

Высокотемпературное воздействие газовой струи реагирующих компонентов на фронтальную пластину

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

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

Представлены результаты измерения и прогнозирования теплосилового воздействия струй высокотемпературных реагирующих смесей на компонентах кислород — метан, кислород — спирт при воздействии на фронтальную пластину в ближнем поле струи. Высокотемпературная сверхзвуковая газовая струя истекает из модельной камеры с насадком в форме сопла Лаваля в среду с атмосферным давлением при степени нерасчетности около единицы. В камере осуществляется воспламенение и устойчивое горение смеси выбранных веществ, соотношение которых обеспечивает температуру торможения в диапазоне 1900...3400 К. Использована функция распределения давления на фронтальной пластине, полученная в эксперименте. Предложенная модель воздействия высокотемпературного потока на фронтальную поверхность может использоваться для тестирования программных комплексов и определения уровней теплового воздействия при испытаниях образцов.

Ключевые слова: экспериментальные исследования, силовое и тепловое воздействие струй, высокотемпературная струя, фронтальная пластина

Введение. Исследованиям воздействия сверхзвуковых струй газа на фронтальные поверхности посвящены многочисленные экспериментальные работы, большая часть из которых выполнена на холодных и подогреваемых воздушных струях [1–5] или струях, являющихся продуктами сгорания с температурой торможения до 1300 К. Изучение ударно-волновой структуры и распределения давлений в экспериментах на холодных воздушных струях в полной мере выполнено в [2], где исследования проводились в первой бочке струи со степенью нерасчетности, близкой к единице. Исследованиям тепловых потоков посвящено значительно меньшее количество работ [6–8], например:

– в [1] и [2] показано, что измерения теплового потока проводились на значительном расстоянии от среза сопла в третьей бочке струи и дальше, где ударно-волновая структура струи имеет существенные отличия от ближнего поля;

– в [6] использовался подогретый воздух;

– в [7] рассматривалось воздействие продуктов сгорания бензина в воздухе, также в этой работе отмечалась пропорциональность распределения давлений и тепловых потоков;

– в [8] приведены экспериментальные данные при воздействии струи продуктов сгорания спирта в воздухе с температурой торможе-

ния $T_0 = 1300$ К на фронтальную пластину, расположенную в первой бочке, результаты хорошо согласуются в части распределения давлений с экспериментами, проводимыми многими авторами.

В [4] распределение тепловых потоков на пластине характеризуется двумя ярко выраженными максимумами. Вопросы оценки положения диска Маха и размеров первой бочки рассмотрены в работах [4, 5, 9, 10].

Цель настоящей статьи — исследовать тепловое воздействие на фронтальную пластину, установленную в ближнем поле высокотемпературной струи продуктов сгорания, для оценки максимальных величин тепловых потоков.

Исследования проводились на огневом испытательном комплексе ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» в процессе запусков модельного двигателя с последовательной установкой вблизи среза сопла измерительных пластин с термопарами и датчиками давления.

Результаты экспериментального исследования взаимодействия высокотемпературной сверхзвуковой струи на перспективных экологически безопасных компонентах топлива: жидкий спирт / газообразный кислород и газообразный метан / газообразный кислород с фронтальной поверхностью вблизи среза сопла — были проанализированы для создания метода априорной оценки тепловых воздействий на фронтальную пластину. Для определения характера распределения давлений и тепловых потоков на фронтальной пластине проведены серии испытаний при расположении пластины, оснащенной датчиками давлений и термопарами, на различных расстояниях h от среза сопла, при этом:

1) максимальное удаление пластины h от среза сопла, отнесенное к диаметру среза сопла d_a , не превышало расчетного расстояния до первого диска Маха струи и составляло $0,85 \leq h / d_a \leq 1,08$;

2) угол полураствора профилированного сопла $\theta_a = 30^\circ$;

3) давление в камере сгорания $P_0 = 0,97 \dots 1,07$ МПа;

4) расчетная температура в камере сгорания (температура торможения) $T_0 = 1986 \dots 3054$ К;

5) соотношения массовых расходов окислителя и горючего K_m :

– для спирта $K_m = 0,78 \dots 1,03$;

– для метана $K_m = 1,54 \dots 2,34$;

6) температура (при проведении экспериментов) фронтальной пластины $T_w = 286 \dots 1000$ К.

На рис. 1 показаны экспериментальная установка и процесс взаимодействия струи с пластиной.

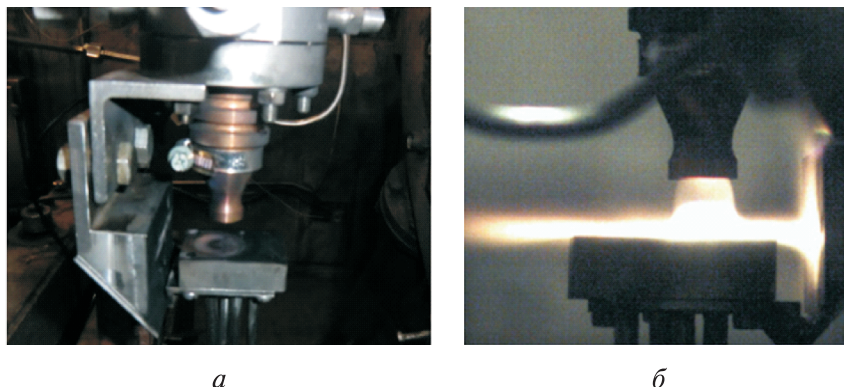


Рис. 1. Экспериментальная установка (а) и процесс взаимодействия струи с пластиной (б)

Измерение распределения давления проводилось на пластине с дренажными отверстиями для присоединения трубок от датчиков давления. Тепловые потоки восстанавливались по показаниям хромель-копелевых термопар, припаянных с обратной стороны измерительных пластин толщиной 0,5 мм из нержавеющей стали, которые устанавливались таким образом, что координаты замера давления и теплового потока совпадали, режимы работы экспериментального двигателя повторялись при измерениях давления и тепловых потоков. Давление в камере сгорания P_0 фиксировалось отдельным датчиком. Также проводилось измерение расходов компонентов топлива, по которым можно было вычислить соотношение компонентов топлива K_m , равное отношению расхода окислителя к расходу горючего.

Результаты измерений и метод их расшифровки были частично отражены в работе [11].

Метод определения теплового воздействия. В данном анализе задействованы результаты измерений давлений и тепловых потоков при нахождении пластин на расстояниях 0,85...1,08 от диаметра среза сопла d_a , т. е. в пределах первой бочки струи, размер которой, согласно оценкам, проведенным с использованием формул из различных источников [4, 5, 9, 10], составил $1,2d_a$. Для такого положения фронтальной пластины характерно наличие пятна диаметром d_a , высокого давления и единственного максимума давления на оси, что согласуется с данными работ на холодных струях [1–4]. При этом в пределах пятна диаметром d_a наблюдается также наличие осевого максимума тепловых потоков.

В этом случае в точке растекания и ее некоторой окрестности можно воспользоваться системой уравнений ламинарного обтекания

торцевой точки, приведенной в [12]. Фей и Ридделл получили решение этой системы в виде формулы (1) для определения теплового потока [13]:

$$q_w = 0,763Pr^{-0,6} (I_e - h_w) \left(\frac{\rho_w \mu_w}{\rho_e \mu_e} \right)^{0,1} \left[\rho_e \mu_e \left(\frac{du_e}{dx} \right)_0 \right]^{0,5} \times \left[1 + (Le^{0,52} - 1) \frac{(\alpha_e - \alpha_w) h_a^0}{I_e} \right], \quad (1)$$

где Pr — число Прандтля; I — полная энтальпия струи; h — энтальпия струи; ρ — плотность потока; μ — вязкость потока; u — скорость потока; α — концентрация атомов; Le — число Льюиса; h_a^0 — энергия диссоциации молекулы на единицу ее массы; индекс w относится к параметрам на стенке, индекс e — к параметрам на границе пограничного слоя, индекс 0 — к точке растекания.

При натекании потока на каталитическую стенку все атомы диссоциированной смеси рекомбинируют, и их концентрация на стенке $\alpha_w = 0$. В случае равновесного течения атомы, продвигаясь вверх по пограничному слою, претерпевали бы диссоциацию, и на границе пограничного слоя достигалась их концентрация α_e . Выражение во вторых квадратных скобках формулы (1) описывает относительный вклад в теплообмен этого явления.

Для оценки соотношения скоростей протекания химических и конвекционных процессов был применен комплекс C_1 :

$$C_1 = K_1 P_0^2 T_0^{-3,5} \left[\left(\frac{du_e}{dx} \right)_0 \right]^{-1}, \quad (2)$$

представляющий отношение (2) характерного времени течения к характерному времени химических процессов, приведенный в [13].

Здесь K_1 — константа скорости химических реакций; P_0 — полное давление; T_0 — полная температура.

Если C_1 мало, то преимущественно диффузия определяет профили концентрации атомов в пограничном слое.

В силу полученной малости комплекса $C_1 \sim 10^{-5} \dots 10^{-4}$ было выдвинуто предположение о замороженном химическом составе струи в пределах ближнего поля течения. Полная энтальпия натекающей струи в связи с этим предположением была рассчитана по элементному составу смеси, образовавшейся в камере сгорания. Если прене-

брежь эффектами диссоциации в пограничном слое, число Льюиса Le в формуле (1) равно 1.

В соответствии с формулой (1) наиболее сильное влияние на тепловой поток оказывает нарастание скорости по координате на границе пограничного слоя в точке растекания $(du_e / dx)_0$. Для его определения существовали различные подходы, показанные в [13]. В представляемом анализе необходимый градиент давления в точке растекания был получен при измерении давлений с использованием формулы

$$\rho_e u_e \frac{du_e}{dx} = -\frac{dP_e}{dx}. \quad (3)$$

На рис. 2 приведены данные измерений давлений на фронтальной пластине, отнесенных к давлению в камере сгорания P_0 , в зависимости от расстояния от оси струи x/r_a , отнесенного к радиусу выходного сечения сопла. По этим данным была построена верхняя оггибающаяся, которая хорошо аппроксимируется многочленом второй степени. Видно, что распределение давления имеет один максимум, расположенный на оси течения. Проведенная оценка величины градиента скорости в критической точке $(du_e / dx)_0$ показала, что она не превышает 10^6 1/с.

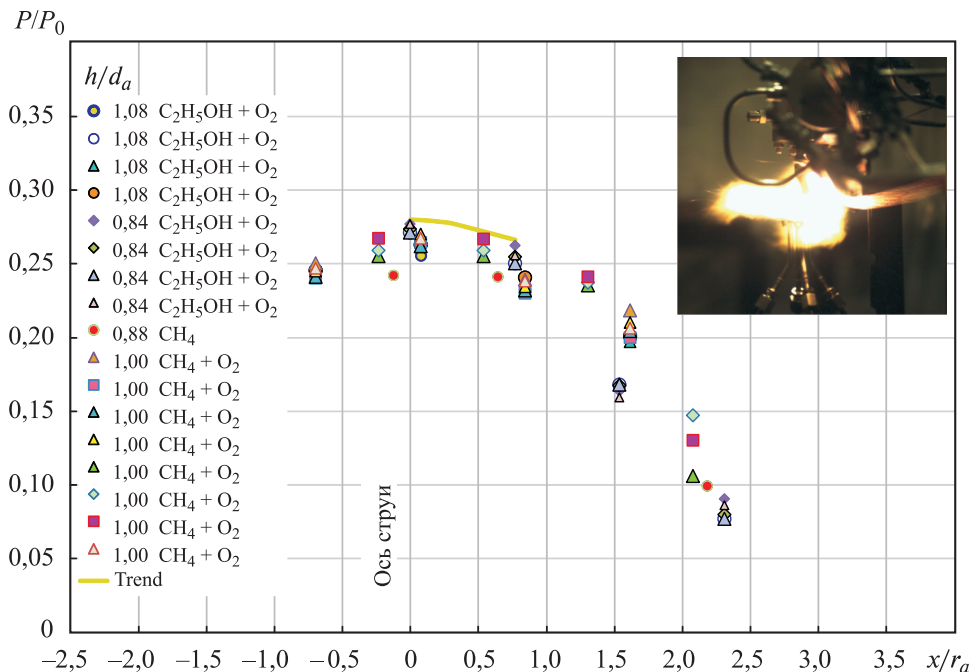


Рис. 2. Измерения давлений на фронтальной пластине

Безразмерный тепловой поток в точках замера термопарами представлен на рис. 3 в виде числа Стантона St , рассчитанного по формуле

$$St = \frac{q_w}{\rho_a u_a (I_e - h_w)} = \frac{q_w}{\rho_a u_a C_{p0} (T_0 - T_w)},$$

где $\rho_a u_a$ — произведение плотности на скорость струи в выходном сечении сопла, полученное из измерений расхода при каждом испытании; C_{p0} — теплоемкость в камере сгорания, рассчитанная по составу продуктов сгорания; T_0 — температура торможения в камере сгорания; T_w — температура стенки, принятая равной показанию термопары.

Характер распределения теплового потока подобен распределению давления в рассматриваемом узком диапазоне расположения фронтальной пластины $0,85 \leq h/d_a \leq 1,08$.

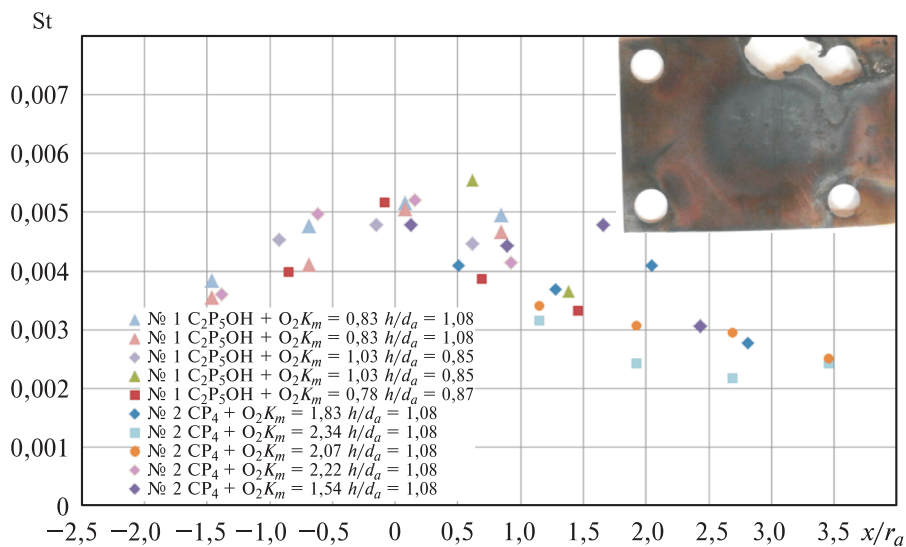


Рис. 3. Измерения тепловых потоков на фронтальной пластине

Для сравнения с измерениями в области точки растекания x/r_a в пределах $\pm 0,1$ на рис. 4 приведены результаты расчетов чисел Стантона St по формуле

$$St = \frac{q_w}{\rho_a u_a (I_e - h_w)} = \frac{0,763 Pr^{-0,6} \left(\frac{\rho_w \mu_w}{\rho_e \mu_e} \right)^{0,1} \left[\rho_e \mu_e \left(\frac{du_e}{dx} \right)_0 \right]^{0,5}}{\rho_a u_a (I_e - h_w)},$$

полученной из выражения (3) для тепловых потоков в точке растекания $x/r_a = 0$.

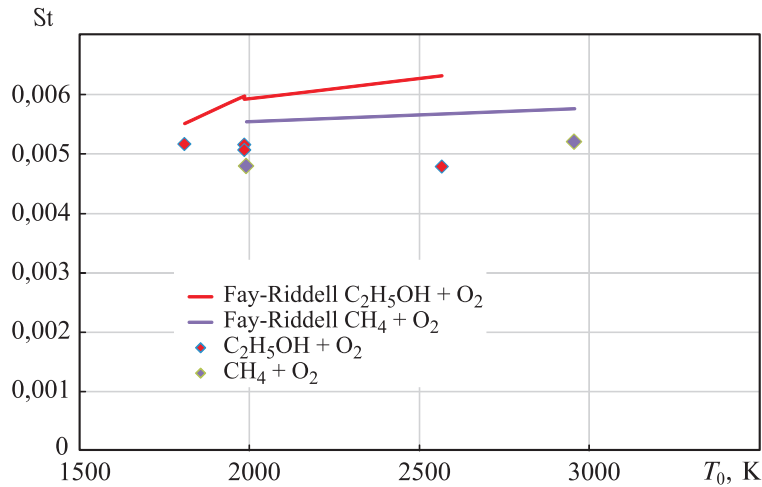


Рис. 4. Расчет по предложенному методу и измерения тепловых потоков в точке растекания $x/r_a = 0$

При этом плотность для точки растекания определялась по измеренному давлению и газовой постоянной R замороженного состава смеси:

$$\rho_e = \frac{P_e}{RT_o}$$

Вязкость μ_w и плотность ρ_w определялись для температуры $T_w = 340$ К, соответствующей значению температуры, для которого были восстановлены тепловые потоки по измерениям термопар.

Результаты расчетов по предложенному методу и измерений чисел Стантона St , приведенные на рис. 4, в зависимости от температуры в камере сгорания демонстрируют неплохое согласование. Расчет является верхней огибающей эксперимента.

Закономерность влияния температуры в камере сгорания (или массового соотношения компонентов топлива на число Стантона) пока не выявлена. Возможно, это объясняется двумя противоположными тенденциями, связанными с ростом температуры в камере сгорания:

- 1) увеличением произведения $\rho_e \mu_e$;
- 2) снижением плотности потока в выходном сечении сопла $\rho_a u_a$.

Выводы.

1. Предложен метод оценки максимального теплового потока при воздействии высокотемпературной струи на фронтальную пластину в ближнем поле струи при $h/d_a \leq 1,08$ с использованием экспериментально полученной функции распределения давления на фрон-

тальной пластине и в предположении замороженного химического состава продуктов сгорания, удовлетворительно согласующийся с измерениями.

2. Предлагаемая модель воздействия высокотемпературного потока на фронтальную поверхность в виде воздействия струи сжатого газа с параметрами, рассчитанными по составу продуктов сгорания в камере сгорания, может использоваться для тестирования программных комплексов и предсказания уровней теплового воздействия при испытаниях образцов.

3. Полученные экспериментальные данные и рекомендации к расчету тепловых и силовых воздействий на фронтальную пластину обеспечивают возможность для испытаний образцов материалов, применяемых в условиях высоких и критических теплосиловых нагрузок газовой среды для исследования их свойств.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] 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. First editions. Publication of CIMNE, Barcelona, Spain, 2003, pp. 244–305.
- [4] Исаев С.А., Липницкий Ю.М., Баранов П.А., Панасенко А.В., Усачов А.Е. Моделирование турбулентной сверхзвуковой недорасширенной струи, истекающей в затопленное пространство, с помощью модели переноса сдвиговых напряжений. *Инженерно-физический журнал*, 2012, т. 85, № 6, с. 1253–1267.
- [5] Запругаев 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. 7–80.
- [6] 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. *32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 10 January 1994 — 13 January 1994, Reno, NV, U.S.A. American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 94-0262, 1994. DOI: 10.2514/6.1994-262
- [7] В.В. Спесивцев. Диагностика силового и теплового воздействия сверхзвуковой струи на преграду. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2015, № 4 (121), с. 60–64.
- [8] 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.
- [9] Авдудевский В.С., Ашратов Э.А., Иванов А.В., Пирумов У.Г. *Газодинамика сверхзвуковых неизобарических струй*. Москва, Машиностроение, 1989, 320 с.

- [10] Авдудевский В.С., Иванов А.В., Карпман И.М., Трасковский И.Д., Юделович М.Я. Структура сверхзвуковых нерасширенных струй, истекающих в затопленное пространство и спутный поток. *Механика жидкости и газа*, 1972, № 3, с. 15–29.
- [11] 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. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-11-1820
- [12] Дорренс У.Х. *Гиперзвуковые течения вязкого газа*. Москва, Мир, 1966, 479 с.
- [13] Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф. *Теория гиперзвуковых течений*. Москва, Изд-во иностр. лит., 1962, 607 с.

Статья поступила в редакцию 30.03.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Мосолов С.В., Партола И.С., Кудинов А.С., Юрченко И.И., Клименко А.Г., Федоров С.А. Высокотемпературное воздействие газовой струи реагирующих компонентов на фронтальную пластину. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 1. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-1-2047>

Мосолов Сергей Владимирович — канд. физ.-мат. наук, и.о. заместителя генерального директора по качеству ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». e-mail: kerc@elnet.msk.ru

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 reactants on the front plate

© S.V. Mosolov, I.S. Partola, A.S. Kudinov, I.I. Yurchenko, A.G. Klimenko, S.A. Fyodorov

Keldysh Research Center, Moscow, 125438, Russia

The paper introduces the results of measuring and predicting the heat and force effect of jets of high-temperature reacting mixtures on the oxygen-methane, oxygen-alcohol components when acting on the front plate in the near field of the jet. A high-temperature supersonic gas jet flows out of a model chamber with a Laval nozzle into a medium with atmospheric pressure at a degree of off-design ratio of about unity. In the chamber, ignition and stable combustion of a mixture of selected substances occur, the ratio of these substances providing a stagnation temperature in the range of 1900 ... 3400 K. The pressure distribution function on the front plate obtained in the experiment is used. The proposed model of the high-temperature flow effect on the frontal surface can be used to test software systems and determine the levels of thermal effect during sample tests.

Keywords: experimental studies, heat and force and effect of jets, high-temperature jet, frontal plate

REFERENCES

- [1] Gubanova O.I., Lunev V.V., Plastinina L.I. *Mekhanika zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 1971, no. 2, pp. 135–138.
- [2] 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.
- [3] 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. Publication of CIMNE, Barcelona, Spain, 2003, pp. 244–305.
- [4] Isaev S.A., Lipnitskiy Yu.M., Baranov P.A., Panasenko A.V., Usachov A.E. *Inzhenerno-fizicheskii zhurnal — Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2012, vol. 85, no. 6, pp. 1253–1267.
- [5] Zapriagaev 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] 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. *AIAA Paper* 93–5018.
- [7] Spesivtsev V.V. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya (Aerospace engineering and technology)*, 2015, no. 4 (121), pp. 60–64.
- [8] Kudin O.K., Nesterov Yu.N. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2016, vol. XLVII, no. 3, pp. 47–55.
- [9] Avduevskiy V.S., Ashratov E.A., Ivanov A.V., Pirumov U.G. *Gazodinamika sverkhzvukovykh neizobaricheskikh struy* [Gas dynamics of supersonic non-isobaric jets]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 320 p.
- [10] Avduevskiy V.S., Ivanov A.V., Karpman I.M., Traskovskiy I.D., Yudelovich M.Ya. *Mekhanika zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 1972, no. 3, pp. 15–29.

- [11] 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>
- [12] Dorrance W.H. *Viscous Hypersonic Flow: Theory of Reacting and Hypersonic Boundary Layers*. Dover Publications, 2017, 352 p. [In Russ.: Dorrance W.H. Giperzvukovye techeniya vyazkogo gaza. Moscow, Mir Publ., 1966, 479 p.].
- [13] Hayes W.D., Probstein R.F. *Hypersonic flow theory*. Academic Press, New York, 1959, 464 pp. [In Russ.: Hayes W.D., Probstein R.F. Teoriya giperzvukovykh techeniy. Moscow, Izd. inostr. lit. Publ., 1962, 607 p.].

Mosolov S.V. (b. 1963) graduated from Moscow Institute of Physics and Technology, major field Aerodynamics and Thermodynamics in 1983; Cand. Sc. (Phys.-Math.), Deputy Director General, Keldysh Research Center. e-mail: kerc@elnet.msk.ru

Partola I.S. (b. 1965) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 1988, major field 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, major field Dynamics of Flight and Flying Vehicles Flow in 2003; 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, major field 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, major field Rocket Engines; Lead engineer, Keldysh Research Center. e-mail: klimenkoker@mail.ru

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