

Высокотемпературное воздействие газовой струи реагирующих компонентов на наклонную пластину

© И.С. Партола, А.С. Кудинов, И.И. Юрченко,
А.Г. Клименко, С.А. Федоров

АО ГНЦ «Центр Келдыша», Москва, 125438, Россия

Представлены результаты экспериментальных и расчетных исследований распределения давлений и тепловых потоков при воздействии околорасчетных струй высокотемпературных реагирующих смесей на компонентах кислород — керосин, кислород — метан, кислород — этанол на наклонную пластину в ближнем поле струи на расстоянии около одного диаметра выходного сечения модельного сопла при степени нерасчетности (≈ 1). Проведены исследования при истечении струй с температурами торможения в диапазоне 1600...3400 К в покоящийся воздух с нормальными давлением и температурой. Уровень тепловых потоков, создаваемых струей на пластине, составлял от 1 до 10 МВт/м². Расчеты в среде SolidWorks Flow Simulation воздействия высокотемпературного потока для совершенного газа с параметрами, соответствующими составу в модельной камере сгорания, показали хорошее согласование с экспериментальными данными.

Ключевые слова: экспериментальные исследования, давление, тепловое воздействие струй, высокотемпературная струя, наклонная пластина

Введение. Исследования в области изучения силовых воздействий на плоские преграды сверхзвуковых струй, истекающих из сопел с различной степенью нерасчетности, в подавляющем большинстве проводятся на сверхзвуковых струях воздуха при нормальной температуре [1–9]. Часть исследовательских работ выполнена на горячих дозвуковых струях, создаваемых плазматронами [10, 11]. Результаты опытов, направленных на воздействие сверхзвуковых высокотемпературных струй на реагирующих компонентах, приведены в [12–14]. Так, данные по воздействию струи на плоскую преграду на довольно больших расстояниях от семи калибров и выше приведены в [12], но отсутствует информация о температурах продуктов сгорания используемых компонентов — бензин и воздух.

Воздействие на наклонную пластину в ближнем поле струи на компонентах бутан и воздух рассмотрено в [13]. Однако также отсутствуют данные о температуре струи, а уровень тепловых потоков, представленных в этой работе, позволяет заключить, что высокие температуры сгорания не достигались.

Исследованиям воздействий струи на плоскую преграду как в ближнем поле, так и в дальнем поле посвящена работа [14]. Измерения теплового потока к наклонной пластине приведены в ней при

варьировании углов наклона, расстояний от среза сопла, степени нерасчетности и числа Маха на срезе сопла.

Однако наиболее полные сведения об ударно-волновой структуре течения на холодном воздухе и визуализации струй, натекающих на пластину, удалось найти только в [1]. В ближнем поле струи со степенью нерасчетности $n = 1, 2$ на удалении $z/d_a \sim 1$ (z — расстояние от среза сопла до пересечения осью струи пластины, d_a — диаметр среза сопла) приведена ударно-волновая структура течения при натекании на наклонную пластину, отличающаяся сложной системой скачков уплотнения с характерными тройными точками их пересечения (рис. 1) [1]. Прерывистыми линиями, выходящими из точек A и C , обозначено место контактного разрыва.

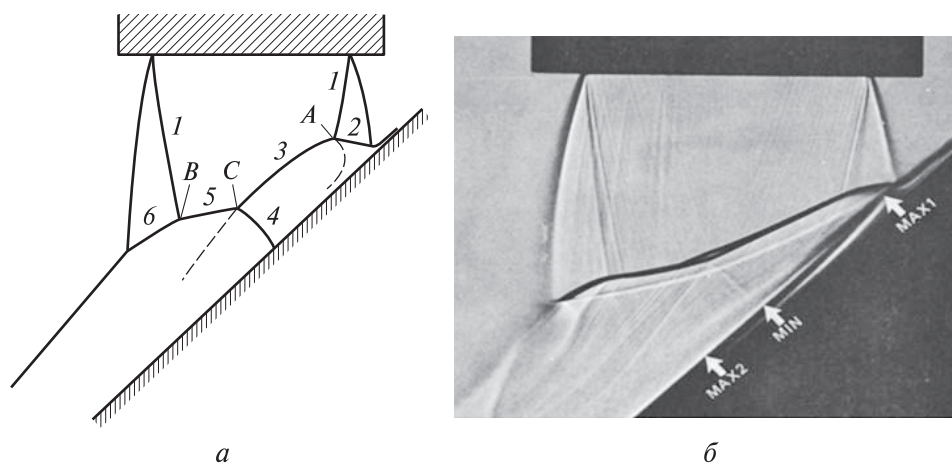


Рис. 1. Схема ударно-волновой структуры течения (а) и его визуализация (б) при натекании струи воздуха на наклонную пластину при $n = 1, 2$ и $z/d_a \sim 1$:

A — верхняя тройная точка; B — нижняя тройная точка; C — промежуточная тройная точка; 1 — струйный скачок; 2 — верхний отраженный скачок; 3 — верхний скачок на пластине; 4 — промежуточный отраженный скачок; 5 — нижний скачок на пластине; 6 — нижний отраженный скачок

В [1] отмечается чрезвычайная чувствительность картины течения к удалению от среза сопла, степени нерасчетности и к углу наклона поверхности относительно оси струи. При увеличении степени нерасчетности до 2 картина течения изменяется, появляется еще один максимум давления, кроме того, положение максимумов и минимумов сильно смещается (рис. 2) [1]. Это также отражается на значениях давления в характерных точках. По измерению распределения давления в [1] подтверждено их соответствие особенностям ударно-волновой структуры при взаимодействии струи с наклонной пластиной, характеризующемся максимумами и минимумами давления (см. рис. 2).

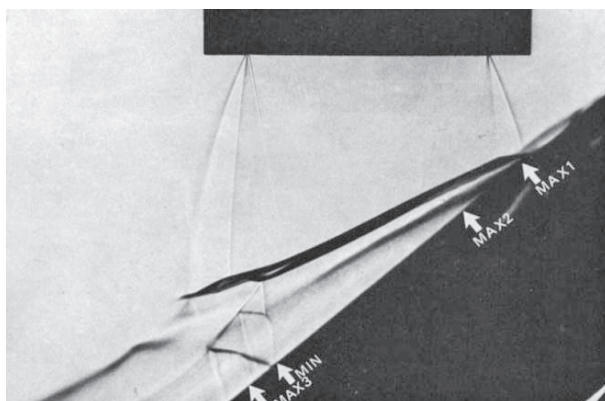


Рис. 2. Визуализация скачков уплотнения при натекании струи воздуха на наклонную пластину при $n = 2$ и $z/d_a \sim 1$

Исследования авторов [14] содержат данные измерений тепловых потоков от струи, образующейся при сгорании спирта в кислороде. Струя имела относительно высокую температуру торможения $T_0 = 1300$ К с уровнем тепловых потоков $700 \dots 1900$ кВт/м². Отмечается, что теплообмен сверхзвуковой струи с наклонной преградой зависит от того, возникает ли при натекании струи отошедший или присоединенный скачок уплотнения. В [14] показано, что при $n = 1,55$ и $z/d_a = 1,4$ распределение тепловых потоков на осевой линии пластины под углом 30° имеет пилообразный характер с тремя точками максимумов, которые вызваны ударно-волновой структурой с присоединенным скачком уплотнения.

Таким образом, исследования разных авторов демонстрируют крайнюю чувствительность картины течения и распределения давления к степени нерасчетности и расстоянию до пластины — при увеличении степени нерасчетности от 1,2 до 2 происходит изменение количества максимумов давления. Результаты исследований тепловых потоков от струй не столь многочисленны, как данные по давлениям. Распределение теплового потока вдоль оси наклонной пластины при околорасчетных режимах может меняться при изменении параметров струи в силу чувствительности картины течения к степени нерасчетности.

Актуальность настоящей статьи обусловливается более высокими температурами торможения газодинамического потока по сравнению с температурами в большинстве исследований в ближнем поле струи, для которых характерны химическая и термодинамическая неравновесность газа.

Цель работы — изучить характер распределения и уровней тепловых потоков и давлений на наклонной пластине, создаваемых струей неравновесного высокотемпературного газа, провести настройку и валидацию численных моделей обтекания.

Результаты экспериментальных исследований и численного моделирования. Работа выполнена на огневом испытательном комплексе АО ГНЦ «Центр Келдыша» в процессе запусков модельных камер, оснащенных насадкой в форме сопла Лавалья, с последовательной установкой в ближнем поле струи измерительных пластин с термопарами и датчиками давления.

Для исследования характера распределения давлений и тепловых потоков на наклонной пластине проведены серии испытаний при расположении пластин под углом 45° к оси струи на расстоянии от среза сопла до точки пересечения оси струи с пластиной $z/d_a \sim 1$. Одна группа пластин оснащалась дренажными отверстиями, соединенными трубками с датчиками давлений, другая, изготовленная из нержавеющей стали толщиной 0,5 мм, оснащалась термопарами. Ширина пластин составляла 30 мм, длина — 50 мм. Измерительные точки располагались по длинной оси пластины. Коэффициенты теплообмена в измерительных точках восстанавливались по показаниям хромель-копелевых термопар, припаянных с обратной стороны измерительных пластин. Метод их расшифровки был описан в [15]. При пусках измерялось давление торможения P_0 , а по измерениям расходов реагирующих компонентов вычислялось соотношение K_m , равное отношению расхода окислителя к расходу горючего. Диапазон давлений в модельной камере сгорания составлял от 0,97 до 1,1 МПа. Исследования проводились с использованием двух вариантов модельного конического сопла, характеризующихся диаметром выходного сечения d_a , степенью расширения F_a , расстоянием до пластины по направлению оси струи z , степенью нерасчетности n и полууглом раствора θ_a . Геометрические параметры модельного сопла приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры модельного сопла

Номер варианта	d_a , мм	F_a	z/d_a	n	θ_a , град
1	13	2,328	0,81	0,97–1,07	30
2	8	2,67	1,29	0,82–0,96	15

Расчетная температура торможения T_0 варьировалась от 1616 до 3400 К при соотношениях K_m в диапазоне следующих значений:

- 0,78...1,15 для этанола и кислорода;
- 0,99...1,84 для керосина и кислорода;
- 1,54...2,34 для метана и кислорода.

Температура пластины с термопарами T_w в экспериментах находилась в пределах 286...1000 К. На рис. 3 показаны экспериментальная установка и снимок взаимодействия струи с пластиной. Отдельно было выполнено несколько экспериментов с замером давления на пластине в случае подачи холодного кислорода при температуре торможения $T_0 = 286$ К через модельное сопло.

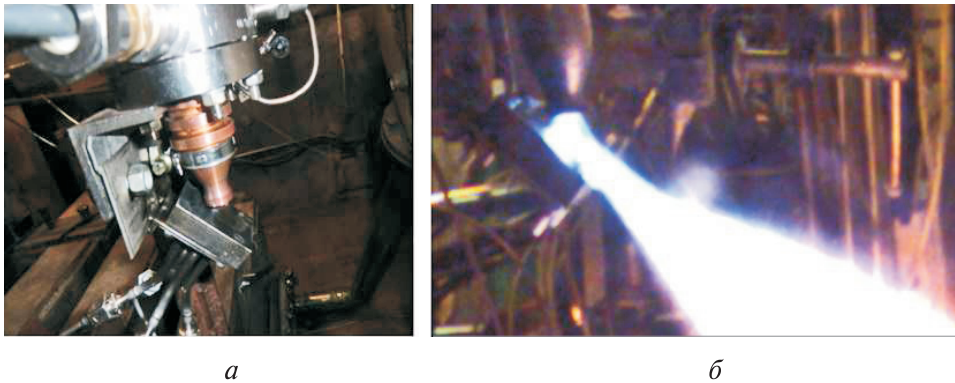


Рис. 3. Экспериментальная установка для измерения давлений и тепловых потоков: а — подготовка к испытанию; б — подача холодного кислорода через модельное сопло

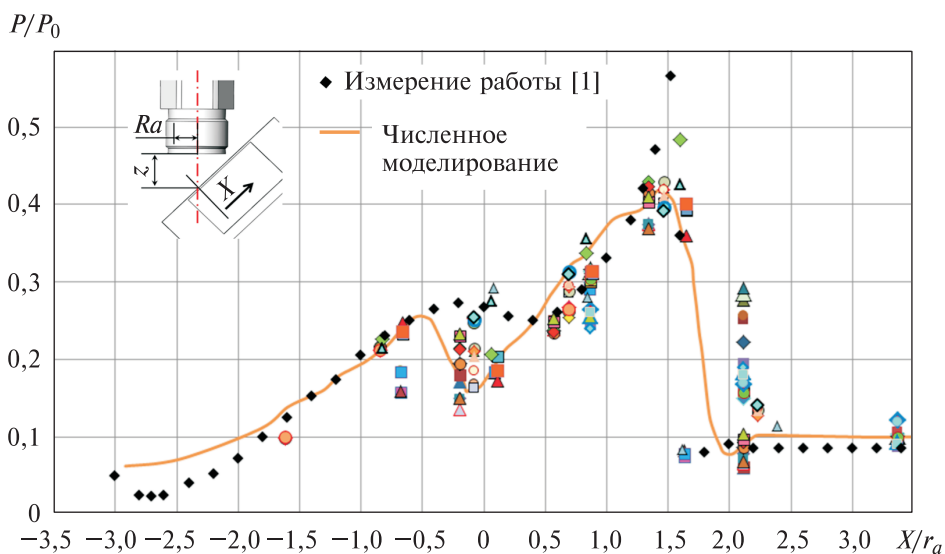


Рис. 4. Результаты измерений и расчетов давлений на наклонной пластине

Данные измерений статического давления P на пластине, отнесенного к давлению торможения P_0 , в зависимости от расстояния X вдоль пластины, отнесенного к радиусу выходного сечения сопла r_a , приведены на рис. 4.

Началом координат ($X = 0$) является точка пересечения оси струи с пластиной, положительное направление оси X , как показано на рис. 4, совпадает с направлением к минимальному расстоянию до пластины. Цветными маркерами показаны измерения на реагирующих компонентах. Маркеры с голубой заливкой отражают измерения на холодном воздухе и находятся в общей тенденции с горячими струями. Черными маркерами нанесены измерения на холодном воздухе работы [1] при степени нерасчетности 1,2, несколько большей, чем в испытаниях с горячими струями и холодным кислородом.

Следует отметить, что все нанесенные на рис. 4 измерения соответствуют общей тенденции поведения давления на пластине, имеющей два основных максимума. Не отмечается особенностей, связанных с влиянием высокой температуры продуктов сгорания, химической и термодинамической неравновесности на распределение и уровни давлений по пластине. Вопрос о влиянии высокой температуры торможения на распределение давления остается открытым, поскольку, например, в [14] уже при $T_0 = 1300$ К были видны отличия в распределении давления на пластине по сравнению с холодным воздухом.

Для валидации стандартного программного пакета расчета давлений и тепловых потоков SolidWorks Flow Simulation приняли, что параметры высокотемпературной неравновесной струи в пределах первой «бочки» могут быть приближены совершенным газом, имеющим газовую постоянную R , теплоемкость при постоянном давлении c_p и отношение теплоемкостей γ , соответствующие химическому составу в модельной камере сгорания для двух выбранных пусков. Перечень характеристик выбранных вариантов, для которых были проведены расчеты, приведен в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики текучей среды численных моделей

Номер расчетного варианта	Компоненты	P_0 , Па	T_0 , К	R , Дж/(кг·К)	c_p , Дж/(кг·К)	γ
1	Метан CH_4 + кислород O_2	1 012 000	1992	608,5	2799	1,277
2	Керосин + кислород O_2	1 140 000	3068	425,8	2182	1,25

Численная модель включала модельную камеру с соплом диаметром выходного сечения $d_a = 13$ мм и пластину, установленную на расстоянии в соответствии с экспериментами $z/d_a = 0,81$ и под углом 45° (рис. 5). Расчетная область содержала 1,3 млн ячеек. В качестве граничного условия на огневой стенке камеры задавались полное

давление и полная температура. Температура пластины и стенок модельного сопла задавалась постоянной и равной 500 К. В процессе расчета решателем SolidWorks Flow Simulation проводилась адаптация начальной сетки, сходимости контролировалась по поверхностным целям (см. рис. 5).

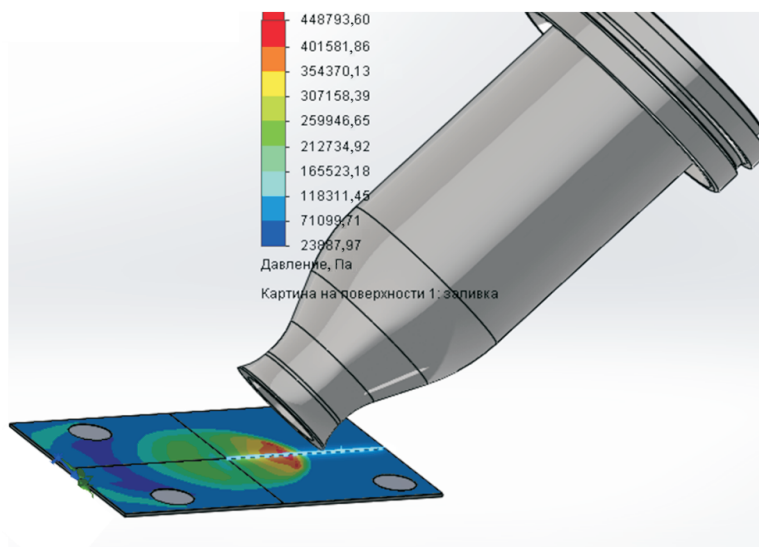


Рис. 5. Расчетное распределение давлений на наклонной пластине в среде SolidWorks Flow Simulation

Давления, полученные в расчете для варианта 1, практически совпали с результатами расчетов давлений для варианта 2. На рис. 4 приведены результаты расчета для варианта 1, которые удовлетворительно согласуются с измерениями. Положение и количество максимумов и минимумов кривой давления на рис. 4 соответствует ударно-волновой структуре течения, представленной на рис. 1.

Экспериментальные значения коэффициентов теплообмена α , полученных по показаниям термопар, пересчитывали в числа Стантона St в соответствии с формулой

$$St = \frac{\alpha}{\rho_a u_a c_p},$$

где α — коэффициент теплоотдачи; ρ_a — статическая плотность газа в выходном сечении сопла; u_a — скорость газа в выходном сечении сопла.

Произведение $\rho_a u_a$ было получено измерениями массового расхода компонентов при каждом испытании.

Числа Стантона St вдоль длинной оси пластины в зависимости от безразмерного расстояния от оси X/r_a и результаты расчетов в среде SolidWorks Flow Simulation для двух расчетных вариантов приведены на рис. 6.

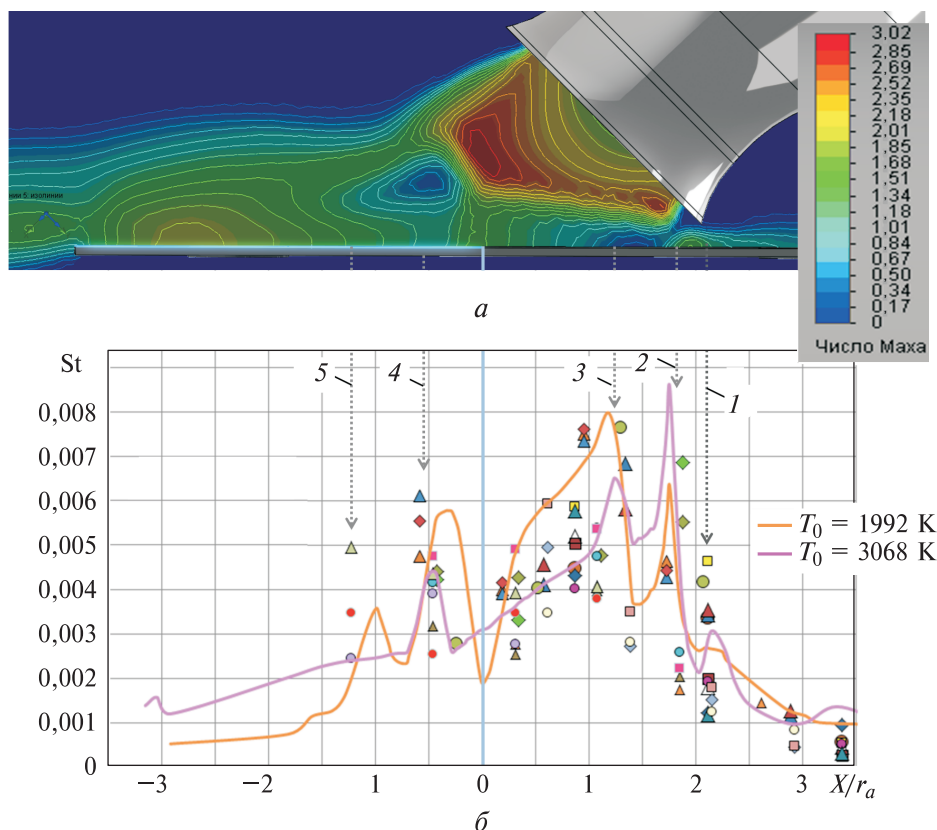


Рис. 6. Результаты измерений и расчетов чисел Стантона St :

a — течения в виде изолиний чисел Маха, полученные в среде SolidWorks Flow Simulation; b — график течения теплового потока вдоль оси наклонной пластины

Цифрами на рис. 6, b отмечены пять максимумов в распределении теплового потока вдоль оси наклонной пластины. Над графиком приведена рассчитанная картина течения в виде изолиний чисел Маха в плоскости, проходящей через ось струи перпендикулярно наклонной пластине (рис. 6, a). Положение рассчитанных изолиний числа Маха хорошо согласуется с картиной течения из [1], приведенной на рис. 1.

Небольшой максимум теплообмена 1 появляется при натекании на пластину слоя смешения при взаимодействии на границы струи с окружающим покоящимся воздухом. Положение пиковых максимумов 2 и 4 объясняется взаимодействием скачков 2 и 6 с пограничным слоем на пластине (см. рис. 1). Максимумы теплообмена

в точках 2 и 4 локализуются в точках присоединения отрывного циркуляционного течения, сформированного при взаимодействии пограничного слоя на пластине со скачком уплотнения 2 и направленного по оси X . Более интенсивный теплообмен в 2 объясняется меньшей толщиной пограничного слоя в этой точке, по сравнению с точкой 4. Максимумы 3 и 5 являются следствием натекания на пластину слоя смешения, который неизбежно формируется вдоль линий контактного разрыва, выходящих из точек A и C , и характеризуется повышенной турбулентностью.

Следует отметить, что распределения давлений и чисел Стантона нельзя назвать совершенно подобными: положение двух максимумов теплового потока смещено по отношению к двум максимумам давления. Кроме того, имеются три максимума теплового потока, связанные с формированием слоев смешения и их натеканием на пластину. Уровни пиковых значений чисел Стантона приближаются к величине 0,008, что примерно в 2 раза больше, чем найденные в литературе для менее нагретых струй [12–15]. Такое различие может объясняться большей интенсивностью слоев смешения в более горячих потоках.

Результаты численного моделирования чисел Стантона St для струи с температурой торможения 1992 К хорошо согласуются с измерениями и повторяют все пять максимумов. Расчет теплового воздействия струи с температурой торможения 3068 К лучше описывает пиковые максимумы 1 и 2, но сглаживает максимум 5, что также согласуется с экспериментальными данными.

Выводы.

1. Проведены исследования распределения давлений и тепловых потоков вдоль оси пластины, установленной под углом 45° на расстояниях $0,81 \geq z/d_a \geq 1,29$ струи на реагирующих компонентах с температурами торможения от $1600 \text{ К} \leq T_0 \leq 3400 \text{ К}$ при степени нерасчетности $0,82 \geq n \geq 1,07$, создающих тепловые потоки от 1 до 10 МВт/м^2 . Результаты использованы для валидации расчетов в программном комплексе SolidWorks Flow Simulation.

2. В указанном диапазоне характеристик высокотемпературных струй экспериментальное распределение давления вдоль оси пластины хорошо согласуется с измерениями на холодном воздухе. Не выявлено существенных различий по сравнению с холодным потоком в распределении и уровне давлений на наклонной пластине. При этом имеются данные других работ, где такое различие имело место.

3. Экспериментальное распределение безразмерного коэффициента теплообмена — числа Стантона вдоль оси пластины характеризуется пятью максимумами и отражает особенности ударно-волновой структуры, соответствующей выбранному диапазону степени нерас-

четности струи, углом наклона пластины и диапазоном расстояний от среза сопла до пластины. Положение двух пиковых максимумов теплового потока смещено относительно двух максимумов давления. Кроме того, формируются три максимума теплового потока, связанных с образованием слоев смешения и их натеканием на пластину.

4. Результаты численного моделирования натекания на наклонную пластину высокотемпературной струи на реагирующих компонентах в среде SolidWorks Flow Simulation с использованием модели совершенного газа и параметрами, рассчитанными по составу в модельной камере сгорания, хорошо согласуются с измерениями и отражают все особенности распределения давлений и тепловых потоков на наклонной пластине в ближнем поле околорасчетной струи.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Lamont P.J., Hunt B.L. The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates. *J. Fluid Mech.*, 1980, vol. 100, part 3, pp. 471–611.
- [2] Губанова О.Г., Лунев В.В., Пластинина Л.Н. О центральной срывной зоне при взаимодействии сверхзвуковой недорасширенной струи с преградой. *Механика жидкости и газа*, 1971, № 2, с. 135–138.
- [3] Avi F.S., Lyer K.G. Mean and unsteady flowfield properties of supersonic impinging jets with lift plates. *Proceedings of the 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. May 10–12, 1999, Bellevue, WA, USA*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999, vol. 99, paper no. 1829.
- [4] Zapryagaev V.I., Kudryavtsev A.N., Lokotko A.V., Solotchin A.V., Pavlov A.A., Hadjadj A. An experimental and numerical study of a supersonic jet shock-wave structure. *West East high speed flow fields. Aerospace applications from high subsonic to hypersonic regime*. Barcelona, CIMNE, 2003, pp. 244–305.
- [5] Запрягаев В.И., Кавун И.Н., Киселев Н.П. Структура течения на начальном участке сверхзвуковой струи, истекающей из сопла с шевронами. *Прикладная механика и техническая физика*, 2010, т. 51, № 2, с. 71–80.
- [6] Jeyajothi K., Kalaichelvi P. Augmentation of heat transfer and investigation of fluid flow characteristics of an impinging air jet on to a flat plate. *Arabian Journal for Science and Engineering*. September 2018. <https://doi.org/10.1007/s13369-018-3511-9>
- [7] Vadiraj V., Katti S., Yaraswy N., Prabhu S.V. Local heat transfer distribution between smooth flat surface and impinging air jet from a circular nozzle at low Reynolds numbers. *Heat Mass Transfer*, 2011, no. 47, pp. 237–244.
- [8] Love J.G., Stuerman M.T., Messersmith N.L., Ehresman C.M., Murthy S.N.B. Experimental investigations of the heat transfer characteristics of impinging jets. *Proceedings of the 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. January 10–13, 1994, Reno, NV, U.S.A.* American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994, vol. 94, paper no. 0262. DOI: 10.2514/6.1994-262
- [9] Rudenko N., Hromisin S.M., McLaughlin D.K. Thermal characterization of a dual impinging jet flow field with a heated jet. *Proceedings of the 46th AIAA Fluid Dynamics Conference, June 19, 2016, Washington, D.C.* American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016, paper no. 4255. <http://arc.aiaa.org.10.2514/6.2016-4255>

- [10] Гордеев А.Н., Чаплыгин А.В. Теплообмен и визуализация течения на поверхности медной пластины при ее обтекании струями воздушной плазмы. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-9-2019>
- [11] Гордеев А.Н., Чаплыгин А.В. Теплообмен в высокочастотном индукционном плазмотроне ВГУ-4 при использовании щелевых сопел. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-2-1953>
- [12] Спесивцев В.В. Диагностика силового и теплового воздействия сверхзвуковой струи на преграду. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2015, № 4 (121), с. 60–64.
- [13] Dong L.L., Leung C.W., Cheung C.S. Heat transfer characteristics of premixed butane/air flame jet impinging on an inclined flat surface. *Heat and Mass Transfer*, 2002, no. 39, pp. 19–26. DOI: 10.1007/s00231-001-0288-1
- [14] Кудин О.К., Нестеров Ю.Н. Экспериментальное исследование теплообмена при взаимодействии сверхзвуковых слабонедорасширенных струй с плоской преградой. *Ученые записки ЦАГИ*, 2016, т. XLVII, № 3, с. 47–55.
- [15] Юрченко И.И., Клименко А.Г., Кудинов А.С., Исаков Д.В. Натекание высокотемпературной сверхзвуковой струи на преграду вблизи среза сопла. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1820>

Статья поступила в редакцию 20.05.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Партола И.С., Кудинов А.С., Юрченко И.И., Клименко А.Г., Федоров С.А. Высокотемпературное воздействие газовой струи реагирующих компонентов на наклонную пластину. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-6-2084>

Партола Игорь Станиславович — д-р техн. наук, заместитель начальника отделения ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». e-mail: partola@kerc.msk.ru

Кудинов Александр Сергеевич — канд. техн. наук, заместитель начальника отдела ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». e-mail: kudinov@kerc.msk.ru

Юрченко Ирина Ивановна — д-р техн. наук, главный научный сотрудник ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». e-mail: kerc@elnet.msk.ru

Клименко Александр Геннадьевич — ведущий инженер ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». e-mail: klimenkokerc@mail.ru

Федоров Сергей Алексеевич — инженер ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». e-mail: kerc@elnet.msk.ru

High-temperature effect of a gas jet of reacting components on an inclined plate

© I.S. Partola, A.S. Kudinov, I.I. Yurchenko,
A.G. Klimenko, S.A. Fedorov

Keldysh Research Center, Moscow, 124438, Russia

The purpose of the research was to experimentally and computationally study the distribution of pressures and heat fluxes when near-design jets of high-temperature reacting mixtures on the oxygen-kerosene, oxygen-methane, oxygen-ethanol components act on an inclined plate in the near field of the jet within the distance equal to nozzle exit diameter $z/d_a \sim 1$ for pressure ratio $n \sim 1$. The paper introduces the results of these studies. They were carried out with jets flowing with total temperatures of $1600\text{ K} \leq T_0 \leq 3400\text{ K}$ into ambient environment with normal pressure and temperature. The level of heat fluxes created by the jet on the plate was in range within $1 \dots 10\text{ MWt/m}^2$. Calculations in the SolidWorks Flow Simulation environment for the effect of a high-temperature flow for a perfect gas with parameters corresponding to the chemical composition in a model combustion chamber showed good agreement with experimental data.

Keywords: experimental studies, pressure, thermal effect of jets, high-temperature jet, inclined plate

REFERENCES

- [1] Lamont P.J., Hunt B.L. The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates. *J. Fluid Mech.*, 1980, vol. 100, part 3, pp. 471–611.
- [2] Gubanova O.G., Lunev V.V., Plastinina L.N. *Mekhanika zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 1971, no. 2, pp. 135–138.
- [3] Avi F.S., Lyer K.G. Mean and unsteady flowfield properties of supersonic impinging jets with lift plates. *AIAA 99–1829*.
- [4] Zapryagaev V.I., Kudryavtsev A.N., Lokotko A.V., Solotchin A.V., Pavlov A.A., Hadjadj A. An experimental and numerical study of a supersonic jet shock-wave structure. In: *West East high speed flow fields. Aerospace applications from high subsonic to hypersonic regime*. Zeitoun D.E., Periaux J., Desideri J.A., Marini M., eds. Barcelona, CIMNE, Spain, 2003, pp. 244–305.
- [5] Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Kiselev N.P. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika — Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2010, vol. 51, no. 2, pp. 71–80.
- [6] Jeyajothi K., Kalaichelvi P. Augmentation of Heat Transfer and Investigation of Fluid Flow Characteristics of an Impinging Air Jet on to a Flat Plate. *Arabian Journal for Science and Engineering*. September 2018. <https://doi.org/10.1007/s13369-018-3511-9>
- [7] Vadiraj V., Katti S., Ysaswy N., Prabhu S.V. Local heat transfer distribution between smooth flat surface and impinging air jet from a circular nozzle at low Reynolds numbers. *Heat Mass Transfer*, 2011, no. 47, pp. 237–244.
- [8] Love J.G., Stuerman M.T., Messersmith N.L., Ehresman C.M., Murthy S.N.B. Experimental Investigations of the Heat Transfer Characteristics of Impinging Jets. *Proceedings of the 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. January*

- 10–13, 1994, Reno, NV, U.S.A. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994, vol. 94, paper no. 0262. DOI: 10.2514/6.1994-26
- [9] Rudenko N., Hromisin S.M., McLaughlin D.K. Thermal Characterization of a Dual Impinging Jet Flow Field with a Heated Jet. *Proceedings of the 46th AIAA Fluid Dynamics Conference, June 19, 2016, Washington, D.C.* American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016, paper no. 4255. <http://arc.aiaa.org>.10.2514/6.2016-4255
- [10] Gordeev A.N., Chaplygin A.V. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-9-2019>
- [11] Gordeev A.N., Chaplygin A.V. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-2-1953>
- [12] Spesivtsev V.V. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya (Aerospace engineering and technology)*, 2015, no. 4 (121), pp. 60–64.
- [13] Dong L.L., Leung C.W., Cheung C.S. Heat transfer characteristics of premixed butane/air flame jet impinging on an inclined flat surface. *Heat and Mass Transfer*, 2002, no. 39, pp. 19–26. DOI: 10.1007/s00231-001-0288-1
- [14] Kudin O.K., Nesterov Yu.N. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2016, vol. XLVII, no. 3, pp. 47–55.
- [15] Yurchenko I.I., Klimenko A.G., Kudinov A.S., Isakov D.V. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2018, iss. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1820>

Partola I.S. (b. 1965) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 1988 with a degree in Mechanical Engineering, Dr. Sc. (Eng.), Deputy Head of Division, Keldysh Research Center. e-mail: partola@kerc.msk.ru

Kudinov A.S. (b. 1980) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2003 with a degree in Flight Dynamics and Flow Control of Aircraft, Cand. Sc. (Eng.), Deputy Head of Department, Keldysh Research Center. e-mail: kudinov@kerc.msk.ru

Yurchenko I.I. (b. 1960) graduated from Moscow Institute of Physics and Technology in 1983 with a degree in Aerodynamics and Thermodynamics, Dr. Sc. (Eng.), Chief Research Fellow, Keldysh Research Center. e-mail: kerc@elnet.msk.ru

Klimenko A.G. (b. 1972) graduated from Moscow Aviation Institute in 1995 with a degree in Rocket Engines, Lead Engineer, Keldysh Research Center. e-mail: klimenkokerc@mail.ru

Fedorov S.A. (b. 1990) graduated from Moscow Aviation Institute in 2012 with a degree in Aviation and Space Rocket Technology, engineer, Keldysh Research Center. e-mail: kerc@elnet.msk.ru