

## ВЛИЯНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ НА СТРУКТУРУ ЗАКРУЧЕННОГО ПОТОКА ЗА ГОРЕЛОЧНЫМ УСТРОЙСТВОМ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ

Зубрилин И.А.<sup>1\*</sup>, Диденко А.А.<sup>1\*\*</sup>, Дмитриев Д.Н.<sup>2\*\*\*</sup>, Гураков Н.И.<sup>1\*\*\*\*</sup>,  
Эрнандэс Моралес М.<sup>1\*\*\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева,  
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия

<sup>2</sup> ПАО «Кузнецов»,  
Заводское шоссе, 29, Самара, 443009, Россия

\* e-mail: zubrilin416@mail.ru

\*\* e-mail: aanm\_didenko@rambler.ru

\*\*\* e-mail: ddn-rover@mail.ru

\*\*\*\* e-mail: nkgurakov@gmail.com

\*\*\*\*\* e-mail: mariohernandezmo\_4\_2@hotmail.com

Статья поступила в редакцию 21.03.2019

Представлены результаты исследования влияния процессов горения на структуру закрученного потока за горелочным устройством камеры сгорания газотурбинной установки с центральным телом. Экспериментально определены скорости потока с помощью лазерного доплеровского анемометра, состав продуктов сгорания с помощью метода отбора проб с последующим хроматографическим анализом. Проведено моделирование течения и процессов горения в трёхмерной нестационарной постановке с помощью метода моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation, LES). Показано, что результаты моделирования хорошо согласуются с экспериментальными данными, кроме концентрации промежуточных продуктов сгорания, например СО, во фронте пламени. Для варианта без горения максимальное значение пульсационной составляющей скорости расположено за кромкой центрального тела в области образования крупных когерентных структур. В случае с горением максимальное значение пульсационной составляющей скорости смещается в область взаимодействия зоны обратных токов и осевого закрученного потока.

*Ключевые слова:* газотурбинная установка, камера сгорания, моделирование крупных вихрей, экспериментальные измерения.

Закрученный поток используется в большинстве современных камер сгорания (КС) газотурбинных двигателей (ГТД) и газотурбинных установок (ГТУ) для формирования топливовоздушной смеси и стабилизации пламени в широком диапазоне режимов работы двигателя [1–3]. В сильно закрученном потоке образуется зона обратных токов (ЗОТ), представляющая собой область в пространстве, в которой скорость потока направлена против движения основной массы газа (против прямого тока) [4]. Зона обратных токов образуется в приосевой области и, как правило, имеет форму тела вращения. Поскольку в современных низкоэмиссионных камерах сгорания, использующих технологию бедного горения [5], ос-

новная часть воздуха проходит через горелочное устройство, то зона обратных токов оказывает существенное влияние на их характеристики. Одним из свойств закрученной струи является возникновение при определённых условиях прецессирующего вихревого ядра (ПВЯ) [4–7]. Данное вихревое ядро может являться источником пульсаций давления в системе, что приводит к нежелательному пульсационному горению. Однако в ряде работ отмечено, что наличие процесса горения или пилотного очага диффузионного пламени может подавлять возникновение ПВЯ [5, 8, 9].

Зачастую исследование структуры потока и процессов в закрученном потоке проводилось для модельных конструкций или упрощённых анало-

гов промышленных горелок [5, 8]. Широкое разнообразие конструктивного исполнения горелок КС промышленных ГТД затрудняет обобщение результатов их исследования. Поэтому для каждой конструкции промышленного горелочного устройства исследование течений нужно выполнять индивидуально [10]. В свою очередь, основная часть экспериментальных работ проводится для холодного потока, поскольку исследовать структуру потока при горении сложно из-за наличия зон с высокой температурой.

Цель данной работы — исследование структуры потока за горелочным устройством КС энергетической установки и сопоставление структуры холодного потока со структурой потока при горении.

## Методы и инструменты

### Объект исследования

Схема организации рабочего процесса в исследуемом горелочном устройстве [11] представлена на рис. 1.

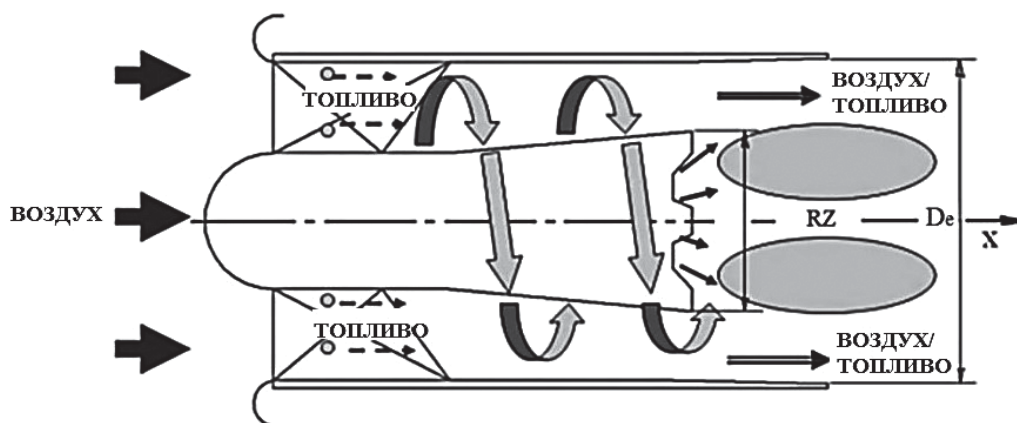


Рис. 1. Схема организации рабочего процесса в горелочном устройстве

Горелочное устройство предназначено для подготовки и сжигания частично заранее перемешанной смеси газообразного топлива с воздухом в камере сгорания ГТД и ГТУ. Основная часть топлива подаётся в межлопаточный канал завихрителя. Остальная часть топлива подаётся через центральное тело и служит для организации пилотного очага пламени. В качестве топлива используется природный газ.

### Экспериментальные измерения

Экспериментальные измерения скоростей осуществлялись с помощью лазерного доплеровского измерителя скорости частиц ЛАД-056С производства ОАО «ИОИТ», г. Новосибирск [12]. Для проведения измерений в поток подавались твёр-

дые трассерные частицы. Исследования проводились как для реагирующего, так и для нереагирующего потока. Измерение химического состава продуктов сгорания проводилось с помощью метода отбора проб с последующим хроматографическим анализом.

Температура воздуха на входе задавалась постоянной и равной 330 К. Полное давление воздуха на входе в горелочное устройство на  $\Delta p^* \approx 3,3\%$  больше атмосферного давления на выходе, что соответствует режиму его работы в составе КС. Число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам потока и диаметру на выходе горелочного устройства, было равно  $Re \approx 12000$ . Расход топлива в дежурную зону составлял 11,5% от суммарного расхода топлива. Коэффициент избытка воздуха для случая смешения топлива без горения равнялся  $\alpha = 2,08$ , а для случая с горением  $\alpha = 1,8$ . Различие в значениях связано с различными расходами воздуха на входе из-за повышен-

ного гидравлического сопротивления при горении.

Все экспериментальные измерения характеристик потока (скорость, состав) проводились для открытого пространства за горелочным устройством в продольной плоскости вниз по потоку от выхода из него.

Результаты как эксперимента, так и моделирования с горением и без представлены для четырех сечений от  $x/D = 0,33$  до  $x/D = 1,33$  на рис. 2, где  $D_e = 60$  мм диаметр горелки на выходе (см. рис. 1).

### Моделирование в трёхмерной постановке

Расчетными методами исследовались три случая: два повторяют экспериментальные условия

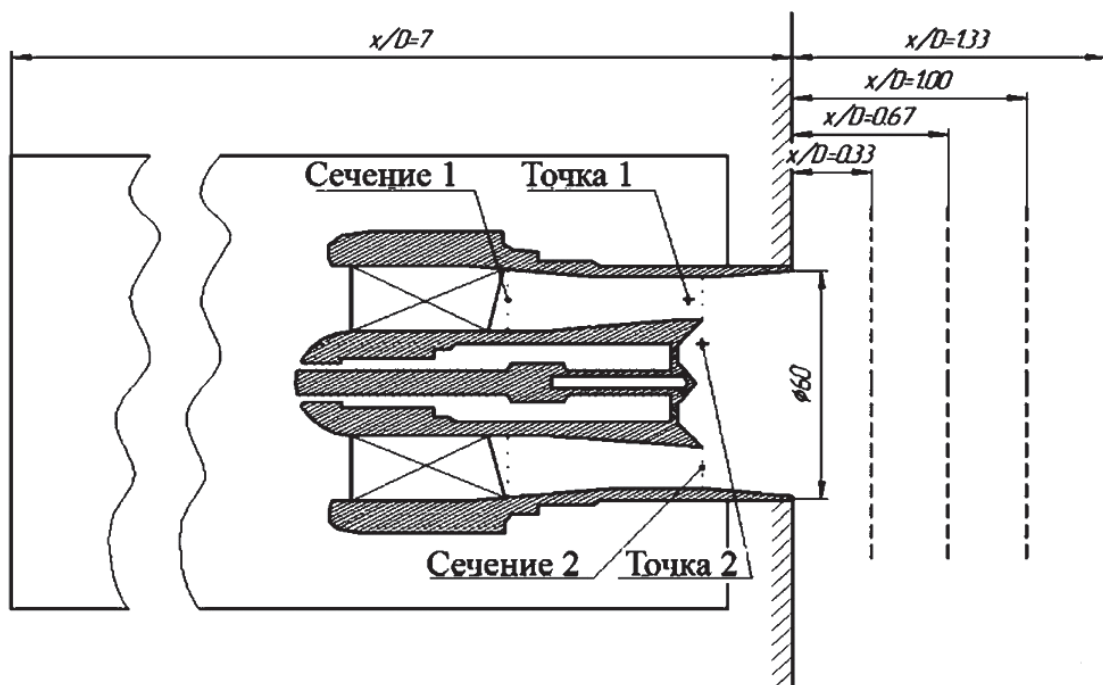


Рис. 2. Схема продольной плоскости горелки и положение сечений измерений

(с горением топлива и холодная продувка), и дополнительно исследовался случай с подачей топлива, но без горения. Расчет проводился в программном комплексе Ansys Fluent 18.2. Для расчета использовался подход моделирования крупных вихрей (Large Eddy Simulation, LES) [13]. Подсеточная модель — динамическая модель Смагоринского—Лилли [14]. Расчет процессов горения осуществлялся с помощью подхода Flamelet Generated Manifold [15, 16], реализованного в Ansys Fluent. В качестве кинетического механизма химических реакций принят механизм GRI 3.0 [17]. Скорость пламени определялась зависимостью, полученной в работе [18]. Параметры потока на входе задавались в виде равномерного распределения по сечению. Временной шаг равен  $10^{-5}$  с, при этом максимальное значение числа Куранта равно 5. Начальными условиями для LES являлся расчет на базе RANS. Расчет проводился на суперкомпьютере «Сергей Королев» [19].

### Геометрия горелки

Расчетная область включает в себя часть участка подачи воздуха перед горелочным устройством, каналы подачи топливного газа в лопатках завихрителя и центрального тела, воздушные каналы внутри горелочного устройства и часть атмосферы за ним.

### Расчетная сетка

Расчетная сетка неструктурированная. Измельчение сетки проводилось на выходе из отвер-

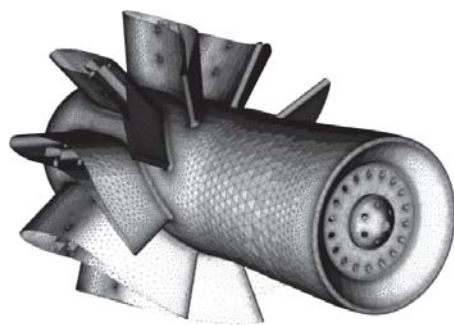


Рис. 3. Общий вид расчетной сетки на стенках лопаток и центрального тела

стий подачи топлива и вниз по потоку от центрального тела. Общее количество элементов составляло 6,5 млн штук. Общий вид расчетной сетки на стенках центрального тела и лопатках завихрителя внутри горелочного устройства представлен на рис. 3.

## Результаты и обсуждение

### Скорость потока

На рис. 4 представлены изменения осевой скорости потока вдоль радиуса. Без горения осевая скорость потока вблизи горелочного устройства практически линейно изменяется от оси потока до  $r = 30$  мм, что соответствует выходному радиусу горелки, тогда как с горением топлива форма закрученного потока меняется из-за подвода дополнительной тепловой энергии внутри него при сгорании топлива. При удалении от горелки происходит перераспределение осевой скорости от закрученной струи в свободный поток и



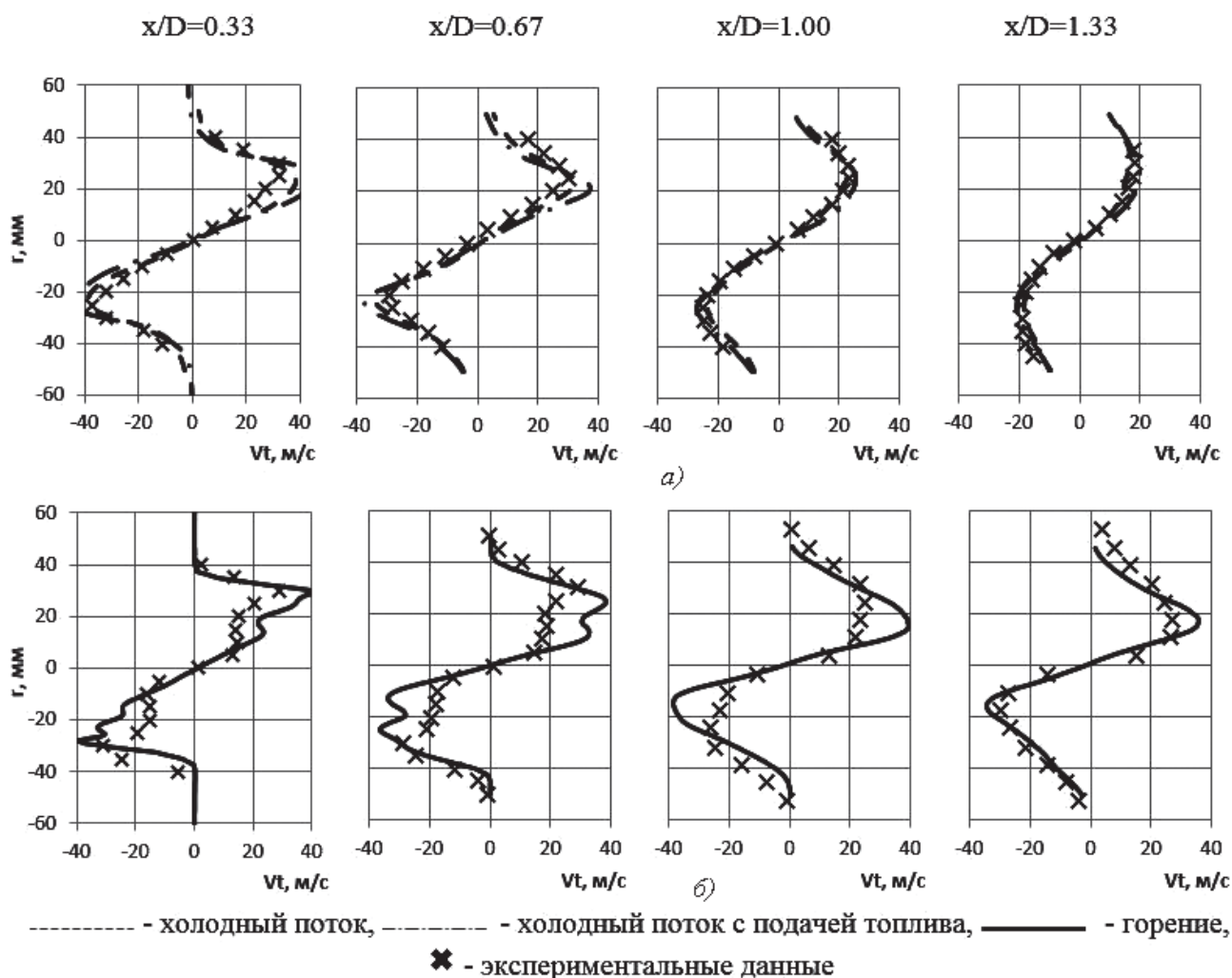


Рис. 6. Тангенциальная скорость потока: а — на режиме холодной продувки; б — на режиме с горением топлива

симальной тангенциальной скорости. Как и в случае с осевой скоростью, подача топлива не оказывает существенного влияния на профиль тангенциальной скорости потока.

При горении топлива поток с постоянной тангенциальной скоростью занимает меньшую область ( $r \leq 5$  мм). В ближнем следе за горелкой имеется область с постоянной тангенциальной скоростью ( $5 \leq r \leq 25$  мм). Стоит отметить, что при горении тангенциальная скорость потока в приосевой области при ( $r \leq 5$  мм) равна тангенциальной скорости потока без горения. При этом данная область не изменяется при удалении от горелки практически по всей длине ЗОТ. На расстоянии от горелки более 60 мм распределение тангенциальной скорости близко к распределению в вихре Ранкина.

В целом результаты расчета хорошо согласуются с экспериментальными данными, за исключением области вблизи границы зоны обратных

токов при горении для  $x/D = 0.67$  и  $x/D = 1.00$ , где расчет завышает значение окружной составляющей скорости. Как будет показано далее, в этой области расположен фронт пламени.

#### Среднеквадратичное отклонение скорости потока

На рис. 7 и 8 представлены графики изменения среднеквадратичного отклонения (root mean square, RMS) осевой и тангенциальной скоростей потока. Результаты экспериментальных измерений сопоставляются с разрешенной в LES (надсеточной) частью RMS скорости потока. Без горения положение максимального значения пульсации осевой скорости соответствует положению наибольшего градиента средней по времени окружной скорости. При горении пульсации осевой скорости в ЗОТ имеют практически постоянное значение вдоль радиуса. При этом общий уровень пульсаций ниже, чем в случае холодного потока. Пульсация осевой скорости для случая с горением имеет максимальное значение на границе зоны



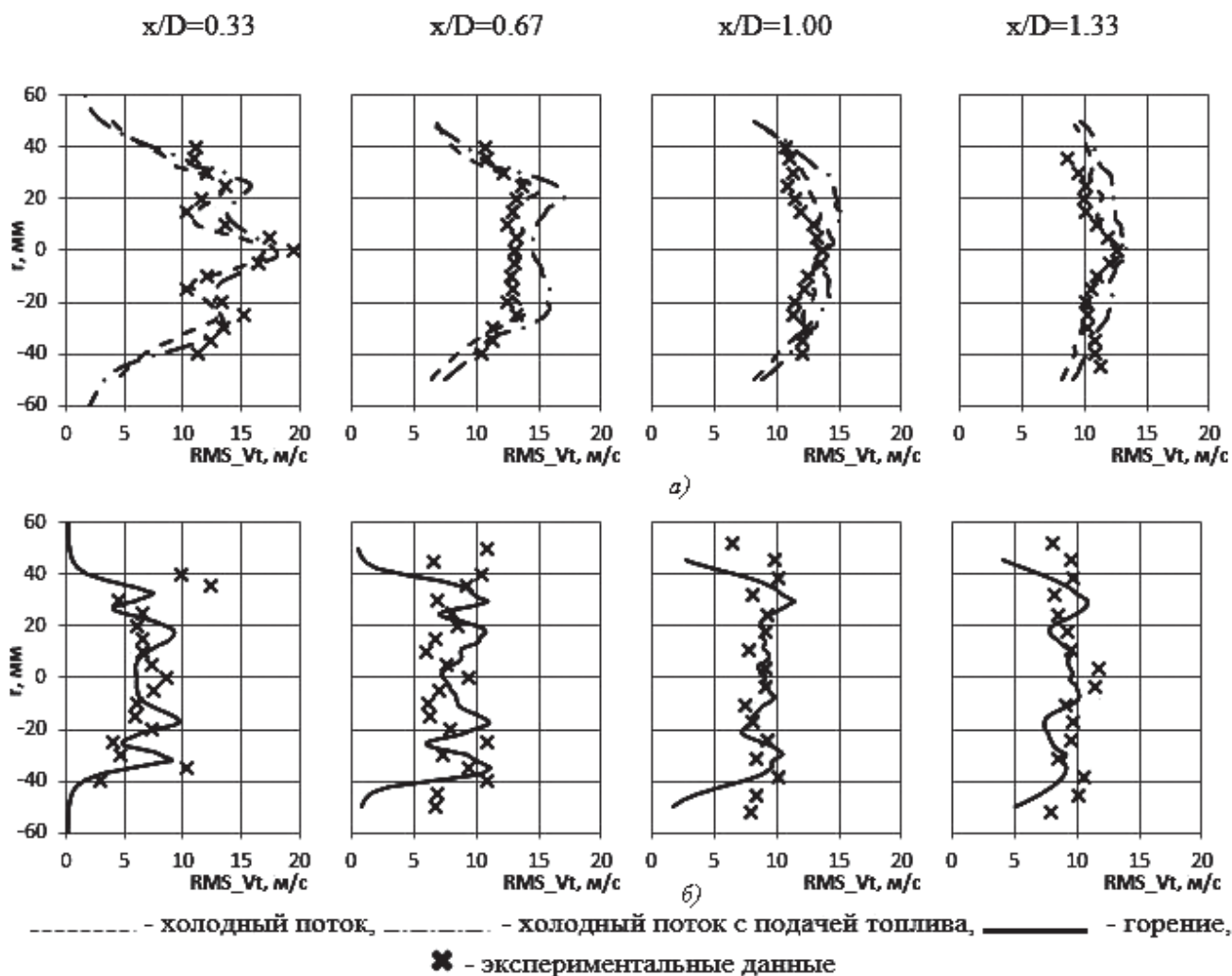


Рис. 8. Пульсации тангенциальной скорости потока: *а* — на режиме холодной продувки; *б* — на режиме с горением топлива

свидетельствует об адекватности используемой математической модели при расчёте процессов смешения топлива с воздухом.

Сопоставление по оксиду углерода показывает, что положение максимума концентрации CO смоделировано верно, однако абсолютное значение меньше, чем полученное экспериментально, особенно в ближнем следе за горелкой ( $x/D = 0.33 \dots 0.67$ ). Поскольку концентрации конечных продуктов сгорания, например таких, как  $CO_2$ , полученные расчетным путём, хорошо согласуются с экспериментальными данными, то возможное расхождение по CO связано с особенностями используемого кинетического механизма химических реакций при расчете промежуточных компонентов или с особенностями модели. Рассчитанное значение ближе к равновесному для данного состава, чем полученное экспериментально. Поэтому для расчета эмиссии CO необходимо использовать подходы, которые учитывают не-

равновесные процессы, например сеть идеальных реакторов [20].

На рис. 10 представлены полученные в результате расчета характеристики зоны обратных токов: изменение относительного массового расхода газа  $G$ , относительного объемного расход газа  $Q$  и радиуса зоны обратных токов  $R$  вдоль её длины. Относительные величины расходов приведены к расходу воздуха через горелочное устройство. Получено, что подача топлива влияет на расход газа и форму обратных токов незначительно, большее влияние оказывают процессы горения. Относительный массовый расход при горении приблизительно в три раза меньше, чем при холодных продувках, и составляет максимум 2 % от общего расхода через горелочное устройство. Наряду с этим объемный расход при горении в полтора раза выше, чем при холодных продувках, что связано с повышенным значением температуры при горении. Горение также изменяет форму ЗОТ и уве-

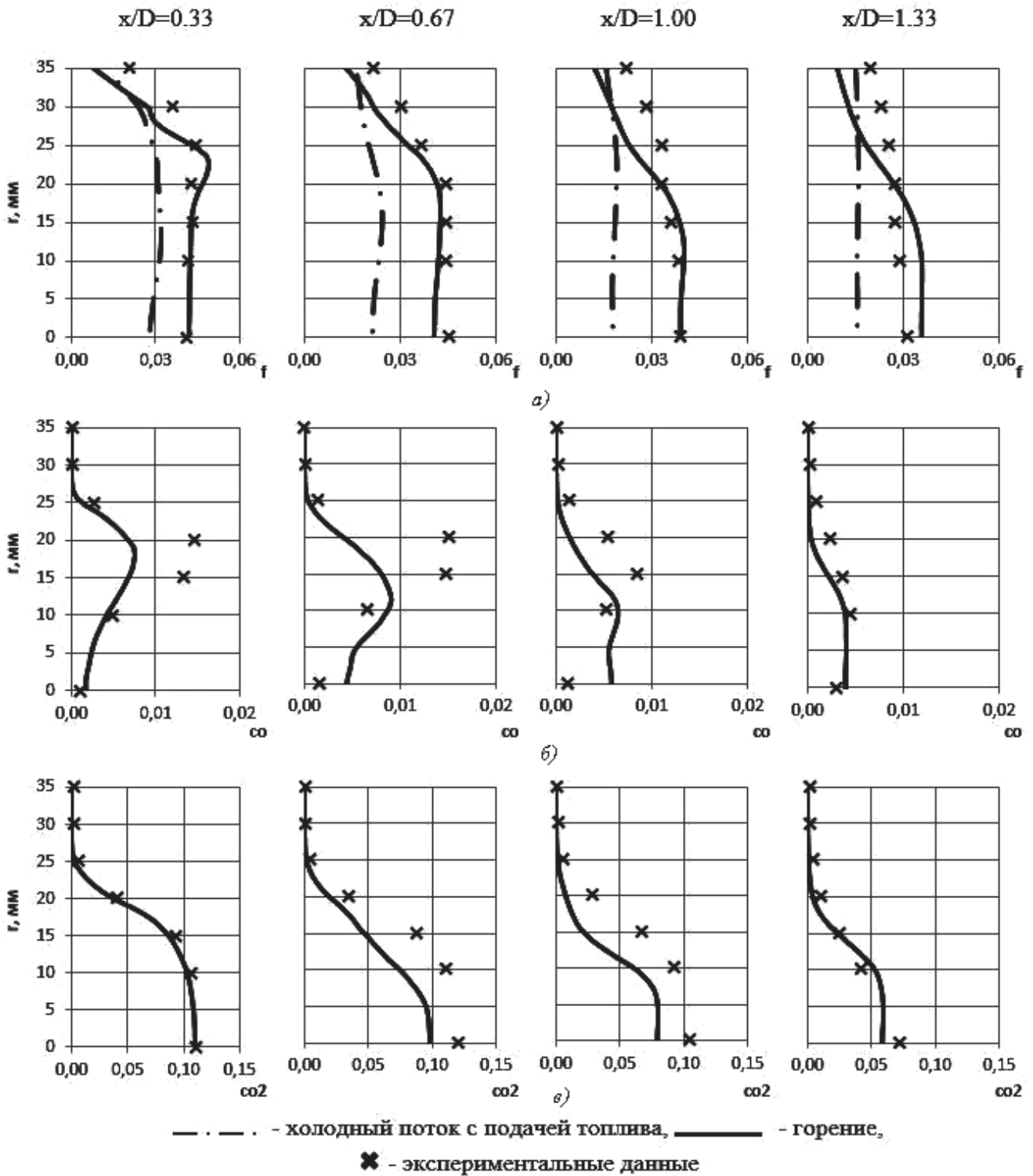


Рис. 9. Химический состав газа: *a* — концентрация топлива *f*; *b* — монооксид углерода CO; *в* — диоксид углерода CO<sub>2</sub>

личивает её объем. При холодных продувках ЗОТ имеет два характерных «горба»: один непосредственно за центральным телом, другой в открытом пространстве. При горении форма ЗОТ становится более овальной, и имеется только один «горб» непосредственно за выходом из горелки.

На рис. 11 представлены спектры пульсаций давления в двух точках (точка 1 и точка 2 на рис. 2). Получено, что число Струхаля равно 0,74 и 0,77 для холодной продувки без подачи и с подачей топлива соответственно.



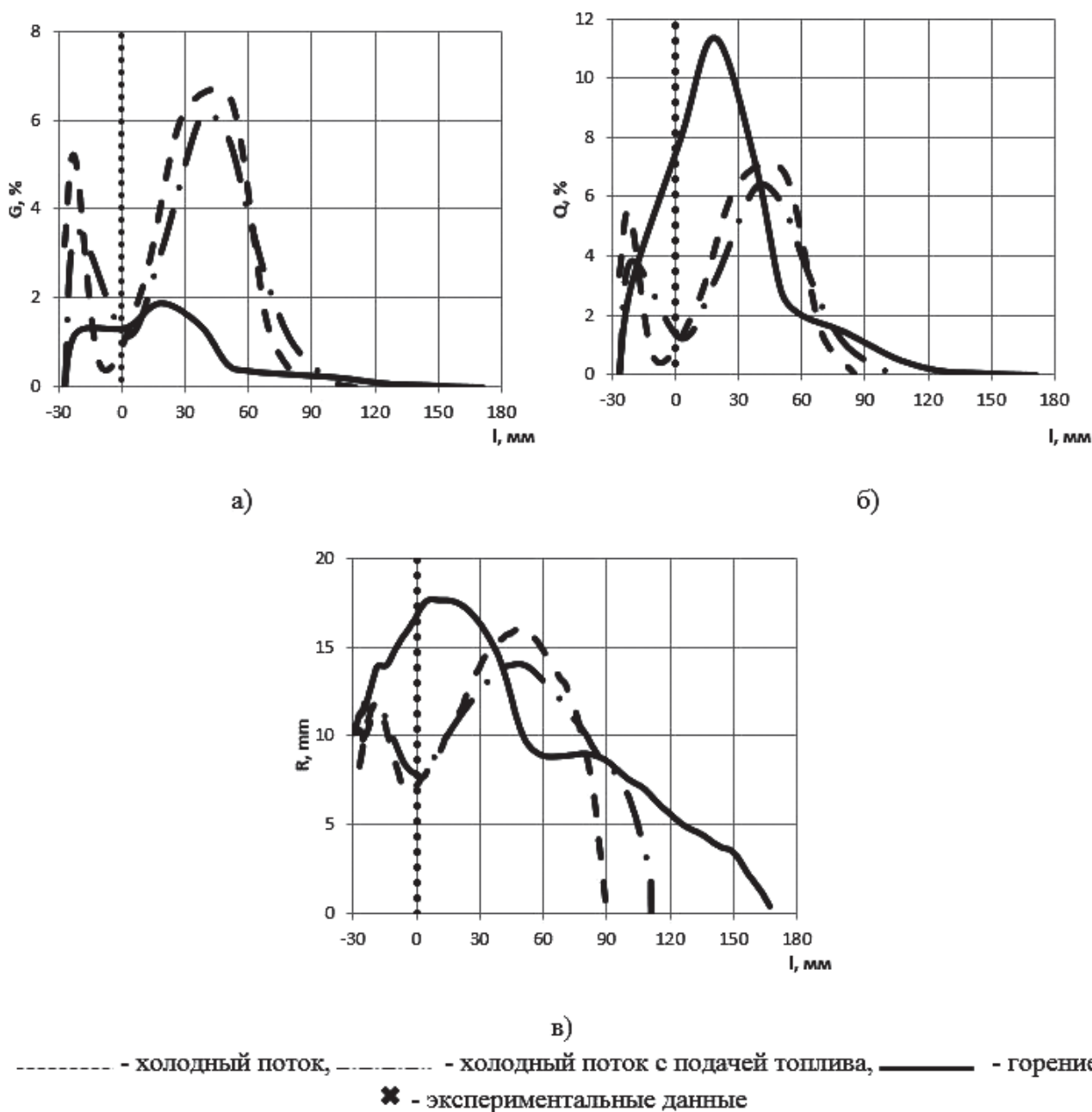


Рис. 10. Параметры зоны обратных токов:  $a$  — относительный массовый расход газа  $G$ ;  $b$  — относительный объемный расход газа  $Q$ ;  $c$  — радиус зоны обратных токов  $R$  вдоль её длины

Число Струхала определялось по выражениям:

$$St_{\text{cold}} = \frac{f_{\text{cold}} D}{u_b};$$

$$St_{\text{mixing}} = \frac{f_{\text{mixing}} D}{u_b},$$

где  $D$  — диаметр горелки на выходе, равный 0,06 мм;

$St_{\text{cold}}$  — число Струхала при холодной продувке;

$St_{\text{mixing}}$  — число Струхала при подаче топлива;

$f_{\text{cold}}$  — характеристическая частота при холодных продувках, 468 Гц;

$f_{\text{mixing}}$  — характеристическая частота при подаче топлива;

$u_b$  — среднемассовая скорость на выходе из горелочного устройства, 38 м/с.

Пульсационная составляющая статического давления с частотой 468 Гц в точке 1 при холодных продувках без топлива — 63% от суммарной пульсационной составляющей, в точке 2 — 41%, притом что амплитуда пульсации на данной частоте увеличилась в 2,4 раза. Для холодной продувки с подачей топлива пульсационная составляющая статического давления с частотой 482 Гц в точке 1 — 47% от суммарной пульсационной со-

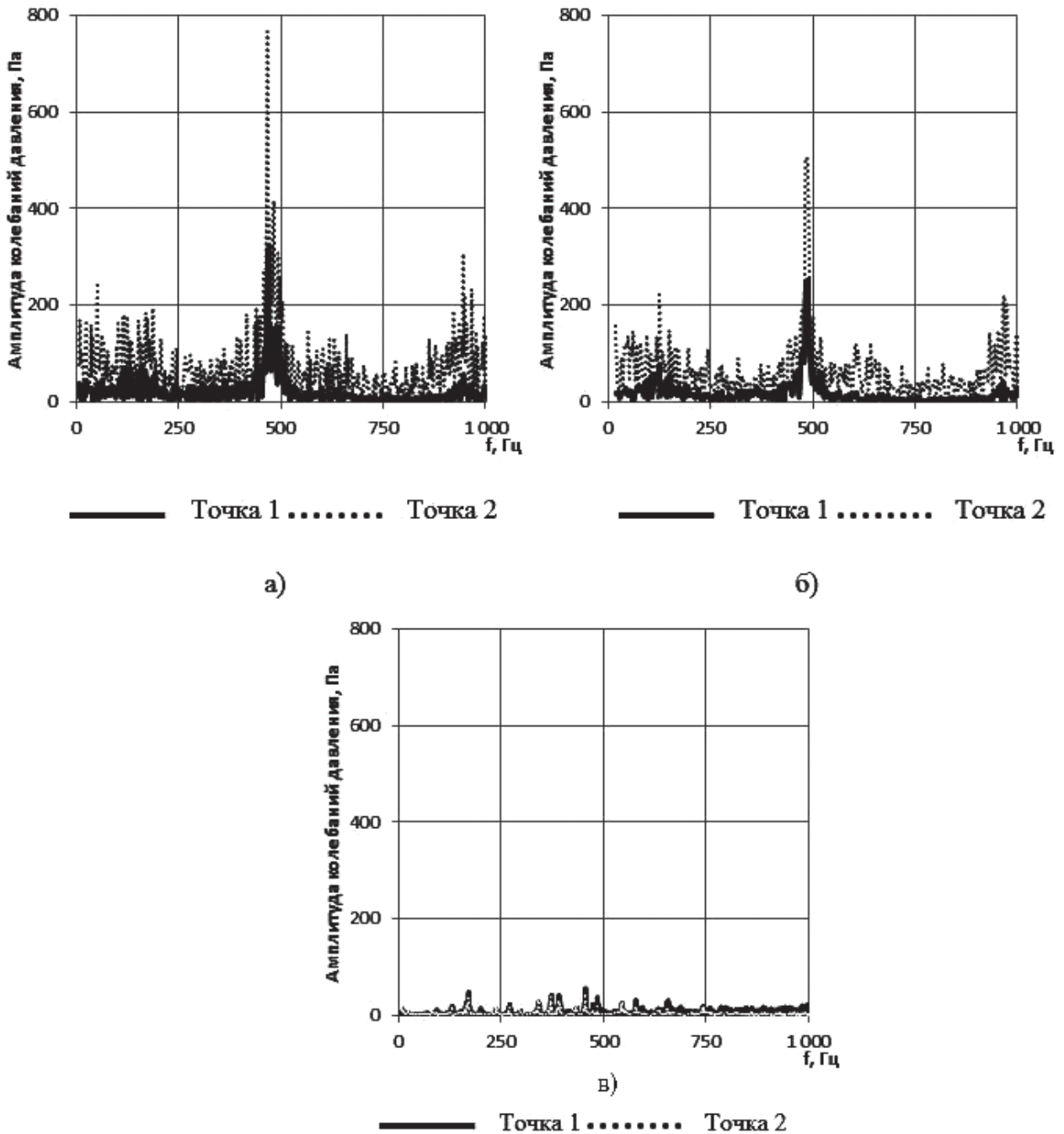


Рис. 11. Спектры пульсации давления, полученные в результате LES: а — на режиме холодной продувки без подачи топлива; б — на режиме холодной продувки с подачей топлива; в — на режиме с горением топлива

ставляющей, в точке 2 уже 36%, тогда как амплитуда пульсаций увеличилась в 2,1 раза.

В исследуемых точках характерных частот пульсаций давления при горении обнаружено не было. Таким образом, для данных условий процесс горения позволяет снизить вероятность возникновения пульсаций давления за горелочным устройством. Получено, что фронт пламени окружает зону обратных токов, в которой находятся горячие газы (рис. 12). Таким образом, можно сделать вывод, что основные химические реакции

протекают на границе зоны обратных токов и важным является взаимодействие зоны обратных токов с основным потоком газозооудшной смеси за горелочным устройством.

### Выводы

Приведены результаты расчетно-экспериментального исследования структуры закрученного потока струи за горелочным устройством промышленной газотурбинной установки. Исследование проводилось при атмосферных условиях в

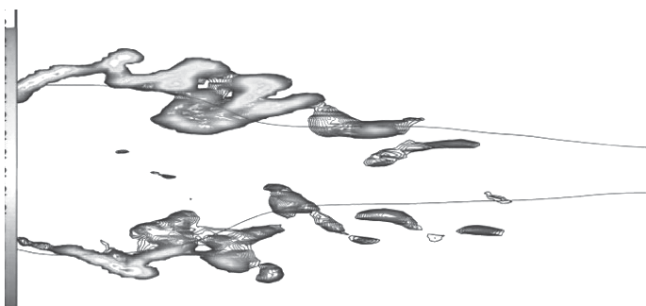


Рис. 12. Положение нестационарного фронта пламени относительно осредненного по времени положения зоны обратных токов

открытом пространстве. Экспериментальные измерения осуществлялись с помощью LDA как для холодного потока, так и для случая с горением. Также экспериментально определялся состав продуктов сгорания с помощью метода отбора проб. Расчет проводился с помощью LES в сочетании с моделью Flamelet Generated Manifolds для моделирования процессов горения. Дополнительно моделировался случай с подачей топлива, но без горения. Установлено, что результаты моделирования хорошо согласуются с экспериментальными данными по скорости потока, его пульсационной составляющей, а также химическому составу и данный подход может быть использован для расчетного исследования процессов горения газообразного топлива в закрученном потоке. Исключение составляет оксид углерода, для моделирования которого необходимо использовать подходы, учитывающие неравновесные химические процессы горения, например сеть идеальных реакторов. Подробно исследована структура потока за горелочным устройством, и получены характеристики зоны обратных токов. Показано, что подача топлива несущественно влияет на структуру потока. Обнаружено, что процесс горения изменяет форму зоны обратных токов, увеличив её в диаметре. Массовый расход при горении существенно ниже, чем в случае холодного потока. Из-за небольшого расхода топливовоздушной смеси через зону обратных токов для данного горелочного устройства основное влияние на характеристики процесса горения оказывает взаимодействие зоны обратных токов и основного потока. Пульсации давления, связанные с прецессией вихревого ядра, обнаруженные при холодных продувках, при горении отсутствуют.

### Библиографический список

1. *Lefebvre A.H., Ballal D.R.* Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions. — CRC press, 2010. — 538 p.
2. *Пчелкин Ю.М.* Камеры сгорания газотурбинных двигателей: Учебник для вузов. — М.: Машиностроение, 1984. — 282 с.
3. *Rolls Royce.* The jet engine. — Rolls-Royce plc. — Fifth edition. Reprinted 1996 with revisions. — 292 p.
4. *Gupta A.K., Lilley D.G., Syred N.* Swirl flows. — Abacus Press, Tunbridge Wells, England, 1984. — 475 p. DOI: 10.1016/0010-2180(86)90133-1
5. *Huang Y., Yang V.* Dynamics and stability of lean-premixed swirl-stabilized combustion // *Progress in Energy and Combustion Science.* 2009. Vol. 35. Issue 4, pp. 293-364. DOI: 10.1016/j.peccs.2009.01.002
6. *Кныш Ю.А.* Автоколебания в закрученных струях: монография. — Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2006. — 248 с.
7. *Zubrilin I.A., Dmitriev D.N., Matveev S.S., Matveev S.G.* Numerical investigation of the nonreacting swirling flow structure downstream of industrial gas turbine burner with the central body // *ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition (American Society of Mechanical Engineers, Montreal, Quebec, Canada, 15–19 June 2015).* Paper No. GT2015-42181, 9 p DOI: 10.1115/GT2015-42181
8. *Syred N.* A review of oscillation mechanisms and the role of the precessing vortex core (PVC) in swirl combustion systems // *Progress in Energy and Combustion Science.* 2006. Vol. 32. Issue 2, pp. 93-161. DOI: 10.1016/j.peccs.2005.10.002
9. *Бакланов А.В.* Малоэмиссионная камера сгорания диффузионного типа с микропламенным горением для конвертированного авиационного газотурбинного двигателя // *Вестник Московского авиационного института.* 2017. Т. 24. № 2. С. 57-68.
10. *Орлов М.Ю., Анисимов В.М., Коломзаров О.В.* Доводка конструкции камеры сгорания газотурбинного двигателя с тороидальной зоной рециркуляции // *Вестник Московского авиационного института.* 2018. Т. 25. № 3. С. 97-106.
11. *Бантиков Д.Ю., Васильев В.И., Кустов Д.И., Лавров В.Н., Цыбизов Ю.И., Шариков Б.Ю.* Малоэмиссионная горелка. Патент RU 2442932 С1. Бюлл. №9, 27.03.2013.
12. Инновационные лазерные технологии для образовательных целей и научных исследований, <http://www.ioit.ru/>
13. *Волков К.Н., Емельянов В.Н.* Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. — М.: Физматлит, 2008. — 368 с.
14. *Germano M., Piomelli U., Moin P., Cabot W.H.* A dynamic subgrid-scale eddy viscosity model // *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics.* 1991. Vol. 3. No. 7, pp. 1760-1765. DOI: 10.1063/1.857955
15. *Oijen J.A., Goey L.P.H.* Modelling of premixed laminar flames using flamelet-generated manifolds // *Combustion Science and Technology.* 2000. Vol. 161. Issue 1, pp. 113-137. DOI: 10.1080/00102200008935814
16. *Анисимов В.М., Орлов М.Ю., Зубрилин И.А.* Расчётная оценка теплового и напряжённо-деформиро-

- ванного состояния стенок жаровой трубы кольцевой камеры сгорания // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 29-39.
17. Ianni J.C. A comparison of the Bader-Deuflhard and the Cash-Karp Runge-Kutta integrators for the GRI-MECH 3.0 model based on the chemical kinetics code Kintecus // Computational Fluid and Solid Mechanics (17–20 June 2003). – Elsevier Science Ltd, 2003, pp. 1368–1372. DOI: 10.1016/B978-008044046-0.50335-3
18. Zubrilin I.A., Matveev S.S., Matveev S.G., Idrisov D.V. Measurements and Experimental Database Review for Laminar Flame Speed Premixed CH<sub>4</sub>/Air Flames // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 302, pp. 012078. DOI: 10.1088/1757-899X/302/1/012078
19. Матвеев С.Г., Орлов М.Ю., Зубрилин И.А. Проблемы использования компьютерных технологий при проектировании камер сгорания авиационных ГТД и пути их решения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 5-2(36). С. 207-213.
20. Matveev S.S., Idrisov D.V., Gurakov N.I., Gopalakrishna G., Zubrilin I.A., Matveev S.G., Shchepakina E.A. Simulation of CO and CO<sub>2</sub> emissions in model combustion chamber based on the combination LES and Reactor Network model // E3S Web of Conferences. 2019. Vol. 80, pp. 03008. DOI: 10.1051/e3sconf/20198003008

## COMBUSTION PROCESS EFFECT ON THE SWIRLED FLOW STRUCTURE BEHIND A BURNER OF THE GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER

Zubrilin I.A.<sup>1\*</sup>, Didenko A.A.<sup>1\*\*</sup>, Dmitriev D.N.<sup>2\*\*\*</sup>,  
Gurakov N.I.<sup>1\*\*\*\*</sup>, Hernandez Morales M.<sup>1\*\*\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Samara National Research University named after academician S.P. Korolev,  
34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia

<sup>2</sup> JSC “Kuznetsov”,

29, Zavodskoye shosse, Samara, 443009, Russia

\* e-mail: zubrilin416@mail.ru

\*\* e-mail: aanm\_didenko@rambler.ru

\*\*\* e-mail: ddn-rover@mail.ru

\*\*\*\* e-mail: nkgurakov@gmail.com

\*\*\*\*\* e-mail: mariohernandezmo\_4\_2@hotmail.com

### Abstract

The article presents the results of computational and experimental study of the swirling flow structure of a swirling jet behind the burner unit of an industrial gas turbine installation. The burner unit being studied in this work is intended for burning poor pre-prepared mixtures. The burner consists of an axial vane swirler with hollow blades through which the main part of the fuel enters, and a “central body”, functioning as a stabilizer with a pilot flame. Natural gas is employed as a fuel. The studies were performed by applied methods of computational gas dynamics and experimental methods. Experimental velocity measurements were performed with a laser Doppler particle velocity meter LAD-056S. Combustion products composition measurements were performed by sampling with subsequent chromatographic analysis. Experimental studies were conducted under the following conditions:

- The inlet temperature  $T_k = 330$  K;

- Differential pressure  $\Delta P^* \approx 3,3\%$ ;
- Reynolds number at the burner outlet  $Re \approx 12000$ ;
- The proportion of fuel consumption in the standby zone is 11.5% of the total fuel consumption;
- The excess-air factor for the case of mixing fuel without combustion was  $\alpha = 2.08$ , and for the case without combustion  $\alpha = 1.8$ .

The flow and combustion processes modelling was performed in three-dimensional unsteady formulation using Large Eddy Simulation (LES) method. Combustion processes were being described with the Flamelet Generated Manifold model. The GRI 3.0 mechanism was selected as the kinetic mechanism of chemical reactions. As a result, a comparison of time-averaged velocity fields and turbulence characteristics was being performed for the case of fuel combustion and without combustion. The obtained simulation results are well agreed with the experimental data on the flow velocity, its fluctuation components, as well as chemical composition. Thus, the employed

approach may be applied for calculation study of the combustion processes of the gaseous fuel in swirling flows. An exception is carbon monoxide, which needs to be modeled using approaches accounting for non-equilibrium chemical combustion processes, such as a network of ideal reactors. The flow structure behind the burner was studied in detail, and the characteristics of the recirculation mixing zone were obtained. It was shown, that the fuel supply does not significantly affect the flow structure. It was found, that the combustion process changes the shape of the reverse streams, increasing it in diameter. Mass flow while combustion is significantly lower than in the so-called "cold" case. Due to the air-fuel mixture low consumption through the recirculation mixing zone for the given burner unit, the combustion process characteristics are mainly affected by the interaction between the recirculation mixing zone and the main flow. Pressure fluctuations associated with the vortex core precession, detected while cold purges, were not found during combustion.

**Keywords:** gas turbine power plant, combustion chamber, large eddy simulation, experimental measurements.

## References

1. Lefebvre A.H., Ballal D.R. *Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions*. CRC press, 2010, 538 p.
2. Pchelkin Yu.M. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigatelei* (Combustion chamber of gas turbine engines), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 282 p.
3. *Rolls Royce. The jet engine*. Rolls-Royce plc. Fifth edition. Reprinted 1996 with revisions, 292 p.
4. Gupta A.K., Lilley D.G., Syred N. *Swirl flows*. Abacus Press, Tunbridge Wells, England, 1984, 475 p. DOI: 10.1016/0010-2180(86)90133-1
5. Huang Y., Yang V. Dynamics and stability of lean-premixed swirl-stabilized combustion. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2009, vol. 35, issue 4, pp. 293-364. DOI: 10.1016/j.pecs.2009.01.002
6. Knysh Yu.A. *Avtokolebaniya v zakruchennykh struyakh* (Self-excited oscillations in swirling jets), Samara, Izd-vo Samarskogo nauchnogo tsentra RAN, 2006, 248 p.
7. Zubrilin I.A., Dmitriev D.N., Matveev S.S., Matveev S.G. Numerical investigation of the nonreacting swirling flow structure downstream of industrial gas turbine burner with the central body. *ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition (American Society of Mechanical Engineers, Montreal, Quebec, Canada, 15-19 June 2015)*. Paper No. GT2015-42181, 9 p. DOI: 10.1115/GT2015-42181
8. Syred N. A review of oscillation mechanisms and the role of the precessing vortex core (PVC) in swirl combustion systems. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2006, vol. 32, issue 2, pp. 93-161. DOI: 10.1016/j.pecs.2005.10.002
9. Baklanov A.V. Low-emission combustion chamber of diffusion type employing micro flame burning process for converted aircraft gas turbine engine. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 57-68.
10. Orlov M.Y., Anisimov V.M., Kolomzarov O.V. Design refinement of combustion chamber of gas turbine engine with toroid recirculation zone. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 97-106.
11. Bantikov D.Yu., Vasil'ev V.I., Kustov D.I., Lavrov V.N., Tsybizov Yu.I., Sharikov B.Yu. *Patent RU 2442932 C1*, 27.03.2013.
12. *Innovatsionnye lazernye tekhnologii dlya obrazovatel'nykh tselei i nauchnykh issledovaniy*, <http://www.ioit.ru/>
13. Volkov K.N., Emel'yanov V.N. *Modelirovanie krupnykh vikhrei v raschetakh turbulennykh techenii* (Large eddy simulation in turbulent flow calculations), Moscow, Fizmatlit, 2008, 368 p.
14. Germano M., Piomelli U., Moin P., Cabot W.H. A dynamic subgrid-scale eddy viscosity model. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, 1991, vol. 3, no. 7, pp. 1760-1765. DOI: 10.1063/1.857955
15. Oijen J.A., Goey L.P.H. Modelling of premixed laminar flames using flamelet-generated. *Combustion Science and Technology*, 2000, vol. 161, issue 1, pp. 113-137. DOI: 10.1080/00102200008935814
16. Anisimov V.M., Orlov M.Yu., Zubrilin I.A. Computational evaluation of annular combustion chamber flame tube walls stress-and-strain state. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 29-39.
17. Ianni J.C. A comparison of the Bader-Deuffhard and the Cash-Karp Runge-Kutta integrators for the GRI-MECH 3.0 model based on the chemical kinetics code Kintecus. *Computational Fluid and Solid Mechanics (17-20 June 2003)*. Elsevier Science Ltd, 2003, pp. 1368-1372. DOI: 10.1016/B978-008044046-0.50335-3
18. Zubrilin I.A., Matveev S.S., Matveev S.G., Idrisov D.V. Measurements and Experimental Database Review for Laminar Flame Speed Premixed CH<sub>4</sub>/Air Flames. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2018, vol. 302, pp. 012078. DOI: 10.1088/1757-899X/302/1/012078
19. Matveev S.G., Orlov M.Yu., Zubrilin I.A. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2012, no. 5-2(36), pp. 207-213.
20. Matveev S.S., Idrisov D.V., Gurakov N.I., Gopalakrishna G., Zubrilin I.A., Matveev S.G., Shchepakina E.A. Simulation of CO and CO<sub>2</sub> emissions in model combustion chamber based on the combination LES and Reactor Network model. *E3S Web of Conferences*, 2019, vol. 80, pp. 03008. DOI: 10.1051/e3sconf/20198003008