

621.45.022.7

## РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГРАНИЦ ПРОСКОКА ПЛАМЕНИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ МЕТАНОВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Д. В. Идрисов, С. С. Матвеев, Н. И. Гураков, А. А. Литарова,  
О. В. Коломзаров, А. С. Савченкова, А. Д. Попов

Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королева, 443086 Самара, idrisov57@yandex.ru

Проведено расчетно-экспериментальное исследование границ проскока пламени при горении предварительно подготовленного метановодородного топлива в вихревом горелочном устройстве с закруткой потока, а также в модельной камере сгорания, являющейся прототипом используемых малоэмиссионных камер сгорания с предварительной подготовкой смеси. В результате проведенных исследований выработаны рекомендации, применение которых позволяет определить проскок пламени с погрешностью, не превышающей  $\pm 5\%$ . Эти результаты могут быть использованы для повышения точности определения границ проскока пламени при горении метановодородного топлива на этапе предварительного проектирования камер сгорания авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок.

Ключевые слова: камера сгорания, диапазон устойчивого горения, границы проскока срыва пламени, водород.

DOI 10.15372/FGV2024.9445  
EDN WGYMHW

### ВВЕДЕНИЕ

Одной из глобальных мировых проблем является изменение климата, вызванное увеличением доли парниковых газов в атмосфере Земли. В связи с этим в последнее время большое внимание уделяется вопросу снижения выбросов углекислого газа авиационными газотурбинными двигателями (ГТД) и созданными на их базе наземными газотурбинными установками, а также промышленными энергетическими установками. Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) в 2016 г. утверждена схема сокращения выбросов углерода в авиации [1, 2]. Использование альтернативных видов топлива, в частности водорода и метановодородных смесей, позволит существенно уменьшить выбросы  $\text{CO}_2$ , которые сейчас составляют в среднем 500 г  $\text{CO}_2$  на 1 кВт·ч. В обозримом будущем планируется снизить эмиссию  $\text{CO}_2$  до 340 г, а в перспективе до 100 г на 1 кВт·ч [3, 4].

В соответствии со стандартами ИКАО

основными нормируемыми компонентами выбросов в атмосферу являются оксиды азота, оксиды углерода, несгоревшие углеводороды и сажа. Мероприятия по снижению образования вредных выбросов в основном сводятся к разработке малоэмиссионных камер сгорания (КС), в которых используется метод сжигания предварительно подготовленных бедных смесей. Однако при этом возникают проблемы устойчивого горения, а именно сужаются границы по бедному срыву пламени [5, 6].

Использование добавок водорода в топливо позволяет решить проблему устойчивого горения бедных смесей. Но при этом возникают другие сложности, в частности риск проскока пламени в зону подготовки топливовоздушной смеси [7]. Поэтому для проектирования новых малоэмиссионных КС, стабильно работающих на метановодородных топливах, необходимо достоверно определять границы устойчивой работы КС, в частности условия возникновения проскока пламени в горелочном устройстве.

Целью данной работы является повышение точности определения границ проскока

пламени при горении метановодородного топлива на этапе предварительного проектирования камер сгорания авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок.

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ

Для исследования границ проскока пламени в вихревом горелочном устройстве использовалась установка с закруткой потока и предварительной подготовкой топливовоздушной смеси. Данное горелочное устройство является упрощенной моделью типового элемента фронтного устройства КС авиационных ГТД и созданных на их основе газотурбинных установок. Опыты проводились при атмосферном давлении и температуре смеси на входе в горелку  $T_k = 373$  К. Расход воздуха изменялся в диапазоне  $G_v = 6 \div 9$  г/с, что обеспечивало приведенную среднерасходную скорость на срезе сопла горелки  $\lambda_k = 0.06 \div 0.09$ . Объемная доля водорода в метановодородном топливе изменялась в диапазоне  $R_H = 40 \div 100$  %. Подробнее данная установка описана в работе [8].

Также была создана модельная КС для работы на метановодородном топливе. Данная камера является прототипом малоэмиссионных КС с предварительной подготовкой смеси, используемых в перспективных авиационных ГТД и энергетических установках. В состав модельной КС (рис. 1) входят участок подвода и распределения топлива по трем контурам 1, горелочное устройство 2, цилиндрическая жаровая труба с конвективной системой охлаждения 3, выходной участок 4. Пилот-

ная зона формируется за счет центрального тела, которое выступает в роли форсунки. В основной зоне горения предусмотрено два контура подачи топлива: выше по потоку от завихрителя ( $G_{T,осн1}$ ) и в следе за завихрителем ( $G_{T,осн2}$ ) [9].

Данный объект исследования позволяет проводить испытания с использованием как чистых, так и смесевых газообразных топлив ( $CH_4/H_2$ ) с температурой подогрева до  $650$  °С и расходом рабочего тела через основной контур до  $0.1$  кг/с.

Конструктивное исполнение предусматривает подачу газа по трем контурам: пилотный  $G_{T,пилот}$  (диффузионный), предварительного смешения  $G_{T,осн1}$  (гомогенный) и втулочный  $G_{T,осн2}$ . Пилотный контур позволяет подавать метановодородную смесь в концентрации  $0 \div 100$  %, основной контур — до  $60 \div 100$  % в зависимости от режима работы, с точностью до 1 %.

Система измерения спроектирована таким образом, что при необходимости одновременно можно записывать сигналы с датчика пульсаций давления и показания термпар, расположенных на жаровой трубе, а также проводить измерения состава газа на выходе. Подвод воздуха в контур охлаждения жаровой трубы выполнен независимой линией, что позволяет варьировать степень охлаждения стенки.

### ЧИСЛЕННЫЕ МЕТОДЫ

Геометрические модели исследуемых горелочных устройств были созданы на основе ре-

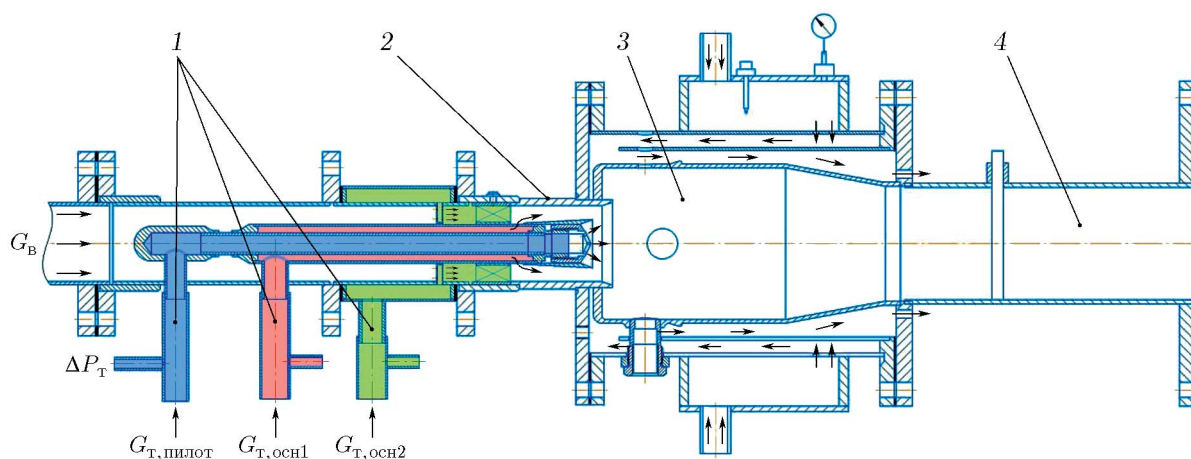


Рис. 1. Схема модельной камеры сгорания

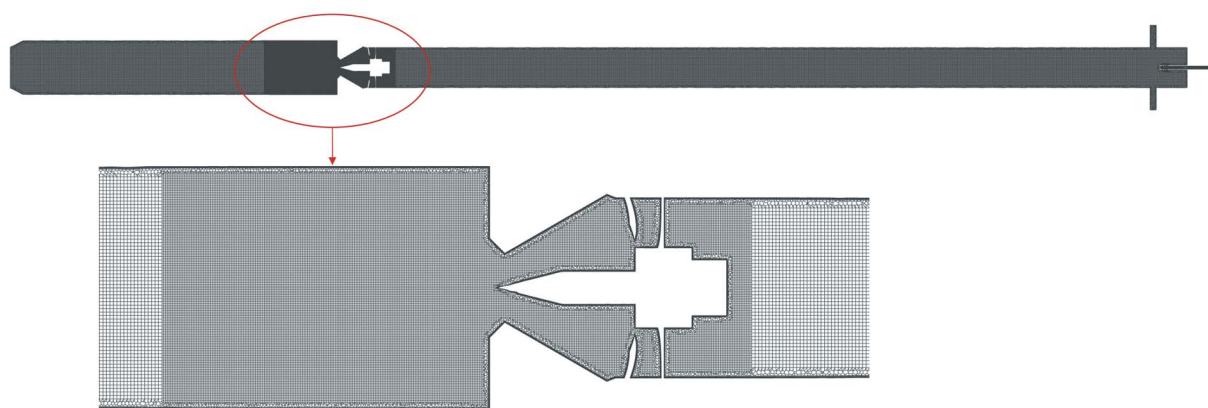


Рис. 2. Сеточная модель расчетной области для определения проскока пламени в горелочном устройстве

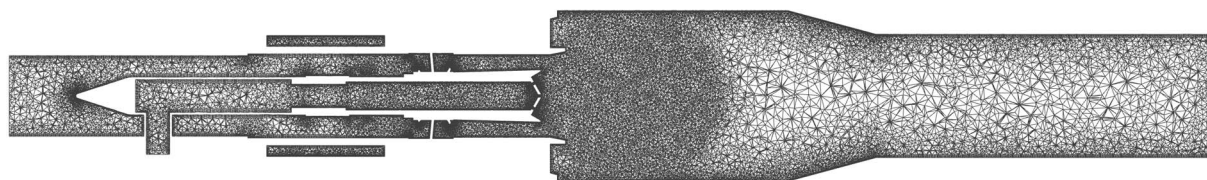


Рис. 3. Сеточная модель камеры сгорания

альной конструкции экспериментальной установки.

В сеточной модели горелочного устройства с закруткой потока (рис. 2) применено разбиение расчетной области на два типа элементов: в центре потока элементы представляют собой гексаэдры (6 граней), в пристеночном слое область состоит из полиэдрических 8-гранных элементов. Так как в данной задаче необходимо достаточно точно отслеживать положение фронта пламени, в предполагаемой зоне тепловыделения, а также в области плохобтекаемого тела предусмотрено локальное измельчение элементов. В результате построения конечно-объемной модели максимальное значение параметра скошенности составило 0.93. Размер элементов в предполагаемой области формирования фронта пламени — 0.8 мм. Суммарное количество элементов в модели порядка 6 млн элементов.

Для моделирования процессов в КС была сгенерирована сеточная конечно-элементная модель проточной части КС со следующими параметрами:

максимальное значение параметра скошенности — 0.89647;  
общее количество элементов — 11 375 600;  
количество призматических элементов в пограничном слое — 3.

Конечно-элементная модель имеет загущение элементов в области подачи топлива через основной контур и в области зоны горения (рис. 3).

При численном исследовании в данной работе использована модель горения FGM (flamelet generated manifold) с кинетическим механизмом, наиболее подходящим для исследования горения метановодородного топлива Wang 2018 [10, 11], в который дополнительно включены четыре элементарные реакции (8–10, табл. 1) и уточнены константы скоростей реакций, наиболее сильно влияющих на нормальную скорость распространения пламени (1–7, табл. 1) [12–16].

Для достоверного определения проскока пламени при численном моделировании использовались также зависимости нормальной скорости распространения пламени от коэффициента избытка топлива  $\phi$ , давления, температуры и вида используемого топлива ( $S_L = f(\phi, P_k, T_k)$ ) [7, 18]. Пример зависимостей представлен в табл. 2.

Моделирование проскока пламени в горелочном устройстве с предварительной подготовкой метановодородовоздушной смеси и закруткой потока проводилось при различной объемной доле водорода в топливе  $R_H$ . Исходные режимные параметры работы горелочного

Таблица 1

Новые реакции и обновленные константы скорости  
в базовом кинетическом механизме Wang 2018

№ п/п	Реакция	$A$	$B$	$E_a$ , ккал/моль	Источник данных
1	$H_2 + OH = H + H_2O$	$8.03 \cdot 10^7$	1.642	3.2793	[12]
2	$O_2 + H = O + OH$	$1.10 \cdot 10^{15}$	-0.286	$1.60 \cdot 10^1$	[12]
3	$H + HO_2 = 2OH$	$1.36 \cdot 10^{13}$	0.212	$-9.20 \cdot 10^{-3}$	[12]
4	$O + H_2 = OH + H$	$5.08 \cdot 10^4$	2.67	6.292	[13]
5	$OH + HO_2 = O_2 + H_2O$	$7.00 \cdot 10^{12}$	0	-1.09296	[14]
		$4.50 \cdot 10^{14}$	0	10.9296	[14]
6	$H_2 + O_2 = H + HO_2$	$7.40 \cdot 10^5$	2.43	53.5	[15]
7	$O + HO_2 = O_2 + OH$	$4.51 \cdot 10^{11}$	0.659	-0.4619	[12]
8	$H + O_2 + H = H_2 + O_2$	$8.80 \cdot 10^{22}$	-1.835	0.8	[16]
9	$H + O_2 + H = OH + OH$	$4.00 \cdot 10^{22}$	-1.835	0.8	[16]
10	$H + O_2 + O = OH + O_2$	$7.35 \cdot 10^{22}$	-1.835	0.8	[16]
11	$H + O_2 + OH = H_2O + O_2$	$2.56 \cdot 10^{22}$	-1.835	0.8	[16]

Таблица 2

Функции для  $S_L$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$  при  $R_H = 30, 80 \%$

$R_H = 30 \%$	$R_H = 80 \%$
$S_L = 66.44\phi^3 - 289.1\phi^2 + 373\phi - 115.4$	$S_L = 70.69\phi^3 - 379.3\phi^2 + 580.9\phi - 175.6$
$\alpha = -0.9016\phi + 0.6209\phi^2 + 2.398$	$\alpha = -0.5987\phi + 0.3147\phi^2 + 2.395$
$\beta = 2.357\phi - 1.109\phi^2 - 1.86$	$\beta = 2.028\phi - 0.8329\phi^2 - 1.496$

устройства для расчета: температура на входе в горелочное устройство  $T_K = 373$  К, расход воздуха  $G_B = 7.6$  г/с, давление атмосферное, коэффициент избытка воздуха  $\alpha$  изменялся в зависимости от режима устойчивого горения до фиксации проскока пламени.

При моделировании КС перепад давления во всех расчетах выдерживался постоянным и равным 5 %. Постоянными параметрами также были температура на входе ( $T_K$ ), давление ( $P_K$ ) в КС и предполагаемая температура продуктов на выходе ( $T_T$ ) из КС (для сохранения режима работы условного двигателя). Для поддержания постоянного значения  $T_T = 1990$  К (что соответствует  $\alpha = 1.6$  при сжигании чистого метана) были рассчитаны значения необходимого в КС коэффициента избытка воздуха с учетом соответствующего стехиометрического коэффициента для каждого значения  $R_H$  в

применяемом метановодородном топливе.

Численное моделирование выполнено с использованием расчетного модуля ANSYS Fluent 21.R2.

## РЕЗУЛЬТАТЫ

Для валидации математической модели горения метановодородного топлива и определения границ проскока пламени были проведены экспериментальные исследования в горелочном устройстве с закруткой потока и предварительной подготовкой топливовоздушной смеси (рис. 4). Граница проскока пламени ( $\alpha_{\text{проскок}}$ ) характеризуется величиной коэффициента избытка воздуха ( $\alpha$ ), при которой фиксируется проскок при заданных параметрах рабочего процесса в КС.

При моделировании проскока пламени в горелочном устройстве коэффициент избытка

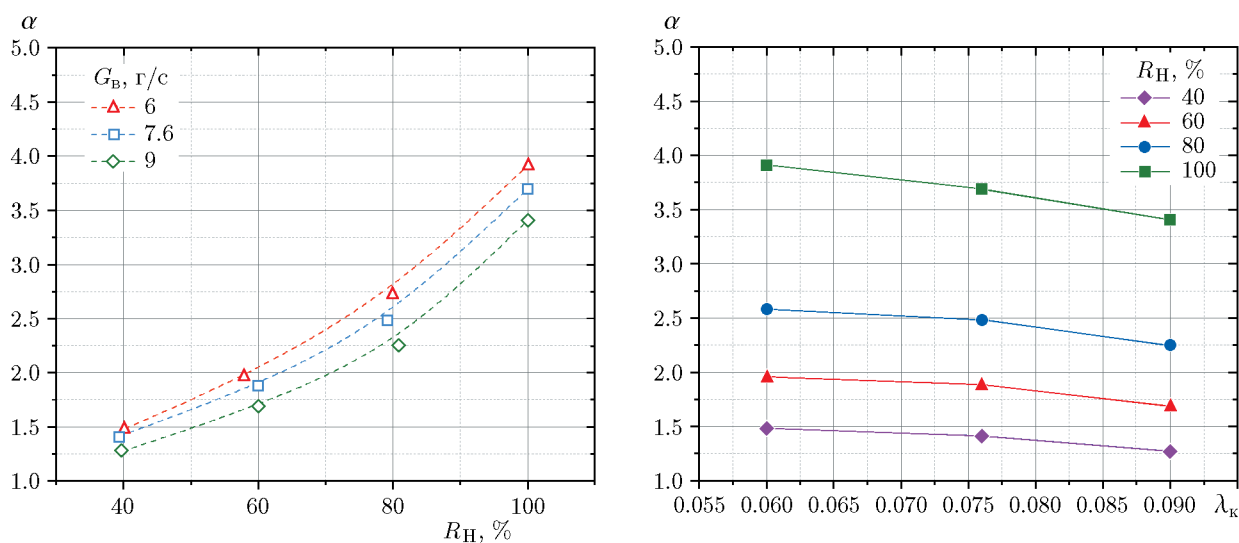


Рис. 4. Влияние режимных параметров горелочного устройства на проскок пламени

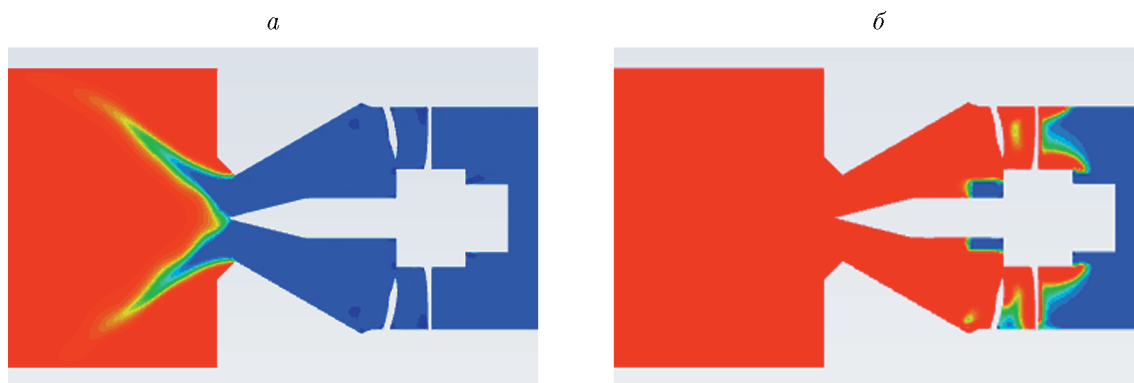


Рис. 5. Поля температуры потока в горелочном устройстве:

а — поле стабильного пламени, б — поле с проскоком пламени

воздуха  $\alpha$  изменялся путем повышения расхода топлива при заданном фиксированном значении  $R_H$ . Критериями сходимости были суммарный расход, восстановленная концентрация топлива и температура на выходе. Проскок фиксировался по наличию тепловыделения и изменению полноты сгорания внутри горелочного устройства между лопатками завихрителя и выходным соплом (рис. 5).

Сравнение расчетных и экспериментальных данных, полученных в результате исследования, представлено на рис. 6. При проведении расчетов в постановке RANS (осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса) с использованием базовых алгоритмов, заложенных в стандартные коммерческие программные продукты (ANSYS Fluent и др.), полученные значения  $\alpha_{\text{проскок}}$  отличаются от экс-

периментальных данных на 40 % во всем диапазоне добавок водорода. Эти результаты не могут быть приемлемыми даже для предварительных инженерных расчетов. Модернизация математической модели с учетом использования разработанных зависимостей для скорости пламени  $S_L = f(\phi, P_k, T_k)$  позволяет в два раза сократить отклонение от эксперимента (до 20 %). Проскок пламени относится к нестационарным явлениям и чувствителен к крупномасштабным пульсациям турбулентного потока, которые не описываются при стационарных подходах (RANS). Поэтому для адекватного описания нестационарных явлений должно использоваться моделирование методом крупных вихрей (LES), что и подтверждают результаты, приведенные на рис. 6. Погрешность данного метода при использовании нового ки-

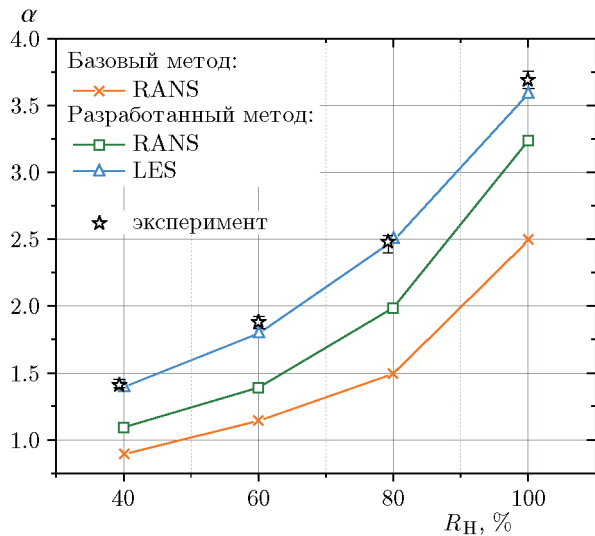


Рис. 6. Границы проскока пламени в зависимости от величины добавки водорода в метановодородное топливо при  $T_K = 373$  K и атмосферном давлении

нетического механизма и разработанных зависимостей для скорости пламени дает отклонение не более 5 %. Однако в инженерной практике подход LES применять нецелесообразно, так как при проектировании новых изделий необходимо выполнять множество расчетных исследований вариантов конструкций КС. Поэтому в данной работе предлагается использовать разработанную математическую модель в стационарной постановке на этапе предварительного проектирования с введением коэффициента запаса  $K = 1.25$ , который обеспечивает область стабильной работы.

Разработанный метод определения границ проскока пламени был апробирован с целью выработки рекомендаций по использованию метановодородных топлив с различным содержанием  $H_2$  в смеси в реальных КС газотурбинных двигателей и энергетических установок без риска возникновения проскока пламени в горелочное устройство. Исследования

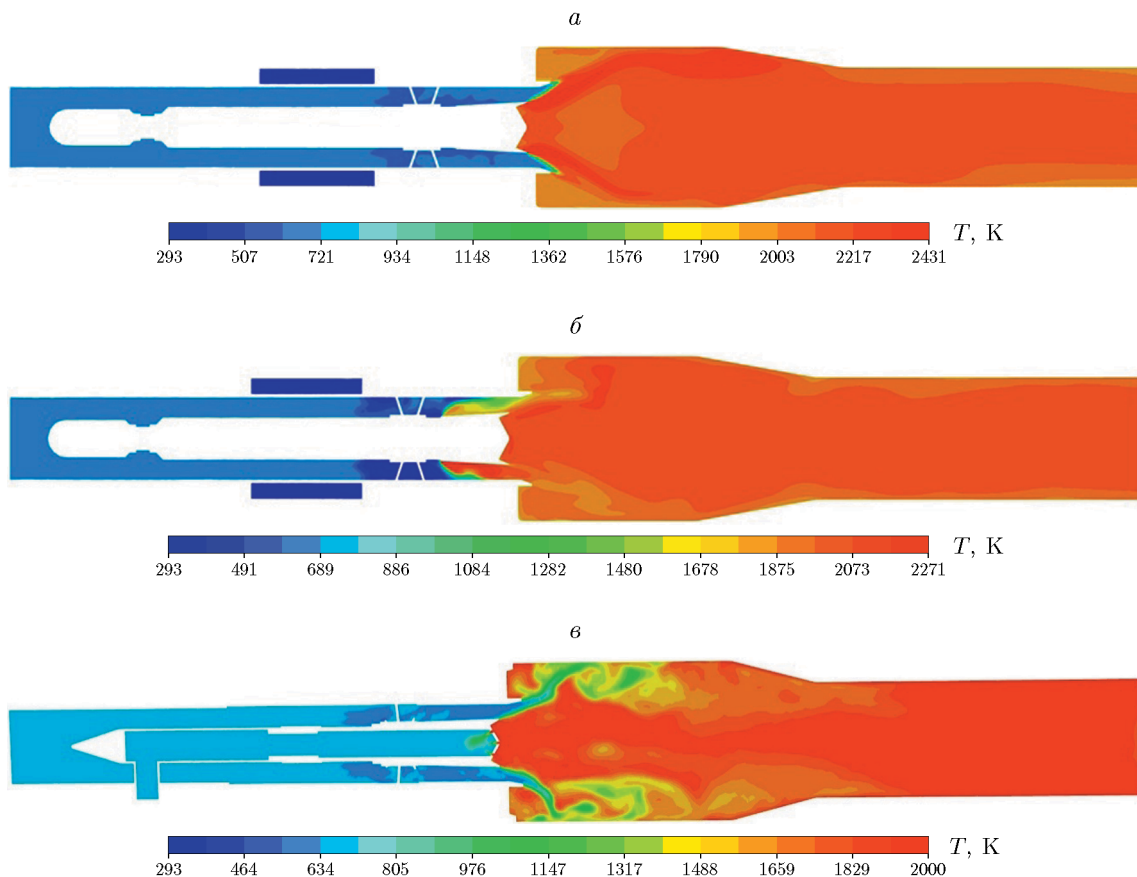


Рис. 7. Поле температуры при  $R_H = 40$  %:

$a$  — RANS,  $\alpha = 1.3$ ;  $b$  — RANS,  $\alpha = 1.2$ ;  $v$  — LES,  $\alpha = 1.65$



проведены на модельной КС (см. рис. 1), которая является прототипом используемых мало-эмиссионных КС с предварительной подготовкой смеси в перспективных авиационных ГТД и энергетических установках.

Для проведения экспериментальных исследований по влиянию добавок водорода в исходное топливо на основные характеристики модельной КС с целью обеспечения безопасных условий работы установки были выполнены расчеты по определению границы проскока пламени в заданных режимах работы КС. На рис. 7 представлены полученные поля распределения температуры при стабильной работе в стационарной (рис. 7,а) и нестационарной (рис. 7,в) постановках и при проскоке пламени (рис. 7,б) вдоль пограничного слоя.

В соответствии с разработанным методом определения границ проскока пламени при использовании метановодородного топлива по результатам численного моделирования в стационарной постановке (RANS) определена граница предварительного проскока пламени, а также граница предполагаемого проскока с учетом рекомендованного коэффициента запаса  $K = 1.25$  (рис. 8). Установленные согласно изложенному выше алгоритму границы предполагаемого проскока были верифицированы с использованием нестационарного численного моделирования методом LES, в результате чего определена точка стабильной работы КС (без проскока пламени) в режиме испытаний с  $R_H = 40\%$ .

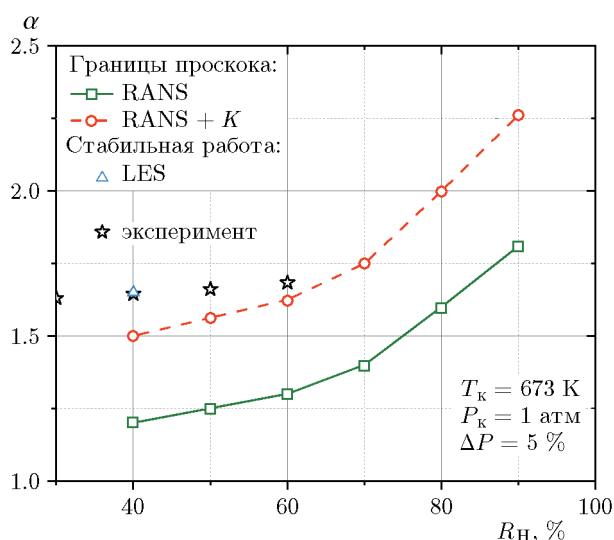


Рис. 8. Границы проскока пламени в модельной камере сгорания

Полученные при нестационарном моделировании (LES) результаты подтвердили правильность оценки границы предполагаемого проскока пламени, выполненной на основе стационарного моделирования (RANS) с рекомендованным коэффициентом запаса  $K = 1.25$  (см. рис. 8).

По результатам расчетно-экспериментального исследования процесса горения метановодородного топлива с различными значениями  $R_H$  в модельной КС на основе разработанного метода была определена граница проскока пламени, а соответственно, и зона устойчивой работы по коэффициенту избытка воздуха в КС. Результаты моделирования подтверждены опытными данными при работе КС в устойчивой зоне без проскока пламени внутри горелочного устройства при добавках водорода до  $R_H = 60\%$  включительно (см. рис. 8). В целях безопасной эксплуатации установки модельная КС не вводилась в режим работы с проскоком пламени.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе экспериментально доказано, что для типовых горелочных устройств камер сгорания ГТД и энергетических установок с закруткой потока при использовании предварительно подготовленной смеси метановодородного топлива с воздухом границы проскока пламени в значительной степени определяются долей водорода в топливе ( $R_H$ ), а также режимными параметрами, такими как среднерасходная скорость на срезе сопла горелки и характеристики закрученного потока на выходе из горелки.

Показано, что разработанная математическая модель, учитывающая новый кинетический механизм окисления метановодородных топлив WangUPD и новые зависимости  $S_L = f(\phi, P_k, T_k)$ , при прогнозировании границ проскока пламени в исследуемом горелочном устройстве на основе численного моделирования в стационарной постановке (RANS) позволяет в два раза сократить отклонение от экспериментальных данных и улучшить точность моделирования проскока пламени на этапе предварительного проектирования. Рекомендовано в этом случае применять корректировочный коэффициент  $K = 1.25$  для увеличения предполагаемого значения коэффициента избытка воздуха при проскоке пламени.

Прогнозирование границ проскока пламени при моделировании в трехмерной нестационарной постановке методом крупных вихрей (LES) с использованием разработанной математической модели позволяет качественно и количественно определить проскок пламени с погрешностью, не превышающей  $\pm 5\%$ .

По результатам расчетно-экспериментального исследования определена граница устойчивой работы модельной камеры сгорания, которая подтверждена опытными данными при работе камеры без проскока пламени внутрь горелочного устройства при добавке водорода до 60 %.

### ФИНАНСИРОВАНИЕ РАБОТЫ

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (проект № 22-79-10205, <https://rscf.ru/project/22-79-10205/>).

### КОНФЛИКТ ИНТЕРЕСОВ

Авторы данной работы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Владимиров А. В., Свердлов Е. Д., Дубовицкий А. Н. Новые технологии снижения вредных выбросов и  $\text{CO}_2$  в продуктах сгорания ГТУ и ГТД путем подмешивания и постепенного перехода к водородному топливу // *Авиационные двигатели*. — 2022. — Т. 2 (15). — С. 83–103. — DOI: 10.54349/26586061.2022.1.83. — EDN: KYDQNZ.
2. Grote M., Williams I., Preston J. Direct carbon dioxide emissions from civil aircraft // *Atmos. Environ.* — 2014. — V. 95. — P. 214–224. — DOI: 10.1016/j.atmosenv.2014.06.042.
3. Макаров А. А., Митрова Т. А., Кулагин В. А. Прогноз развития энергетики мира и России 2019. — М.: ИНЭИ-Сколково, 2019.
4. Аксютин О. Е., Ишков А. Г., Хлопцов В. Г., Казарян В. А., Столяревский А. Я. Концепция крупномасштабного развития инновационных систем производства и распределения метано-водородного топлива как эффективного альтернативного энергоносителя // 25th World Gas Conf., Kuala Lumpur, 2012. — С. 1–13.
5. Shanbhogue S. J., Sanusi Y. S., Taamallah S., Habib M. A., Mokheimer E. M. A., Ghoniem A. F. Flame macrostructures, combustion instability and extinction strain scaling in swirl-stabilized premixed  $\text{CH}_4/\text{H}_2$  combustion // *Combust. Flame*. — 2016. — V. 163. — P. 494–507. — DOI: 10.1016/j.combustflame.2015.10.026.
6. Бирюк В. В., Лукачев С. В., Угланов Д. А., Цыбизов Ю. И. Газ в моторах. — Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2021.
7. Imteyaz B., Habib M., Nemitallah M., Abdelhafez A., Ben-Mansour R. Operability of a premixed combustor holding hydrogen-enriched oxy-methane flames: An experimental and numerical study // *Int. J. Energy Res.* — 2020. — V. 45, N 2. — P. 3049–3063. — DOI: 10.1002/er.5998.
8. Гураков Н. И., Коломзаров О. В., Идрисов Д. В., Попов А. Д., Литарова А. А., Семенихин А. С., Кузнецова А. А., Матвеев С. С. Границы устойчивости пламени метан-водородных смесей // *Краткие сообщения по физике ФИАН*. — 2023. — Т. 50, № 4. — С. 44–54. — EDN: CYBFTV.
9. Гураков Н. И., Коломзаров О. В., Идрисов Д. В., Новичкова С. С., Эмирова Л. Ш., Абрашкин В. Ю., Матвеев С. С., Матвеев С. Г., Фокин Н. И., Симин Н. О., Ивановский А. А., Тарасов Д. С. Расчетно-экспериментальное исследование горения метановодородных смесей в модельной камере сгорания газотурбинной установки // *Физика горения и взрыва*. — 2023. — Т. 59, № 2. — С. 16–23. — DOI: 10.15372/FGV20230203. — EDN: AQHXCS.
10. Семенихин А. С., Матвеев С. С., Чечет И. В., Матвеев С. Г., Идрисов Д. В., Гураков Н. И., Радин Д. В., Новичкова С. С., Фокин Н. И., Симин Н. О., Ивановский А. А., Тарасов Д. С. Кинетические модели горения метановодородных смесей: краткий обзор и их валидация // *Теплоэнергетика*. — 2022. — № 10. — С. 79–89. — DOI: 10.56304/S0040363622100071. — EDN: BXKHWI.
11. Wang H., You X., Joshi A. V., Davis S. G., Laskin A., Egolfopoulos F., Law C. K. Mech Version II. High-Temperature Combustion Reaction Model of  $\text{H}_2/\text{CO}/\text{C}_1\text{--C}_4$  Compounds [Электронный ресурс]. — [http://ignis.usc.edu/USC\\_Mech.II.htm](http://ignis.usc.edu/USC_Mech.II.htm), May 2007 (дата обращения: 17.10.2020).
12. Yang X., Shen X., Zhao P., Law C. K. Statistical analysis on rate parameters of the  $\text{H}_2\text{--O}_2$  reaction system // *J. Phys. Chem. A*. — 2021. — V. 125, N 47. — P. 10223–10234. — DOI: 10.1021/acs.jpca.1c08250.
13. Sutherland J. W., Michael J. V., Pirraglia A. N., Nesbitt F. L., Klemm R. B. Rate constant for the reaction of  $\text{O}(^3\text{P})$  with  $\text{H}_2$  by the flash photolysis-shock tube and flash photolysis-resonance fluorescence techniques;  $504\text{ K} \leq T \leq 2495\text{ K}$  // *Symp. (Int.) Combust.* — 1988. — V. 21, N 1. — P. 929–941. — DOI: 10.1016/S0082-0784(88)80325-4.



14. **Hong Z., Lam K.-Y., Sur R., Wang S., Davidson D. F., Hanson R. K.** On the rate constants of  $\text{OH} + \text{HO}_2$  and  $\text{HO}_2 + \text{HO}_2$ : A Comprehensive study of  $\text{H}_2\text{O}_2$  thermal decomposition using multi-species laser absorption // *Proc. Combust. Inst.* — 2013. — V. 34, N 1. — P. 565–571. — DOI: 10.1016/j.proci.2012.06.108.
15. **Michael J. V., Sutherland J. W., Harding L. B., Wagner A. F.** Initiation in  $\text{H}_2/\text{O}_2$ : Rate constants for  $\text{H}_2 + \text{O}_2 \rightarrow \text{H} + \text{HO}_2$  at high temperature // *Proc. Combust. Inst.* — 2000. — V. 28, N 2. — P. 1471–1478. — DOI: 10.1016/S0082-0784(00)80543-3.
16. **Li R., Konnov A. A., He G., Qin F., Zhang D.** Chemical mechanism development and reduction for combustion of  $\text{NH}_3/\text{H}_2/\text{CH}_4$  mixtures // *Fuel*. — 2019. — V. 257. — 116059. — DOI: 10.1016/j.fuel.2019.116059.
17. **Zubrilin I. A., Matveev S. S., Matveev S. G., Idrisov D. V.** Measurements and experimental database review for laminar flame speed premixed  $\text{CH}_4/\text{air}$  flames // *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.* — 2018. — V. 302, N 1. — 012078. — DOI: 10.1088/1757-899X/302/1/012078.
18. **Metghalchi M., Keck J. C.** Burning velocities of mixtures of air with methanol, isooctane, and indolene at high pressure and temperature // *Combust. Flame*. — 1982. — V. 48. — P. 191–210. — DOI: 10.1016/0010-2180(82)90127-4.

*Поступила в редакцию 29.01.2024.*

*Принята к публикации 07.02.2024.*