диапазон $g_k = (0,3...3,5) \cdot 10^{-4}$ кг/(с·Н), подтвержденный экспериментальными результатами.

Ключевые слова: экспериментальные данные по стабильному положению пламени, относительная расходонапряженность, граница устойчивого горения, природный газ и воздух.

A.A. Shilova, N.L. Bachev, R.V. Bul'bovich

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL STUDIES OF THE AREA OF SUSTAINABLE COMBUSTION OF NATURAL GAS WITH AIR

One of the rational ways of creating low-emission combustion chambers is the organization of low-temperature lean combustion with external heating of the components before they are fed into the combustion chamber. When organizing low-temperature lean combustion with large excess air ratios, problems may arise with ensuring a stable position of the flame front. Combustion stability to a large extent depends on the ratio of the average flow rate and the rate of turbulent combustion. The rate of turbulent combustion depends on the composition, pressure and temperature of the components supply and the degree of turbulence in the combustion chamber. The average flow rate depends on the excess air ratio (oxidizer and fuel consumption) and the geometric dimensions of the chamber.

Earlier it was shown that when developing a low-emission combustion chamber with low-temperature lean combustion, it is advantageous to use the relative flow rate as a generalized characteristic of the intra-chamber process, which takes into account the consumption, geometric and thermodynamic parameters in the combustion chamber.

This work is devoted to the analysis of stable combustion of a fuel composition natural gas + air based on the experimental data available in the public domain by the authors from the University of Michigan (USA). With the help of the methods developed by the authors, the experimental data on the limiting feed rates of the components into the atmospheric burner were processed. The limiting flow rates of air and natural gas, the limiting values of the excess air ratio, the longitudinal values of the speed of the fuel-air mixture and the limiting values of the relative flow rate are obtained and analyzed. Areas of stable combustion by the listed parameters at different degrees of air swirl are graphically presented.

Keywords: experimental data on a stable flame position, relative flow rate, sustainable combustion boundary, natural gas and air.

Введение

На сегодняшний день существуют различные способы снижения эмиссии вредных веществ, которые необходимо учитывать при разработке малоэмиссионных камер сгорания (МЭКС) для газотурбинных установок [1]:

- LPP – горение обедненной, предварительно испаренной и перемешанной с топливом смеси;
- RQL – сжигание обогащенной смеси топлива быстрым перемешиванием с воздухом и последующим горением обедненной смеси;
- SC – зональное сжигание топлива;
- LDI – горение обедненной смеси с прямым впрыском топлива. Multi-LDI – многофорсуночная (до 860 шт.) камера сгорания, сходная с камерой ЖРД;
- каталитическое сжигание топливо-воздушной смеси;
- применение «мокрых» КС с диффузионным факелом и впрыском воды (пара);
- дополнительное использование каталитической очистки выходных газов ГТУ.

Одним из рациональных способов создания МЭКС является организация низкотемпературного бедного горения при внешнем подогреве компонентов перед их подачей в камеру сгорания (КС) [2–5]. Использование этого типа горения требует решения двух задач: определение концентрационных пределов горения топливного газа с учетом параметров подачи и определение области стабильного положения

пламени с учетом газодинамических параметров и характеристик турбулентного горения. Информационно-аналитический обзор показал, что расчетно-экспериментальные исследования в основном были направлены на выяснение влияния отдельных факторов на стабильное положение фронта пламени [6–10]. Только в отдельных работах [11–15] делается попытка выработать критерии стабильности пламени. Для оперативного определения режимных и геометрических параметров МЭКС в составе микрогазотурбинной энергоустановки (МГТЭУ) при сжигании стандартных газов простого состава и нестандартных газов сложного состава предлагается использовать обобщенную характеристику внутрикамерного процесса – относительную расходонапряженность [16, 17].

Значимым результатом исследований является определение диапазона относительной расходонапряженности g_k , в котором наблюдается стабильное положение пламени при сжигании топливных газов в реальных условиях эксплуатации МГТЭУ. В данной работе предложенный ранее диапазон g_k [18] уточняется в процессе обработки экспериментальных данных при сжигании топливной композиции *метан + воздух* в горелках атмосферного типа [19].

Описание экспериментальной установки

Схема экспериментальной установки по определению предельных условий существования пламени представлена на рис. 1 [19].

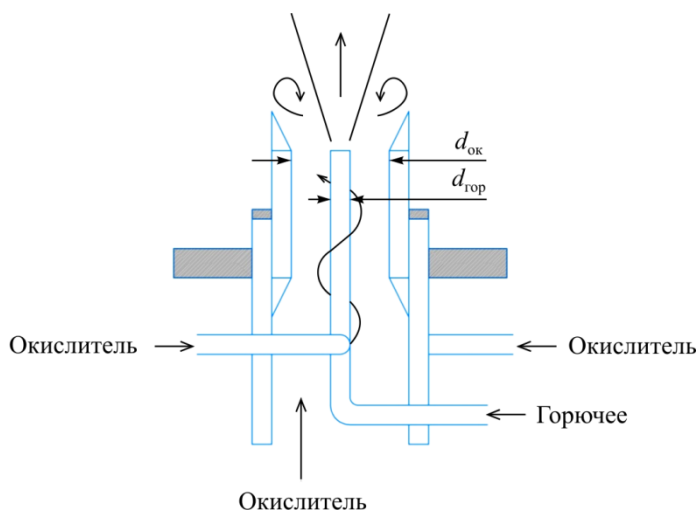


Рис. 1. Схема экспериментальной установки

Окислитель (воздух) через четыре тангенциальных подвода поступает в кольцевой канал и смешивается там с осевым потоком перед подачей в горелочное устройство. Топливный газ поступает в горелочное устройство в осевом направлении через центральный топливный канал. Размеры кольцевого и топливного каналов, при которых получены приведенные ниже экспериментальные данные, приведены в табл. 1.

Таблица 1
Геометрические размеры узлов подачи

Название	Вариант	
	1	2
Внешний диаметр кольцевого канала $d_{ок}$, мм	22,2	14,4
Внутренний диаметр топливного канала $d_{гор}$, мм	3,4	2,3

Во всех экспериментальных исследованиях отношение диаметра кольцевого канала к внутреннему диаметру топливного канала было постоянным и составляло 6,5.

В экспериментах использовались три различные топливные композиции: 100%-ный метан + воздух; (67%-ный метан + 33%-ный воздух) + воздух; (45%-ный метан + 55%-ный воздух) + воздух. Приведенные ниже результаты получены для топливной композиции 100%-ный метан + воздух. Значения расхода воздуха и топливного газа измерялись с помощью ротаметров. Также измерялись окружная и осевая скорости воздушного потока

с использованием метода лазерной доплеровской велосиметрии для определения параметра закрутки S . Число закрутки S характеризует соотношение центробежных и инерционных массовых сил в горелочном устройстве. Более подробное описание экспериментальной установки приведено в работах [19].

Наличие или отсутствие пламени в экспериментальных исследованиях определялось с помощью видео- или фоторегистрации. Экспериментальные данные по скоростям воздуха и топливного газа и факт наличия или отсутствия пламени позволили определить нижние и верхние пределы горения по скоростям воздуха и топливного газа.

Обработка экспериментальных данных

Были обработаны данные первой серии экспериментов, когда внешний диаметр кольцевого канала $d_{ок} = 22,2$ мм и внутренний диаметр топливного канала $d_{гор} = 3,4$ мм.

На рис. 2 представлены экспериментальные данные для нижних и верхних пределов горения по скоростям окислителя и горючего при разных степенях закрутки воздушного потока.

Анализ данных на рис. 2 показывает, что области устойчивого положения пламени увеличиваются с увеличением степени закрутки S . Здесь и далее за область устойчивой работы принимается внутренняя область фигуры без учета значений на границах.

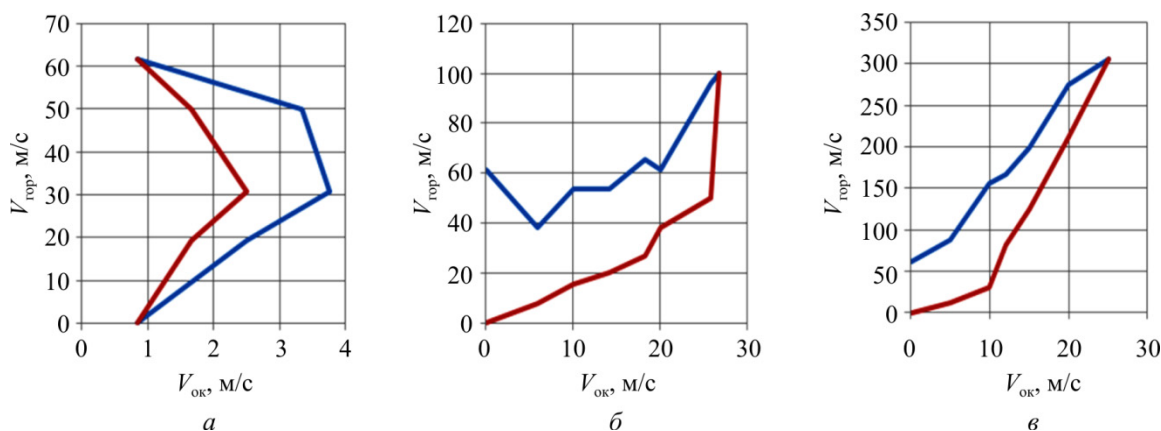


Рис. 2. Нижние и верхние пределы горения по скоростям компонентов:
 $a - S = 0$; $b - S = 0,25$; $v - S = 0,50$

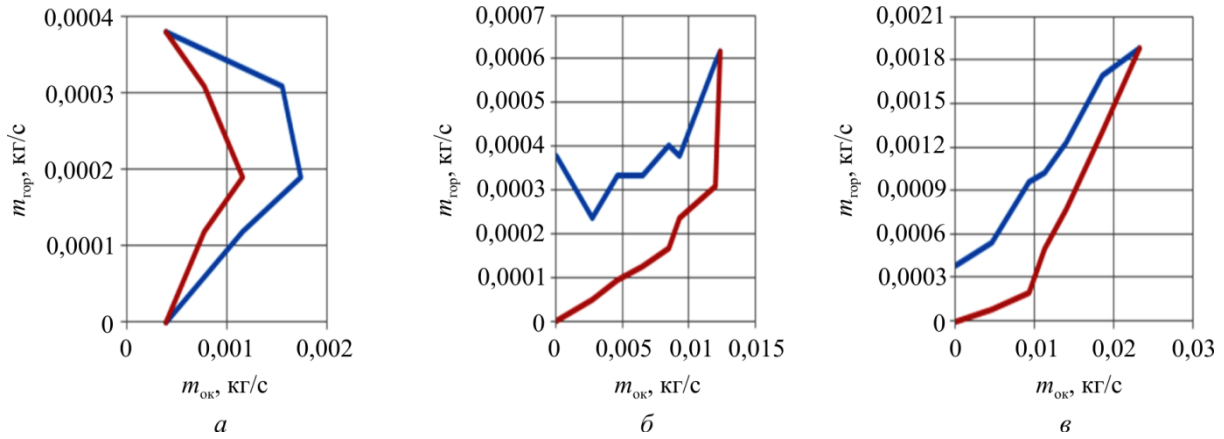


Рис. 3. Нижние и верхние пределы горения по значениям расхода компонентов:
 а – $S = 0$; б – $S = 0,25$; в – $S = 0,50$

Для принятия технических и конструктивных решений при разработке новых камер сгорания или при регулировании режимов работы камеры сгорания в ходе эксплуатации выгодно знать пределы горения по значениям расхода воздуха и топливного газа.

Значения расхода компонентов определялись по известным геометрическим характеристикам

$$\dot{m}_{ок} = \rho_{ок} V_{ок} \left(\frac{\pi d_{ок}^2}{4} - \frac{\pi d_{гор}^2}{4} \right);$$

$$\dot{m}_{гор} = \rho_{гор} V_{гор} \frac{\pi d_{гор}^2}{4},$$

где $V_{ок}, V_{гор}$ – экспериментальные значения скорости воздуха и топливного газа.

Значения плотности воздуха и топливного газа определялись по уравнению состояния

$$\rho_{ок} = \frac{P_0}{R_{ок} T_0};$$

$$\rho_{гор} = \frac{P_0}{R_{гор} T_0},$$

где P_0, T_0 – давление и температура подачи компонентов.

Нижние и верхние пределы горения по массовому расходу окислителя и горючего представлены на рис. 3.

Анализ данных на рис. 3 показывает, что при увеличении закрутки S до 0,50 массовое соотношение компонентов на режиме устойчивого горения может увеличиваться до 20.

Для анализа типов и режимов горения в проектируемых и используемых камерах сгорания целесообразно знать нижние и верхние пределы горения по коэффициентам избытка воздуха.

Коэффициент избытка воздуха на пределах горения определялся по известному соотношению

$$\alpha = \frac{1}{K_{m0}} \frac{\dot{m}_{ок}}{\dot{m}_{гор}},$$

где K_{m0} – массовое стехиометрическое соотношение топливной композиции метан + воздух.

В качестве критерия устойчивого положения пламени предлагается использовать относительную расходонапряженность [16, 17]

$$g_k = \frac{\dot{m}_{ГВС}}{P_k F_k},$$

где $\dot{m}_{ГВС}$ – расход горючезвоздушной смеси; P_k, F_k – давление и поперечное сечение в камере сгорания.

По уравнению неразрывности массовый расход ГВС

$$\dot{m}_{ГВС} = \rho_{ГВС} V_{ГВС} F_k.$$

Плотность горючезвоздушной смеси

$$\rho_{ГВС} = \phi \rho_{гор} + (1 - \phi) \rho_{ок}.$$

Коэффициент смешения ϕ может быть определен по зависимости

$$\varphi = \frac{1}{1 + \alpha K_{m0}}$$

Скорость горючезвоздушной смеси $V_{ГВС}$ определялась по закону сохранения импульса

$$(\dot{m}_{ок} + \dot{m}_{гор})V_{ГВС} = \dot{m}_{ок}V_{ок} + \dot{m}_{гор}V_{гор}$$

Отсюда выражение для определения скорости ГВС принимает вид

$$V_{ГВС} = \frac{\alpha K_{m0} V_{ок} + V_{гор}}{\alpha K_{m0} + 1}$$

С целью учета подогрева топливного газа при обработке экспериментальных данных выражение относительной расходонапряженности было преобразовано к виду

$$g_k = \frac{V_{ГВС}}{R_{ГВС} T_{ГВС}}$$

Газовая постоянная ГВС

$$R_{ГВС} = \varphi R_{гор} + (1 - \varphi) R_{ок}$$

Значения относительной расходонапряженности, определенные по экспериментальным значениям скоростей и коэффициентов избытка воздуха, представлены в табл. 2.

Анализ данных табл. 2 позволяет сделать следующие выводы:

- с увеличением параметра закрутки S до 0,5 значения относительной расходонапряженности на верхних и нижних пределах увеличиваются в 4 и 2 раза соответственно;
- по результатам первой серии экспериментальных данных можно установить диапазон относительной расходонапряженности $g_k = (0,3 \dots 3,5) \cdot 10^{-4}$ кг/(с·Н) без влияния закрутки S ;

Таблица 2

Нижние и верхние пределы горения по относительной расходонапряженности
(1 – нижний предел; 2 – верхний предел)

$S = 0$							
$V_{гор2}$, м/с	19,231	30,769	50,0	61,538			
$V_{ок1}$, м/с	2,500	3,750	3,333	0,833			
$V_{ок2}$, м/с	1,667	2,500	1,667	0,833			
α_1	0,569	0,533	0,292	0,059			
α_2	0,379	0,355	0,146	0,0592			
$V_{ГВС1}$, м/с	4,051	6,405	11,086	30,898			
$V_{ГВС2}$, м/с	4,001	6,472	15,437	30,898			
g_{k1} , кг/(с·Н)	$0,49 \cdot 10^{-4}$	$0,77 \cdot 10^{-4}$	$1,340 \cdot 10^{-4}$	$3,738 \cdot 10^{-4}$			
g_{k2} , кг/(с·Н)	$0,48 \cdot 10^{-4}$	$0,78 \cdot 10^{-4}$	$1,870 \cdot 10^{-4}$	$3,738 \cdot 10^{-4}$			
$S = 0,25$							
$V_{ок}$, м/с	5,83	10	14,1	18,3	20	25,8	26,7
$V_{гор1}$, м/с	38,48	53,85	53,85	65,38	61,63	96,15	100
$V_{гор2}$, м/с	7,7	15,4	20,07	26,92	38,46	50	100
α_1	0,663	0,813	1,146	1,225	1,420	1,174	1,168
α_2	3,314	2,842	3,075	2,975	2,276	2,258	1,168
$V_{ГВС1}$, м/с	8,461	12,927	16,019	20,433	21,637	29,118	30,173
$V_{ГВС2}$, м/с	5,862	10,108	14,210	18,465	20,459	26,407	30,173
g_{k1} , кг/(с·Н)	$1,02 \cdot 10^{-4}$	$1,56 \cdot 10^{-4}$	$1,94 \cdot 10^{-4}$	$2,472 \cdot 10^{-4}$	$2,62 \cdot 10^{-4}$	$3,52 \cdot 10^{-4}$	$3,65 \cdot 10^{-4}$
g_{k2} , кг/(с·Н)	$0,71 \cdot 10^{-4}$	$1,22 \cdot 10^{-4}$	$1,72 \cdot 10^{-4}$	$2,234 \cdot 10^{-4}$	$2,48 \cdot 10^{-4}$	$3,19 \cdot 10^{-4}$	$3,65 \cdot 10^{-4}$
$S = 0,5$							
$V_{ок}$, м/с	10	20	24,2	30	40	50	
$V_{гор1}$, м/с	87,5	156,25	166,7	200	275	306,25	
$V_{гор2}$, м/с	12,5	31,25	81,25	125	212,5	306,25	
α_1	0,500	0,560	0,635	0,656	0,636	0,714	
α_2	3,501	2,801	1,303	1,050	0,823	0,714	
$V_{ГВС1}$, м/с	18,069	32,809	36,145	43,829	59,664	69,279	
$V_{ГВС2}$, м/с	10,041	20,228	26,635	34,982	51,370	69,279	
g_{k1} , кг/(с·Н)	$2,19 \cdot 10^{-4}$	$3,97 \cdot 10^{-4}$	$4,37 \cdot 10^{-4}$	$5,30 \cdot 10^{-4}$	$7,22 \cdot 10^{-4}$	$8,38 \cdot 10^{-4}$	
g_{k2} , кг/(с·Н)	$1,21 \cdot 10^{-4}$	$2,45 \cdot 10^{-4}$	$3,22 \cdot 10^{-4}$	$4,23 \cdot 10^{-4}$	$6,21 \cdot 10^{-4}$	$8,38 \cdot 10^{-4}$	

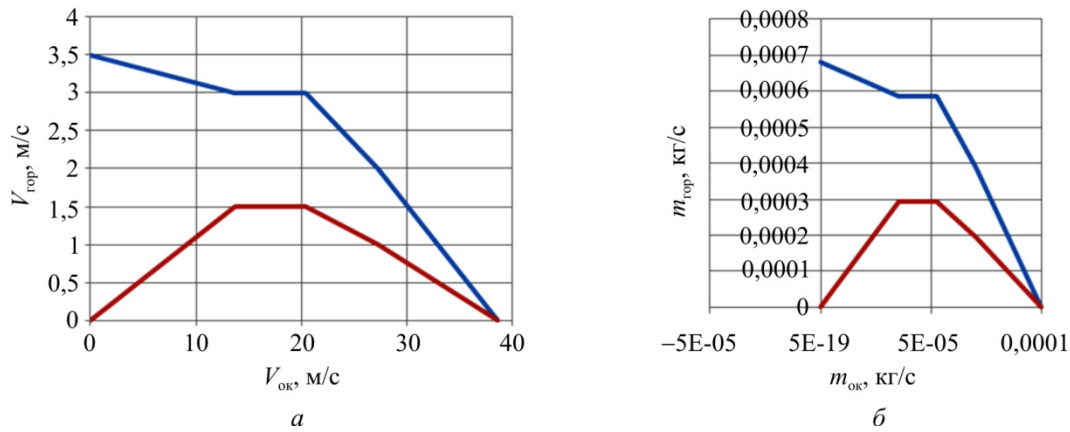


Рис. 4. Нижние и верхние пределы горения при $S = 0$:
 а – по скоростям; б – по расходу компонентов

Таблица 3

Нижние и верхние пределы горения по относительной расходонапряженности при разных диаметрах подачи компонентов

$S = 0$				
$d_{ок} = 22,2 \text{ мм}; d_{гор} = 3,4 \text{ мм}$				
$V_{ГВС1}, \text{ м/с}$	4,051	6,405	11,086	30,898
$V_{ГВС2}, \text{ м/с}$	4,001	6,472	15,437	30,898
$g_{k1}, \text{ кг/(с·Н)}$	$0,49 \cdot 10^{-4}$	$0,77 \cdot 10^{-4}$	$1,340 \cdot 10^{-4}$	$3,738 \cdot 10^{-4}$
$g_{k2}, \text{ кг/(с·Н)}$	$0,48 \cdot 10^{-4}$	$0,78 \cdot 10^{-4}$	$1,870 \cdot 10^{-4}$	$3,738 \cdot 10^{-4}$
$d_{ок} = 14,4 \text{ мм}; d_{гор} = 2,2 \text{ мм}$				
$V_{ГВС1}, \text{ м/с}$	3,602	4,442	5,858	38,6
$V_{ГВС2}, \text{ м/с}$	2,801	4,393	7,959	38,6
$g_{k1}, \text{ кг/(с·Н)}$	$0,43 \cdot 10^{-4}$	$0,53 \cdot 10^{-4}$	$0,71 \cdot 10^{-4}$	$4,669 \cdot 10^{-4}$
$g_{k2}, \text{ кг/(с·Н)}$	$0,34 \cdot 10^{-5}$	$0,53 \cdot 10^{-4}$	$0,96 \cdot 10^{-4}$	$4,669 \cdot 10^{-4}$

• с увеличением температуры горюче-воздушной смеси значения относительной расходонапряженности будут уменьшаться.

Были также обработаны данные второй серии экспериментов, когда внешний диаметр кольцевого канала $d_{ок} = 14,4$ мм и внутренний диаметр топливного канала $d_{гор} = 2,2$ мм.

На рис. 4 представлены нижние и верхние пределы горения по значениям скорости и расхода компонентов при нулевой закрутке воздушного потока.

В табл. 3 представлены данные по значениям относительной расходонапряженности для сравнения первой и второй серий экспериментов при нулевой закрутке воздушного потока.

Анализ данных табл. 3 позволяет сделать следующие выводы:

• по результатам второй серии экспериментальных данных можно установить

диапазон значений относительной расходонапряженности $g_k = (0,3 \dots 4,7) \cdot 10^{-4} \text{ кг/(с·Н)}$ без влияния закрутки S ;

• с увеличением температуры горюче-воздушной смеси значения относительной расходонапряженности будут уменьшаться.

Заключение

Таким образом, проведенные исследования позволяют сформулировать следующие выводы:

• Обработаны и проанализированы опубликованные экспериментальные данные по горению топливной композиции *метан + воздух*.

• Приведены экспериментальные данные нижнего и верхнего пределов горения по скоростям подачи компонентов.

• Разработаны и показаны методики определения областей устойчивого горения по зна-

чениям расхода, коэффициентам избытка воздуха и температуры горючезвоздушной смеси.

- В качестве критерия устойчивого положения пламени предложено использовать относительную расходонапряженность.

- Для разработок камер сгорания микрогазотурбинных энергоустановок предлагается использовать универсальный диапазон $g_k = (0,3 \dots 3,5) \cdot 10^{-4}$ кг/(с·Н), подтвержденный экспериментальными результатами.

Библиографический список

1. Комаров Е.М. Методы уменьшения эмиссии вредных веществ в камерах сгорания ГТД и ГТУ // *Машиностроение и компьютерные технологии*. – 2018. – № 05. – С. 9–29.
2. Организация низкотемпературного бедного горения утилизируемого газа / Н.Л. Бачев, А.А. Шилова, О.О. Матюнин, Р.В. Бульбович // *Проблемы региональной энергетики*. – 2020. – № 3 (47). – С. 56–68.
3. Расширение пределов горения в пористой горелке с помощью внешнего подогрева / Ал.Ал. Берлин, А.С. Штейнберг, С.М. Фролов, А.А. Беляев, В.С. Посвянский, В.Я. Басевич // *Доклады Академии наук*. – 2006. – Т. 406, № 6. – С. 1–6.
4. Экспериментальное исследование расширения бедного предела горения метана с помощью внешних воздействий на физико-химические процессы в зоне прогрета пламени / П.А. Гусев, С.М. Фролов, О.Г. Скрипник, А.С. Штейнберг, А.А. Берлин // *Горение и взрыв*. – 2009. – Вып. 2. – С. 7–11.
5. Фролов С.М. Наука о горении и проблемы современной энергетики // *Российский химический журнал*. – 2008. – Т. 52, № 6. – С. 129–133.
6. Syred N., Beér J.M. Combustion in swirling flows: A review // *Combustion and Flame*. – October 1974. – Vol. 23, iss. 2. – P. 143–201.
7. Rowhani A., Tabejamaat S. Experimental study of the effects of swirl and air dilution on biogas non-premixed flame stability // *Thermal Science*. – 2015. – Vol. 19, no. 6. – P. 2161–2169.
8. Белоусов В.Н., Смирнова О.С., Смородин С.Н. Основы сжигания газа: учеб. пособие / СПбГТУРП. – СПб., 2009. – 40 с.
9. Мингазов Б.Г. Внутрикамерные процессы и автоматизированная доводка камер сгорания ГТД. – Казань, 2000. – 168 с.
10. Физические основы рабочего процесса в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей / Б.В. Раушенбах, С.А. Белый, И.В. Беспалов, В.Я. Бородачев, М.С. Волынский, А.Г. Прудников. – М.: Машиностроение, 1964. – 526 с.
11. Saediamiri M., Birouk M., Kozinski J.A. Flame stability limits of low swirl burner – Effect of fuel composition and burner geometry // *Fuel*. – 2017. – Vol. 208. – P. 410–422.
12. Leung T., Wierzba I. Prediction of the blowout limits of turbulent non-premixed jet flames using the premixed combustion theory // *Combustion Science and Technology*. – 2010. – Vol. 182 (10). – P. 1528–1545.
13. Massey J.C., Chen Z.X., Nedunchezian Swaminathan. Lean flame root dynamics in a gas turbine model combustor // *Combustion Science and Technology*. – 2019. – Vol. 191. – P. 1019–1042.
14. Inanc E., Proch F., Kempf A.M. Studying transient jet flames by high-resolution LES using premixed flamelet chemistry // *Direct and Large-Eddy Simulation XI*. – 2019. – Vol. 25. – P. 237–243.
15. Leung T., Wierzba I. The effect of hydrogen addition on biogas non-premixed jet flame stability in a co-flowing air stream // *International Journal of Hydrogen Energy*. – 2008. – Vol. 33 (14). – P. 3856–3862.
16. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 488 с.
17. Теория ракетных двигателей / В.Е. Алемасов [и др.]. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
18. Шилова А.А., Бачев Н.Л., Матюнин О.О. Универсальная камера сгорания для утилизации разнородных по составу и теплопроизводительности нефтяных газов // *Проблемы региональной энергетики*. – 2021. – № 1 (49). – С. 61–72.
19. Feikema D., Chen R.H., Driscoll J.F. Enhancement of flame blowout limits by the use of swirl // *Combust Flame*. – 1990. – Vol. 80, iss. 2. – P. 183–195.

References

1. Komarov Ye.M. Metody umensheniya emissii vrednykh veshchestv v kamerakh sgoraniya GTD i GTU [Methods for reducing the emission of harmful substances in the combustion chambers of GTE and GTU]. *Mashinostroyeniye i komp'yuternyye tekhnologii*, 2018, no. 05, pp. 9–29.
2. Bachev N.L., Shilova A.A., Matyunin O.O., Bulbovich R.V. Organizatsiya nizkotemperaturnogo bednogo gorenija utiliziruyemogo gaza [Computational and Experimental Studies into Concentration Limits of Associated Petroleum Gas Combustion]. *Problemele energeticii regionale*, 2020, no. 3 (47), pp. 56-68.
3. Berlin Al. Al., Shteynberg A.S., Frolov S.M., Belyayev A.A., Posvyanskiy V.S., Basevich V.YA. Rasshireniye predelov gorenija v poristoy gorelke s pomoshch'yu vneshnego podogreva [Expansion of the limits of combustion in a porous burner with the help of external heating]. *Doklady Akademii nauk*, 2006, vol. 406, no. 6, pp. 1-6.
4. Gusev P.A., Frolov S.M., Skripnik O.G., Shteynberg A.S., Berlin A.A. Eksperimental'noye issledovaniye rasshireniya bednogo predela gorenija metana s pomoshch'yu vneshnikh vozdeystviy na fiziko-khimicheskiye protsessy v zone progrevaplameni [Experimental study of the expansion of the lean limit of combustion of methane with the help of external influences on the physicochemical processes in the heating zone of the flame]. *Combustion and explosion*, 2009, no. 2, pp. 7-11.
5. Frolov S.M. Nauka o gorenii I problem sovremennoy energetiki [Combustion Science and Problems of Modern Energy]. *Rossiyskiy khimicheskiy zhurnal*, 2008, vol. 52, no. 6, pp. 129-133.
6. N. Syred, J.M. Beér. Combustion in swirling flows: A review. *Combustion and Flame*, Volume 23, Issue 2, pp. 143-201.
7. Rowhani A., Tabejamaat S. Experimental study of the effects of swirl and air dilution on biogas non-premixed flame stability. *Thermal Science*, 2015, vol. 19, no. 6, pp. 2161-2169.
8. Belousov V.N., Smirnova O.S., Smorodin S.N. Osnovy szhiganiya gaza: uchebnoye posobiye [Fundamentals of gas combustion: tutorial]. St. Petersburg: *Sankt-Peterburgskiy gosudarstvennyy technologicheskiy universitet rastitelnykh polimerov*, 2009, 40 p.
9. Mingazov B.G. Vnutrikamernyye protsessy i avtomatizirovannay adovodka kamer sgoraniya GTD [Intra-chamber processes and automated fine-tuning of gas turbine engine combustion chambers]. Kazan, 2000, 168 p.
10. Rauschenbach B.V., Bely S.A., Bespalov I.V., Borodachev V.Ya., Volynsky M.S., Prudnikov A.G. Fizicheskiye osnovy rabochego protsessa v kamerakh sgoraniya vozdušno-reaktivnykh dvigateley [Physical foundations of the working process in combustion chambers of air-jet engines] Moscow, 1964, 526 p.
11. Meghdad Saediamiri, Meghdad Saediamiri, Madjid Birouk, Madjid Birouk, Kozinski J.A. Flame stability limits of low swirl burner – Effect of fuel composition and burner geometry. *Fuel*, 2017, vol. 208, pp. 410-422.
12. Leung T., Wierzba I. Prediction of the blowout limits of turbulent non-premixed jet flames using the premixed combustion theory. *Combustion Science and Technology*, 2010, vol. 182(10), pp. 1528-1545.
13. James C. Massey, Zhi X. Chen, Nedunchezian Swaminathan. Lean Flame Root Dynamics in a Gas Turbine Model Combustor. *Combustion Science and Technology*, 2019, vol. 191, pp. 1019-1042.
14. Inanc E., Proch F., Kempf A.M. Studying transient jet flames by high-resolution LES using premixed flamelet chemistry. *Direct and LargeEddy Simulation XI. ERCOFTAC Series*, 2019, vol. 25, pp. 237-243.
15. Leung T., Wierzba I. The effect of hydrogen addition on biogas non-premixed jet flame stability in a co-flowing air stream. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2008, vol. 33(14), pp. 3856-3862.
16. Dobrovolskiy M.V. Zhidkostnyye raketnyye dvigateli [Liquid rocket engines]. Moscow: MSTU named by N.E. Bauman, 2005, 488 p.
17. Alesanov V.Ye. i dr. Teoriya raketnykh dvigateley [Theory of rocket engines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1980, 533 p.
18. Shilova A.A., Bachev N.L., Matyunin O.O. Universalnaya kamera sgoraniya dlya utilizatsii raznorodnykh po sostavu i teploproduktivnosti neftyanykh gazov [Universal combustion chamber for utilization of petroleum gases of different composition and heat output]. *Problemeleenergeticii regionale*, 2021, № 1 (49), pp. 61-72.
19. Feikema D, Chen RH, Driscoll JF. Enhancement of flame blowout limits by the use of swirl. *Combust Flame*, 1990, vol. 80, iss. 2, pp. 183-195.

Об авторах

Шилова Алена Алексеевна (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГАОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29; e-mail: alyona1203@gmail.com).

Бачев Николай Леонидович (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГАОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29; e-mail: bnl54@yandex.ru).

Булбович Роман Васильевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГАОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29; e-mail: bulbovich@pstu.ru)

About the authors

Alyona A. Shilova (Perm, Russian Federation) – PhD Student of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation; e-mail: alyona1203@gmail.com).

Nikolay L. Bachev (Perm, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Professor of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation; e-mail: bnl54@yandex.ru).

Roman V. Bulbovich (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation; e-mail: bulbovich@pstu.ru).

Получено 16.07.2021