
УДК 53.082.531, 53.082.56

ОПТИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ И ГОРЕНИЯ В МОДЕЛЬНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГТУ

© 2019 г. Л. М. Чикишев^{1, 2, *}, А. С. Лобасов^{1, 2}, В. М. Дулин^{1, 2}, Д. М. Маркович^{1, 2}

¹Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, Новосибирск, Россия

²Новосибирский государственный университет, Новосибирск, Россия

*e-mail: chlm@itp.nsc.ru

Поступила в редакцию 22.11.2019 г.

После доработки 25.11.2019 г.

Принята к публикации 28.11.2019 г.

В работе представлен опыт применения оптических методов измерений полей мгновенной скорости, распределений локальной концентрации модельного топлива и концентрации радикала ОН для диагностики турбулентных изотермических и реагирующих течений на примере модельной камеры сгорания газовой турбины при атмосферном давлении. Экспериментальная установка представляла собой модель камеры сгорания с оптически прозрачными плоскими кварцевыми стенками. Использовалось фронтное устройство, представляющее собой радиальный завихритель с центральным каналом подачи топлива. Измерения полей мгновенной скорости проводились методом анемометрии по изображениям частиц, для этого в основной поток воздуха добавлялись частицы диоксида титана. Перенос модельного топлива и положение фронта пламени исследовались методом плоскостной лазерно-индуцированной флуоресценции паров ацетона и гидроксил радикала соответственно.

Ключевые слова: камера сгорания, вихревые структуры, анемометрия по изображениям частиц, лазерно-индуцированная флуоресценция

DOI: 10.1134/S0002331019060049

ВВЕДЕНИЕ

Строгие экологические нормы выбросов загрязняющих веществ для современных газовых турбин и высокие цены на топливо стимулируют разработку новых подходов для организации эффективной работы камер сгорания с низким уровнем эмиссии. В частности, сжигание бедных предварительно смешанных смесей топлива и окислителя является эффективной стратегией снижения выбросов оксидов азота [1–6]. В случае жидкого топлива (например, керосина, используемого в газотурбинных реактивных двигателях) этот подход предполагает, что топливо предварительно испаряется и смешивается с воздухом до зоны горения. Однако сжигание обедненной предварительно перемешанной смеси обладает серьезными недостатками, поскольку такие пламена подвержены термоакустическим пульсациям, которые могут приводить к резонансным эффектам в камерах сгорания [7–12].

Модуляция подачи топлива вследствие пульсаций давления внутри камеры сгорания [10] может служить механизмом обратной связи для усиления термоакустической неустойчивости через периодические изменения локального эквивалентного отношения смеси до зоны горения [13]. Усиление обусловлено высокой чувствительностью скорости реакции к изменению температуры и состава топливовоздушной смеси для

пламен вблизи бедного предела горения [13, 14]. Другая причина нестационарного тепловыделения может быть связана с крупномасштабными вихревыми структурами, которые обеспечивают локально интенсивный тепло- и массообмен, а также деформируют и растягивают фронт пламени [8]. В случае потоков с закруткой центробежная неустойчивость может привести к образованию нестационарных крупномасштабных вихревых структур, когда интенсивно закрученный поток входит в камеру сгорания, испытывая внезапное расширение. Этот эффект описан в хорошо известных работах [15–24] и других. Первичная вихревая структура представляет собой закрученное вихревое ядро, которое часто прецессирует за областью расширения.

Влияние прецессирующего вихревого ядра на горение в закрученных потоках зависит от ряда факторов, в том числе от способа подачи топлива и эффективности перемешивания [19, 25–28]. Также было показано, что прецессия вихревого ядра может способствовать снижению выбросов NO_x и более полному сгоранию топлива за счет повышенного уровня турбулентности [29, 30]. Прецессирующее вихревое ядро также может уменьшать вероятность воспламенения в камерах сгорания при сжигании обедненной смеси с предварительным смешением [31]. Эти факторы подчеркивают важность влияния крупномасштабных вихревых структур на динамику пламени и эффективность сгорания для горелочных устройств с сильной закруткой потока. Таким образом, целью настоящей работы является исследование влияния крупномасштабных вихревых структур на форму зоны реакции в закрученном струйном потоке с распадом вихря с использованием современных оптических методов.

ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА

Измерения проводились в оптически прозрачной модели камеры сгорания газотурбинного типа с закруткой потока при атмосферном давлении. Модель камеры сгорания состояла из предварительной камеры цилиндрической геометрии с размещенным внутри завихрителем модельной геометрии [32] и открытой камеры сгорания с квадратными окнами визуирования (100×100 мм, толщиной 4 мм), изготовленными из кварца. Схема экспериментальной установки и завихрителя представлена на рис. 1. Кроме того, на рис. 1 представлена схема размещения оборудования для проведения измерений методом анемометрии по изображениям частиц (particle image velocimetry, PIV) и плоскостной лазерно-индуцированной флуоресценции (planar laser-induced fluorescence, PLIF). Основной поток воздуха подавался через завихритель, в потоке создавалась газовая взвесь частиц диоксида титана TiO_2 (средний диаметр частиц составлял 0.5 мкм).

Для частично перемешанного турбулентного закрученного пламени (рис. 2) воздух подавался через радиальный завихритель с расходом 7.79 г/с, метан подавался через центральный канал диаметром 6 мм с расходом 0.321 г/с. Расходы газов контролировались при помощи расходомеров массового расхода (Bronkhorst High-Tech). Число Рейнольдса, построенное по выходному диаметру 37 мм, составляло $\text{Re} = 15000$. Эквивалентное отношение составляло 0.8.

Система для PLIF измерений состояла из перестраиваемого лазера на красителе (Sirah Precision Scan) с Nd:YAG лазером накачки (QuantaRay) и двух интенсифицированных камер. Лазерный луч разворачивался в нож с использованием коллимирующей оптики (LaVision). Возбуждался переход $Q_1(8)$ в полосе $A^2\Sigma^+ - X^2\Pi(1-0)$ для радикала OH . Средняя интенсивность импульсов с длиной волны вблизи 283 нм составляла 12 мДж. Для учета неравномерности распределения энергии в лазерном ноже часть излучения (около 5%) отводилась в кварцевую ювету, заполненную раствором родамина 6G. Посредством варьирования энергии лазерного излучения было проверено, что флуоресценция реализуется в линейном режиме.

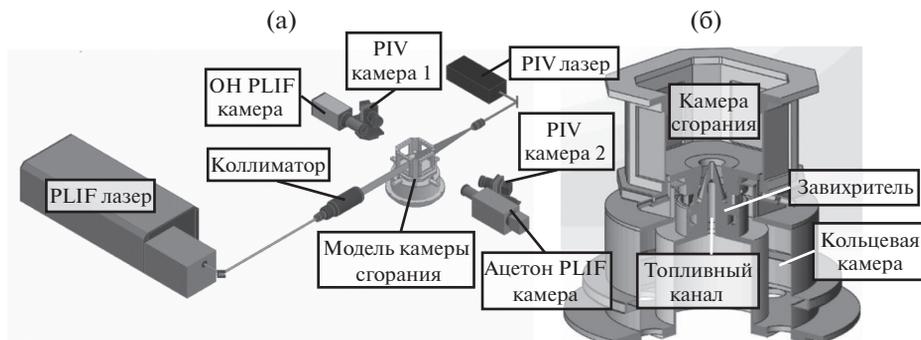


Рис. 1. Схема экспериментальной установки (а) и схема расположения завихрителя (б).



Рис. 2. Фотография турбулентного пламени частично перемешанной метано-воздушной смеси при числе Рейнольдса 15000.

Распределение интенсивности флуоресценции внутри кюветы регистрировалось ПЗС камерой (ImregX Bobcat IGV-B4820, 16 Мпикс, 12 бит). Интенсивность флуоресценции радикала ОН регистрировалась интенсифицированной камерой Princeton instruments PI-MAX-4 (фотокадод S20, 1 Мпикс, 16 бит), снабженной кварцевым объективом и оптическим фильтром (310 ± 10 нм).

В случае изотермического течения регистрация флуоресценции паров ацетона осуществлялась при помощи sCMOS камеры (LaVision, 5 Мпикс, 16 бит) с усилителем яркости изображения (LaVision IRO, фотокадод S20), оснащенным кварцевым объективом и интерференционным фильтром (полоса пропускания 300–600 нм). Время экспозиции изображений составляло 200 нс.

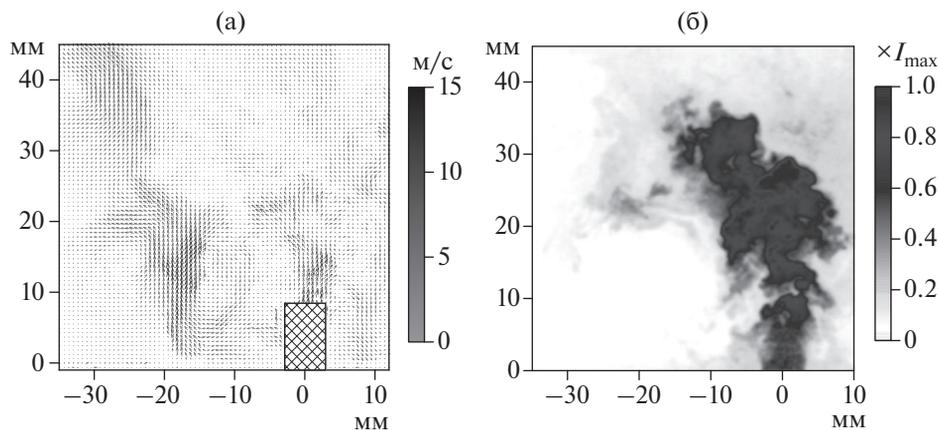


Рис. 3. Поле мгновенной скорости (а) и относительная концентрация пассивной примеси для изотермического течения в модельной камере сгорания, число Рейнольдса 15000.

PIV система в стерео конфигурации состояла из двух ПЗС камер (ImperX Bobcat IGV-B2020, 4 Мпикс, 8 бит), двойного импульсного Nd:YAG лазера (Quantel EverGreen 200, 6 нс импульс с энергией 200 мДж на длине волны 532 нм), освещавшего твердые частицы. Камеры оснащались объективами (Sigma 105 mm DG MACRO) с узкополосными оптическими фильтрами (532 ± 5 нм). Лазерный луч разворачивался в нож с использованием системы цилиндрических и сферических линз. Задержка между импульсами лазера составляла 20 мкс.

Для обработки данных и проведения эксперимента использовалось программное обеспечение “ActualFlow”. Поля скорости были получены с применением адаптивного кросс-корреляционного алгоритма с непрерывным смещением окна опроса и деформацией [33]. Конечный размер окна опроса составлял 32×32 пикселя. Пространственное перекрытие соседних окон опроса составляло 50%. Пространственное разрешение PIV системы соответствовало толщине лазерного ножа 0.8 мм. Реконструкция трехкомпонентных полей скорости осуществлялась с применением изображений калибровочной мишени [34]. Калибровка PIV системы проводилась при помощи многоуровневой двухсторонней мишени. PLIF изображения обрабатывались с вычитанием фонового сигнала и компенсацией неравномерности лазерного ножа. PLIF изображения пространственно сглаживались для повышения соотношения сигнал/шум, так как пространственное разрешение также лимитировалось толщиной лазерного ножа (≈ 0.8 мм). Для пространственной калибровки PLIF камер использовалась та же мишень.

РЕЗУЛЬТАТЫ

Были измерены поля мгновенной скорости и распределения концентрации пассивной примеси (пары ацетона), моделирующей распространение газового топлива, в центральном сечении потока модельной камеры сгорания. Примеры мгновенных распределений представлены на рис. 3. Штриховкой показана область, в которой отсутствовали частицы. Можно видеть, что концентрация модельного топлива существенно снижается (более чем в два раза) уже на расстоянии порядка одного калибра сопла вниз по потоку. При этом максимальные скорости достигаются на выходе из центрального канала и вблизи слоя смешения.

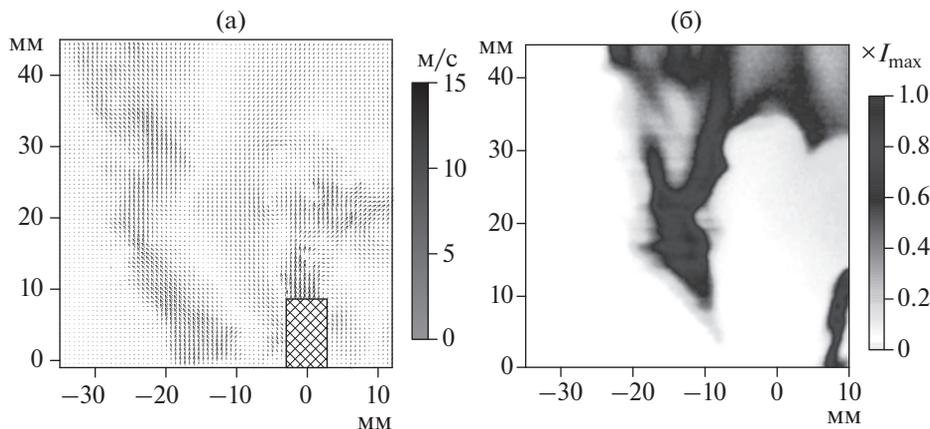


Рис. 4. Поле мгновенной скорости (а) и распределение относительной концентрации радикала ОН для реагирующего течения смеси метан–воздух. Эквивалентное отношение 0.8, число Рейнольдса 15000.

Измерения полей мгновенной скорости и распределений концентрации радикала ОН для реагирующего течения метано-воздушной смеси представлены на рис. 4. Как можно видеть, наибольшая концентрация радикала ОН достигается в области пониженной скорости потока, а также в зоне обратного течения. При этом горение реализуется в области, где уже произошло перемешивание топливо-воздушной смеси.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе продемонстрированы возможности оптической диагностики поля мгновенной скорости и распределений локальной относительной концентрации модельного топлива для изотермического турбулентного течения и распределения локальной концентрации радикала ОН в модельной камере сгорания с закруткой потока. В качестве примера представлены результаты исследования течения при изотермических условиях, а также при горении смеси метан–воздух при числе Рейнольдса 15000 для нестационарного режима горения.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 18-08-01183). Инфраструктура для проведения экспериментов предоставлена в рамках государственного задания ИТ СО РАН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Tacina R.R.* Combustor technology for future aircraft // Paper № AIAA-90-2400. 1990.
2. *Bahr D.* Aircraft turbine engine NOx emissions abatement // In Culick F., Heitor M. and Whitelaw J. (Eds.) Unsteady Combustion, Kluwer Academic Publ., NATO ASI Series. 1995. V. E306. P. 234–264.
3. *Anacleto P.M., Fernandes E.C., Heitor M.V., Shtork S.I.* Swirl flow structure and flame characteristics in a model lean premixed combustor // Combust. Sc. Technol. 2003. V. 175. № 8. P. 1369–1388.
4. *Jager B., Kok J.B.W., Skevis G.* The effects of water addition on pollutant formation from LPP gas turbine combustors // Proc. Combust. Inst. 2007. V. 31. P. 3123–3130.
5. *Dhanuka S.K., Temme J.E., Driscoll J.F.* Lean-limit combustion instabilities of a lean premixed prevaporized gas turbine combustor // Proc. Combust. Inst. 2011. V. 33. P. 2961–2966.
6. *Temme J.E., Allison P.M., Driscoll J.F.* Combustion instability of a lean premixed prevaporized gas turbine combustor studied using phase-averaged PIV // Combust. and Flame. 2014. V. 161. P. 958–970.
7. *Sivasegaram S., Whitelaw J.H.* The influence of swirl on oscillations in ducted premixed flames // Combust. Sc. Tech. 1991. V. 85. P. 195–207.

8. *Ballal D.R., Vangsness M.D., Heneghan S.P., Sturgess G.J.* Studies of lean blowout in a research combustor // 81st Symposium of the AGARD Propulsion and Energetics Panel on Fuels and Combustion Technology for Advanced Aircraft Engines, 1993, Colleferro, Italy.
9. *Shih W.P., Lee J.G., Santavicca D.A.* Stability and emissions characteristics of a lean premixed gas turbine combustor // Proc. Combust. Inst. 1996. V. 26. P. 2771–2778.
10. *Richards G. A., Janus M. C.* Characterization of Oscillations During Premix Gas Turbine Combustion // J. Eng. Gas Turbines Power. 1998. V. 120(2). P. 294–302.
11. *Lieuwen T., Zinn B.T.* The role of equivalence ratio oscillations in driving combustion instabilities in low NOx gas turbines // Proc. Combust. Inst. 1998. V. 27. P. 1809.
12. *Huang Y., Yang V.* Dynamics and stability of lean-premixed swirl-stabilized combustion // Progress in Energy and Comb. Sc. 2009. V. 35. I. 4. P. 293–364.
13. *Lieuwen T., Torres H., Johnson C., Zinn B.T.* A mechanism of combustion instability in lean premixed gas turbine combustors // Journal of Engineering for Gas Turbine and Power. 2001. V. 123. P. 182–189.
14. *Di Benedetto A., Marra F.S., Russo G.* Spontaneous oscillations in lean premixed combustion // Combust. Sc. Tech. 2002. V. 174. P. 1–18.
15. *Chanaud R.C.* Observations of oscillatory motion in certain swirling flows // J. of Fluid Mechanics. 1965. V. 21(01). P. 111–127.
16. *Cassidy J.J., Falvey H.T.* Observation of unsteady flow arising after vortex breakdown // J. Fluid Mech. 1970. V. 41. P. 727736.
17. *Dellenback P.A., Metzger D.E., Neitzel G.P.* Measurements in turbulent swirling flow through an abrupt axisymmetric expansion // AIAA J. 1988. V. 26. P. 669–681.
18. *Yazdabadi P.A., Griffiths A.J., Syred N.* Characterization of the PVC phenomena in the exhaust of cyclone dust separator // Exp. in Fluids. 1994. V. 17. P. 84–95.
19. *Froud D., O'Doherty T., Syred N.* Phase averaging of the precessing vortex core in a swirl burner under piloted and premixed combustion conditions // Combust. Flame. 1995. V. 100. P. 407–412.
20. *Guo B., Langrish T.A.G., Fletcher D.F.* Simulation of turbulent swirl flow in an axisymmetric sudden expansion // AIAA J. 2001. V. 39. P. 96–102.
21. *Cala C.E., Fernandes E.C., Heitor M.V., Shtork S.I.* Coherent structures in unsteady swirling jet flow // Exp. in Fluids. 2006. V. 40. № 2. P. 267–276.
22. *Stöhr M., Boxx I., Carter C.D., Meier W.* Experimental study of vortex-flame interaction in a gas turbine model combustor // Combust. and Flame. 2012. V. 159. P. 2636–2649.
23. *Moeck J.P., Bourgoign J.-F., Durox D., Schuller T., Candel S.* Nonlinear interaction between a precessing vortex core and acoustic oscillations in a turbulent swirling flame // Combust. Flame. 2012. V. 159. P. 2650–2668.
24. *Litvinov I.V., Shtork S.I., Kuibin P.A., Alekseenko S.V., Hanjalic K.* Experimental study and analytical reconstruction of precessing vortex in a tangential swirler // International J. Heat and Fluid Flow. 2013. V. 42. P. 251–264.
25. *Syred N., Beer J.M.* Effect of combustion upon precessing vortex cores generated by swirl combustors // Proc. Combust. Inst. 1973. V. 14. P. 537–550.
26. *Bertrand C., Michelfelder S.* Experimental investigation of noise generated by large turbulent diffusion flames // Proc. Combust. Inst. 1976. V. 16. P. 1757–1769.
27. *Gupta K., Lilley D., Syred N.* Swirl Flows. Abacus Press., Kent., 1984.
28. *Coats C.M.* Coherent structures in combustion // Prog. Energy Combust. Sci. 1996. V. 22. P. 427–509.
29. *Schneider G.M., Froud D., Syred N., Nathan G.J., Luxton R.E.* Velocity measurements in a precessing jet flow using a three dimensional LDA system // Exp. in Fluids. 1997. V. 23. P. 89–98.
30. *Megalos N.P., Smith N.L., Zhang D.K.* The potential for low NOx from a precessing jet burner of coal // Combust. Flame. 2001. V. 124. P. 50–64.
31. *Shtork S.I., Vieira N.F., Fernandes E.C.* On the identification of helical instabilities in a reacting swirling flow // Fuel. 2008. V. 87(10–11). P. 2314–2321.
32. *Janus B., Dreizler A., Janicka J.* Experiments on swirl stabilized non-premixed natural gas flames in a model gasturbine combustor // Proc. Combust. Inst. 2007. V. 31(2). P. 3091–3098.
33. *Scarano F.* Iterative image deformation methods in PIV. Review article // Meas. Sci. Technol. 2001. V. 13. P. 1–19.
34. *Soloff S.M., Adrian R.J., Liu Z.C.* Distortion compensation for generalized stereoscopic particle image velocimetry // Meas. Sci. Technol. 1997. V. 8. P. 1441–1454.

Optical Diagnostics of Mixing and Combustion in a Model Combustion Chamber of Gas Turbine

L. M. Chikishev^{a, b, *}, A. S. Lobasov^{a, b}, V. M. Dulin^{a, b}, and D. M. Markovich^{a, b}

^a*Kutateladze Institute of Thermophysics, Novosibirsk, Russia*

^b*Novosibirsk State University, Novosibirsk, Russia*

**e-mail: chlm@itp.nsc.ru*

The paper reports on application of optical measurements methods for diagnostics of the instantaneous velocity fields, distributions of local fuel concentration and concentration of OH radical in turbulent isothermal and reactive flow in a model of gas turbine combustion chamber at atmospheric pressure. The experimental setup was a model of a combustion chamber with optically transparent flat quartz windows. A generic nozzle representing a radial swirl with a central fuel supply channel was used. The instantaneous velocity fields were measured by particle image velocimetry; for this purpose titanium dioxide particles were added to the main air flow. The transport of model fuel and the location of the flame front were studied by the planar laser-induced fluorescence of acetone vapors and hydroxyl radical, respectively.

Keywords: combustion chamber, vortex structures, particle image velocimetry, laser-induced fluorescence