DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.02

УДК 533.6.011.5

В.И. Запрыгаев, Н.П. Киселев, С.Г. Кундасев

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
СО РАН, Новосибирск, Россия

СТРУКТУРА ТЕЧЕНИЯ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ СВЕРХЗВУКОВОЙ ПЕРЕРАСШИРЕННОЙ СТРУИ С ПЛОСКОЙ НАКЛОННОЙ ПРЕГРАДОЙ

Представлены результаты экспериментального исследования газодинамической структуры течения при взаимодействии сверхзвуковой перерасширенной струи с плоской преградой при различных углах наклона. Эксперименты проведены на специальном газодинамическом стенде – вертикальной струйной установке, оборудованной автоматизированной системой сбора данных и позволяющей контролировать газодинамические параметры эксперимента в реальном времени. Для проведения экспериментов использовалось специальное осесимметричное сверхзвуковое сопло с упрощенной внутренней геометрией, облегчающей его точное изготовление. Число Маха на срезе сопла $M_a = 3$, относительное полное давление сверхзвуковой струи $Npr = 21,4$. Расстояние от среза до поверхности преграды $H/D_a = 2$. Модель преграды оснащена сеткой дренажных отверстий для измерения распределения давления. Визуализация течения представлена осредненными и мгновенными шлирен-фотографиями течения. По результатам дренажных измерений построены поля пристенного давления на поверхности преграды. Получены новые данные о структуре течения импактных перерасширенных струй, которые могут быть использованы для верификации численных расчетов. Для рассматриваемых режимов взаимодействия зарегистрировано наличие периферийного максимума пристенного давления на преграде. Выявлен сверхзвуковой характер веерной пристенной струи, приведены основные особенности ударно-волновой структуры течения для различных углов наклона преграды.

Ключевые слова: ударно-волновая структура, сверхзвуковая перерасширенная струя, преграда, сопло, эксперимент, шлирен-визуализация.

V.I. Zapryagaev, N.P. Kiselev, S.G. Kundasev

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics,
Siberian Branch of Russian Academy of Sciences,
Novosibirsk, Russian Federation

THE STRUCTURE OF THE SUPERSONIC OVEREXPANDED JET IMPINGING ON AN INCLINED FLAT PLATE

Experimental results of studying gas-dynamic structure of supersonic overexpanded jet impinging on a flat plate with varying incline angle are presented. Experiments are performed at a specialized gas-dynamic facility – Vertical jet facility, which is equipped with an automated acquisition data system and allows controlling gas-dynamic parameters of the experiment in real time. The special

axisymmetric nozzle with simplified inner geometry is used to perform the research. Mach number at the nozzle exit section is $M_a = 3$, nozzle pressure ratio is $Npr = 21,4$. The distance between nozzle exit and the obstacle is $H/D_a = 2$. The obstacle is equipped with a net of taps for pressure measurements. Visualization of the flow is presented in form of averaged and instant schlieren images. The fields of wall pressure were made using the results of pressure measurements. New data was obtained, which can be used to verify CFD results. For studied interaction conditions a peripheral maximum of wall pressure was registered. Supersonic regime of the near-wall jet is observed, main features of the shock-wave structure are described for various incline angles.

Keywords: shock-wave structure, supersonic jet, obstacle, nozzle, experiment, schlieren-visualization.

Введение

Интерес исследователей к импактным сверхзвуковым струям объясняется их распространенностью в различных приложениях ракетно-космической и авиационной техники на этапах взлет-посадка: аппараты VTOL, газоотражатели на авианосцах, стартовые столы для запуска ракетно-космической техники. Такие струи применяются в промышленности при резке металлов кислородной струей и для холодного газодинамического напыления.

В последнее время ведется проектирование многоразовых возвращаемых космических аппаратов с использованием тормозных двигательных установок на конечном этапе посадки – пилотируемых перспективных транспортных кораблей нового поколения (ППТК НП) [1, 2]. Для определения степени силового воздействия вторичного течения на возвращаемый аппарат, а также для минимизации абразивного воздействия на поверхность аппарата возвратного течения требуется подробное изучение процесса взаимодействия сверхзвуковых струй тормозных двигательных установок с преградой.

Из ранних работ по исследованию взаимодействия струй с преградами можно выделить подробные исследования свободных и импактных звуковых струй [3], веерной струи, растекающейся по преграде при различных числах Маха натекающей струи [4].

Современные работы преимущественно охватывают диапазон чисел Маха 1–2 с нерасчетностью истечения $n > 1$ (недорасширенный режим истечения струи – отношение статического давления на срезе сопла p_a к давлению в окружающем пространстве p_e) и направлены на исследование возникающих автоколебаний и акустических пульсаций, создаваемых взаимодействием струи с преградой [5–12]. Из недавних работ по перерасширенным струям можно выделить статьи [13, 14], в которых исследован механизм автоколебаний при нормальном нате-

кании струи на плоскую преграду и преграду с иглой. Также изучалось взаимодействие сверхзвуковых струй с пористыми преградами, в частности исследовалось влияние коэффициента пористости на структуру течения и спектральные характеристики акустического поля [15, 16].

Известно большое количество научно-исследовательских работ по изучению взаимодействия сверхзвуковых струй с преградами, проведенных с применением численных методов расчета течения [17–21]. Однако сложная трехмерная структура пристенного течения у поверхности преграды, образующаяся при взаимодействии струи с поверхностью, требует дальнейшего изучения с целью получения экспериментальных данных по силовому воздействию струи на преграду, а также для верификации результатов численного расчета.

Экспериментальные и расчетные данные о структуре течения свободной сверхзвуковой струи, истекающей в затопленное пространство для сверхзвукового сопла идентичной конфигурации и именно для рассматриваемого газодинамического режима истечения, были проведены ранее и представлены в работе [22].

Экспериментальная установка

Экспериментальные исследования выполнены на вертикальной струйной установке (ВСУ) Института теоретической и прикладной механики (ИТПМ) СО РАН. На рис. 1 показана схема установки. Сверхзвуковая струя, истекающая из сопла 1 в затопленное пространство натекает на преграду 2, которая закреплена на траверсе 3 и имеет возможность перемещаться вдоль направляющих штанг 4. В форкамеру установки 5 воздух поступает из трубопровода высокого давления, оснащенного запорной задвижкой и автоматизированным дросселем 6, который обеспечивает поддержание давления в форкамере в автоматическом режиме. Перед истечением из сопла воздух последовательно проходит через перфорированный диффузор 7, хонейкомб 8 и набор детурбулизирующих сеток 9.

Установка оснащена автоматизированной системой сбора данных [23], которая позволяет осуществлять в автоматизированном режиме регистрацию, обработку и запись на персональный компьютер физических параметров эксперимента и газодинамических параметров установки. Система включает в себя персональный компьютер 9, высокоточный мультиметр фирмы Agilent с мультиплексором 12 и аналого-

цифровой преобразователь I-7019 14. Для измерения газодинамических параметров установки использовались датчики давления OWEN (4–20 мА) с диапазоном измерений 0,1 МПа (p_e – давление в окружающей среде) и датчиком измерения давления в форкамере с диапазоном 16 МПа (p_0 – давление в форкамере). Давление p_e измерялось непосредственно в рабочем помещении на расстоянии около 4 м от среза сопла. Интервал времени между отсчетами 0,4 с.

Рис. 1. Схема вертикальной струйной установки ИТПМ СО РАН: 1 – сопло; 2 – преграда; 3 – траверса; 4 – направляющие штанги; 5 – форкамера; 6 – автоматизированный дроссель; 7 – перфорированный диффузор; 8 – хонейкомб; 9 – детурбулизирующие сетки; 10 – коробки датчиков (18 шт.); 11 – пневмотрассы дренажа преграды; 12 – мультиметры; 13 – персональный компьютер; 14 – система сбора параметров установки; ВВД – воздух высокого давления, подводимый к установке; М – манометр

Измерения давления на преграде осуществлялись с помощью тензометрических датчиков абсолютного давления ТДМ-А 0,6 МПа и точностью измерения 0,1 %. Аналоговые сигналы с датчиков 10, измеряющих давление на преграде 2, поступают через мультиметр НР 12 на цифровой вольтметр, оцифровываются и передаются на персональный компьютер 13. Параметры установки передаются на ПК 13 через плату I-7019R. Платы АЦП, коммутация располагаются в шкафу 14. Измеряемые газодинамические параметры (давление, температура

и др.) отображаются на мониторе в реальном времени, а также сохраняются в виде таблиц для последующей обработки.

Визуализация течения осуществлялась с помощью прибора Теплера ИАБ-451 и CCD-камеры с разрешением 1,3 мегапикселей.

Объектом исследования является сверхзвуковая струя, истекающая из конического осесимметричного сопла (рис. 2). Число Маха на срезе $M_a = 3$, диаметр выходного сечения $D_a = 15$ мм, угол полураскрытия $\alpha = 15^\circ$. Использовано сопло с упрощенной внутренней геометрией (рис. 2, а), которая позволяет облегчить точное изготовление сопла. Эксперимент проведен для перерасширенной струи при отношении давлений $Npr = 21,4$, $Npr = p_0/p_e$, где p_0 и p_e – давление в форкамере установки и в окружающем пространстве. Степень нерасчетности истечения сверхзвуковой перерасширенной струи соответствует безотрывному режиму истечения из конического сопла $n_p = p_a/p_e = 0,6$ (p_a – давление на выходе сопла).

Рис. 2. Схема сопла (а) и фотография рабочей части вертикальной струйной установки (б)

Схема расположения сопла и преграды эксперимента приведена на рис. 3. Начало координат соответствует точке пересечения оси сопла с преградой. Вдоль модели преграды перемещалась подвижная

вставка 5 с дренажными отверстиями 6, подключенными к датчикам давления по пневматическим трассам (90 точек на подвижной вставке). Шаг вдоль оси x составляет 10 мм, шаг вдоль y варьировался путем перемещения подвижной вставки вдоль оси y на 3,3 мм. Это позволило увеличить количество измеряемых точек по оси y . Измерения пристенного давления выполнены в 270 точках. Наклон преграды осуществлялся с помощью поворотного механизма, к которому крепилась преграда. Точность установки по углу $\pm 0,2^\circ$.

Рис. 3. Схема эксперимента (а) и модели преграды (б): 1 – сопло; 2 – преграда; 3 – сверхзвуковая струя; 4 – веерная струя; 5 – подвижная вставка; 6 – дренажные отверстия; φ – угол наклона преграды; θ – угол между осью струи и преградой

За угол наклона преграды φ принят угол между нормалью к преграде и осью сопла. Также используется угол между осью сопла и поверхностью преграды в плоскости симметрии задачи $\theta = \varphi + 90^\circ$. Представлены результаты эксперимента для одного расстояния от среза сопла до преграды $H/D_a = 2,0$ и при постоянном значении $Npr = 21,4$.

Параметры эксперимента:

Номер пуска	Угол наклона преграды φ , град
1	0
2	15
3	30

Процедура эксперимента заключалась в следующем. Перед каждым запуском установки и после пуска без расхода воздуха проводились измерения давления (нули до и после пуска). После установления заданного газодинамического режима, определяемого давлением в форкамере, выполнялись измерения давления (по 40 измерений) на преграде. Таким образом, за один пуск были измерены значения давления до пуска p_{z1} , во время установившегося режима p и после пуска p_{z2} . В процессе обработки суммарные осредненные значения давления до и после пуска вычитались из осредненных значений давления, измеренных во время пуска. Итоговые значения давления Δp_w вычислялись следующим образом:

$$\Delta p_w = \bar{p}_i - \frac{\bar{p}_{z1} + \bar{p}_{z2}}{2},$$

где $\bar{p}_i$ – среднее значение давления в дренажной точке во время пуска; $\bar{p}_{z1}$ и $\bar{p}_{z2}$ – средние значения давления, измеренные до и после пуска (нулевые значения давления).

Результаты эксперимента

Результаты по структуре течения получены с использованием шлирен-фотографий течения и измеренных полей пристенного избыточного давления Δp_w на поверхности преграды.

Осредненная шлирен-визуализация течения, полученная с экспозицией 4 мс, приведена на рис. 4, *а, в, д*, мгновенная (экспозиция 10 мкс) – на рис. 4, *б, г, е*. Сверхзвуковая струя истекает из сопла 1, взаимодействует с преградой и растекается вдоль поверхности преграды в форме радиальной сверхзвуковой струи 9. Течение в сверхзвуковой перерасширенной струе, истекающей из сопла, имеет сложную ударно-волновую структуру: формирование скачка уплотнения 2 в окрестности кромки сопла обусловлено режимом перерасширения – для увеличения давления в струе при ее истечении формируется скачок сжатия. Взаимодействие скачка сжатия с осью струи приводит к формированию прямого скачка уплотнения (диска Маха – 4) и отраженных косых скачков уплотнения 5. В данном случае происходит нерегулярное взаимодействие скачков уплотнения с образованием тройной точки, за которой виден контактный разрыв, разделяющий дозвуковое течение, сформированное за прямым скачком, и сверхзвуковое за косым

Рис. 4. Шлирен-фотографии течения для углов наклона преграды 0° (а, б), 15° (в, г) и 30° (д, е): 1 – сопло; 2 – скачок сжатия; 3 – сопловой скачок; 4 – диск Маха; 5 – отраженный скачок; 6 – внешний слой смешения; 7 – внутренний слой смешения за тройной точкой; 8 – растекающаяся по преграде веерная струя; 9 – висячий скачок первой бочки веерной струи; 10 – отраженный скачок первой бочки веерной струи; 11 – акустические волны; 12 – вихри Тейлора-Гертлера; φ – угол наклона преграды; θ – угол между осью струи и преградой

скачком уплотнения. Вдоль контактного разрыва за тройной точкой формируется внутренний слой смешения 7.

На рисунке регистрируется положение основных элементов ударно-волновой структуры течения в набегающей струе: внешний слой смешения 6, внутренний слой смешения за тройной точкой 7, центральный 4, сопловые 3 и косые скачки вблизи кромки сопла 2. При нормальном натекании (см. рис. 4, а) на преграде регистрируется сверхзвуковая веерная струя 8, растекающаяся по поверхности. Чередование темных и светлых областей, видимых вблизи поверхности преграды при растекании веерной струи, связано с наличием ячеистой

ударно-волновой структуры течения. Отчетливо регистрируются первые две «бочки» веерной струи, а также висячий 9 и отраженный 10 скачки уплотнения. Вследствие того что при визуализации теньевым методом происходит интегрирование по всей видимой области, структура течения над преградой размыта и видна недостаточно четко.

Изменение угла преграды существенно влияет на ударно-волновую структуру натекающей сверхзвуковой струи и сверхзвуковой радиальной струи, растекающейся по поверхности преграды. Увеличение угла наклона преграды приводит к уменьшению поперечного и росту продольного размера первой бочки струи. Диаметр диска Маха также уменьшается. Структура течения в натекающей струе близка к структуре течения в свободной перерасширенной струе [22]. Для течения по поверхности наклонной преграды характерным является отсутствие явно выраженной ударно-волновой структуры течения для потока, направленного к срезу сопла (см. рис. 4, в–е).

Течение в области взаимодействия отраженных скачков уплотнения 5 с преградой (см. рис. 4, в, д) имеет различный характер для потоков, движущихся вдоль преграды к срезу сопла ($y > 0$) и в сторону от среза сопла ($y < 0$).

Как видно из шлирен-фотографий, поток в виде веерной струи направлен вдоль наклонной поверхности в сторону тупого угла между поверхностью преграды и осью струи θ (см. рис. 3, а), т.е. от среза сопла. Сверхзвуковой поток, проходящий через косой скачок 5, разворачивается вдоль контактной поверхности натекающей струи 7 и ускоряется, образуя сверхзвуковую веерную струю с основными элементами – висячим и отраженным скачками уплотнения (поз. 9, 10 на рис. 4).

Помимо скачков уплотнения и слоев смешения, видны продольные полосы, ассоциирующиеся с продольными вихрями Тейлора–Гертлера (поз. 12, рис. 4, б), формирующимися в слое смешения сверхзвуковой струи [24].

На мгновенных фотографиях (см. рис. 4, б, г, е) видны пульсации плотности, связанные с автоколебаниями (пульсациями) в струе, а также акустическое излучение в окружающее пространство из области взаимодействия сверхзвуковой струи с преградой (см. поз. 11, рис. 4, б). Процесс автоколебаний в перерасширенной струе, натекающей на плоскую преграду, подробно исследован в работе [14].

Для угла наклона преграды $\varphi = 30^\circ$ регистрируется различный характер интенсивных волн, обусловленных наличием акустического излучения от области взаимодействия струи с поверхностью и от веерной струи, для потоков, направленных от среза сопла и к срезу сопла (при положительных и отрицательных значениях y).

Результаты дренажных измерений для трех углов наклона преграды представлены на рис. 5. Поля избыточного пристенного давления, измеренные на поверхности вставки, представлены на рис. 5, *a*, *в*, *д*, распределения избыточного давления в характерных сечениях x – на рис. 5, *б*, *г*, *е*. На полях нанесены точки, в которых проводились измерения давления.

При нормальном натекании струи вблизи поверхности преграды формируется сверхзвуковая веерная струя (см. рис. 5, *a*). На поверхности преграды в центре регистрируется симметричное пятно контакта с максимумом давления. В центре преграды происходит торможение сверхзвукового потока за прямым скачком уплотнения – давление достигает величины $\Delta p_w/p_e \approx 3$. Вокруг центральной области регистрируется кольцевая зона с давлением на преграде $\Delta p_w/p_e \approx 4$. На графике ($x/D_a = 0,33$, см. рис. 5, *б*) ей соответствуют два максимума. Повышение давления, регистрируемое на периферии, обусловлено меньшими потерями полного давления в струйном потоке высоконапорного газа, прошедшего через отраженные косые скачки уплотнения (см. поз. 5, рис. 4).

При растекании веерной струи на преграде формируется кольцевая область пониженного давления, обусловленная ускорением потока вблизи поверхности преграды до сверхзвуковых скоростей. Регистрируется скачкообразное падение давления, достигающее в сечении $y/D_a = \pm 1$ минимального значения $\Delta p_w/p_e \approx -0,5$ в первой ячейке пристенной сверхзвуковой струи. На преграде в области $y/D_a = \pm 1,5 \dots \pm 2$ расположена вторая ячейка струи, значения давления в этой области, вследствие потерь в первой ячейке, ниже, максимальное значение относительного давления равно 0,4, минимальное – 0. При удалении от оси на поверхности преграды регистрируется постоянное значение давления, равное давлению в окружающем пространстве.

Рис. 5. Распределение избыточного относительного давления по поверхности преграды для углов наклона преграды $\varphi = 0^\circ$ (а, б), 15° (в, г) и 30° (д, е): 1 – $x/D_a = 0,33$; 2 – $x/D_a = 1,0$; 3 – $x/D_a = 1,67$

При отклонении преграды от нормали на углы 15 и 30° распределение давления на поверхности преграды становится несимметричным (см. рис. 5, в–е) – на поверхности вставки регистрируется лишь один максимум, значение которого существенно выше, чем в случае нормального натекания. Волнообразный вид распределения давления по центру пятна ($x/D_a = 0,33$, см. рис. 5, г, е) обусловлен периодической ударно-волновой структурой течения. Для угла наклона $\varphi = 30^\circ$ веерная струя со стороны положительных значений y не имеет бочечной структуры.

Заключение

В результате исследования получены экспериментальные данные по структуре сверхзвуковой струи, натекающей на преграду. Зарегистрировано наличие сверхзвуковой веерной струи, растекающейся по преграде, и показано изменение ее газодинамической структуры в зависимости от угла наклона преграды. Выявлено наличие периферийного максимума в распределении давления на преграде, обусловленного меньшими потерями полного давления в системе косых скачков уплотнения, чем в прямом скачке на оси струи. Наблюдаются различные структуры течения при растекании веерной струи вдоль наклонной преграды для пристенных потоков в направлении увеличения или уменьшения расстояния от среза сопла. Полученные данные могут быть использованы для верификации численных моделей.

Библиографический список

1. Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В. Средства посадки пилотируемого транспортного корабля нового поколения // Космическая техника и технологии. – 2014. – № 4(7). – С. 21–30.
2. Flow structure in the base region of re-entry vehicle with supersonic braking plumes impinging with landing surface / A.A. Dyadkin, V.P. Sukhorukov, G.A. Trashkov, V.F. Volkov, V.I. Zapryagaev, N.P. Kiselev // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 7–12 September. – St.-Petersburg, 2014. – Paper № 2014_0640.
3. Donaldson C. du P., Snedeker R.S. A study of free jet impingement. Part 1. Mean properties of free and impinging jets // J. Fluid Mech. – 1971. – Vol. 45, part 2. – P. 281–319.

4. Carling J.C., Hunt B.L. The near wall jet of a normally impinging, uniform, axisymmetric, supersonic jet // *J. Fluid Mech.* – 1974. – Vol. 66, part 1. – P. 159–176.

5. Ultra-high-speed 3D astigmatic particle tracking velocimetry: application to particle-laden supersonic impinging jets / N.A. Buchmann, C. Cierpka, C.J. Kahler, J. Soria // *Experiments in Fluids.* – 2014. – Vol. 55, № 11. – P. 1.

6. Исследование автоколебаний в импактных струях / К.В. Баба-рыкин, В.Е. Кузьмина, С.К. Матвеев, В.Н. Петрова // *Вестник СПбГУ. Сер. 1.* – 2009. – Вып. 1. – С. 59–67.

7. Горшков Г.Ф., Усков В.Н. Особенности автоколебаний, возникающих при обтекании ограниченной преграды сверхзвуковой недорасширенной струей // *Прикладная математика и техническая физика.* – 1999. – Т. 40, № 4. – С. 143–149.

8. Interaction of a supersonic underexpanded jet with a flat plate / O. Amili, D. Edgington-Mitchell, D. Honnery, J. Soria // *Fluid-Structure-Sound Interactions and Control. Part of the series Lecture Notes in Mechanical Engineering.* – 18 December 2015. – P. 247–251.

9. Davis T.B., Kumar R. Shear layer characteristics of supersonic free and impinging jets // *Shock Waves.* – 2015. – Vol. 25, iss. 5. – P. 507–520.

10. Investigation of the flow structures in supersonic free and impinging jet flows / C. Chin [et al.] // *Journal of Fluids Engineering.* – 2013. – Vol. 135, № 3. – P. 031202-1–031202-12.

11. Investigation of the instabilities of supersonic impinging jets using unsteady pressure sensitive paint / T.B. Davis [et al.] // *52nd Aerospace Sciences Meeting / National Harbor.* – Maryland, 2014. – P. 0881.

12. Shock structures and instabilities formed in an underexpanded jet impinging on to cylindrical sections / N. Mason-Smith [et al.] // *Shock Waves.* – 2015. – Vol. 25, № 6. – P. 611–622.

13. Киселев С.П., Киселев В.П., Зайковский В.Н. О механизме автоколебаний при натекании сверхзвуковой струи на преграду. 1. Преграда с иглой // *Прикладная математика и техническая физика.* – 2014. – Т. 55, № 4. – С. 50–59.

14. Киселев С.П., Киселев В.П., Зайковский В.Н. О механизме автоколебаний при натекании сверхзвуковой струи на преграду. 2. Преграда без иглы // *Прикладная математика и техническая физика.* – 2014. – Т. 55, № 5. – С. 21–28.

15. Натекание сверхзвуковой недорасширенной струи на преграды различной проницаемости / В.И. Запрягаев, А.В. Солотчин, И.Н. Кавун, Д.А. Яровский // Прикладная математика и техническая физика. – 2011. – Т. 52, № 5. – С. 60–67.

16. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Solotchin A.V. Flow structure formed due to interaction of a supersonic jet with a porous obstacle // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. – 2015. – Vol. 56, № 3. – P. 406–413.

17. Detached eddy simulations of supersonic jets impinging on flat plates / Yu. Dewan, V.V. Golubev, A.S. Lyrantzis, R.R. Mankbadi, K.A. Kurbatskii, El'H. Osman // 43rd Fluid Dynamics Conference. 24–27 June. – San Diego, 2013. – P. 3097.

18. Hildebrand N., Nichols J.W. Simulation and stability analysis of a supersonic impinging jet at varying nozzle-to-wall distances // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 22–26 June. – Dallas, 2015. – P. 2212.

19. Nonomura T., Goto Y., Fujii K. Acoustic waves from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 4–7 January. – Orlando, 2010. – P. 401–426.

20. Numerical simulation of supersonic impinging jet flows using Reynolds averaged Navier–Stokes and large eddy simulation / L. Chan, C. Chin, J. Soria, A. Ooi // 18th Australasian Fluid Mechanics Conference. 3–7 December. – Launceston, 2012. – URL: <http://people.eng.unimelb.edu.au/imarusic/proceedings/18/157%20%20Chan.pdf> (дата обращения: 18.03.2016).

21. Dauplain A., Cuenot B., Gicquel L.Y.M. Large eddy simulation of stable supersonic jet impinging on flat plate // AIAA Journal. – 2010. – Vol. 48, № 10. – P. 2325–2338.

22. Запрягаев В.И., Кавун И.Н., Кундасев С.Г. Расчетно-экспериментальное исследование газодинамической структуры сверхзвуковой перерасширенной струи // Вестник НГУ. Сер.: Физика. – 2013. – Т. 8, № 4. – С. 84–92.

23. К созданию автоматизированной системы исследования сверхзвуковых струйных течений / В.В. Башуров, В.М. Гилев, В.И. Запрягаев, Н.П. Киселев // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. – 2013. – № 11–1. – С. 47–49.

24. Запрягаев В.И., Солотчин А.В. Экспериментальное исследование влияния шероховатости сопла на продольные вихревые образования в сверхзвуковой струе // ПМТФ. – 1997. – № 5. – С. 86–96.

References

1. Antonova N.P., Bryukhanov N.A., Chetkin S.V. Sredstva posadki pilotiruemogo transportnogo korablya novogo pokoleniya [Landing equipment of the new generation manned transportation spacecraft]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 4(7), pp. 21-30.

2. Dyadkin A.A., Sukhorukov V.P., Trashkov G.A., Volkov V.F. Zapryagaev V.I., Kiselev N.P. Flow structure in the base region of re-entry vehicle with supersonic braking plumes impinging with landing surface. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. Saint Petersburg, Russia, September 7-12, 2014. Paper № 2014_0640.

3. Donaldson C. du P., Snedeker R.S. A study of free jet impingement. Part 1. Mean properties of free and impinging jets. *J. Fluid Mech.*, 1971, vol. 45, part 2, pp. 281-319.

4. Carling J.C., Hunt B.L. The near wall jet of a normally impinging, uniform, axisymmetric, supersonic jet. *J. Fluid Mech.*, 1974, vol. 66, part 1, pp. 159-176.

5. Buchmann N.A., Cierpka C., Kahler C.J., Soria J. Ultra-high-speed 3D astigmatic particle tracking velocimetry: application to particle-laden supersonic impinging jets. *Experiments in Fluids*, 2014, vol. 55, no. 11, p. 1.

6. Babarykin K.V., Kuzmina V.E., Matveev S.K., Petrova V.N. Issledovanie avtokolebaniy v impaktnykh struyakh [Research of self-oscillations in the impacting jets]. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya I*, 2009, no. 1, pp. 59-67.

7. Gorshkov G.F., Uskov V.N. Osobennosti avtokolebaniy, voznikayushchikh pri obtekanii ogranichennoy pregrady sverkhzvukovoy nedorasshirennoy struey [The features of self-oscillations induced by underexpanded supersonic jet when flowing past obstacle]. *Prikladnaya matematika i tekhnicheskaya fizika*, 1999, vol. 40, no. 4, pp. 143-149.

8. Amili O., Edgington-Mitchell D., Honnery D., Soria J. Interaction of a supersonic underexpanded jet with a flat plate. *Fluid-Structure-Sound Interactions and Control. Part of the series Lecture Notes in Mechanical Engineering*, 18 December 2015, pp. 247-251.

9. Davis T.B., Kumar R. Shear layer characteristics of supersonic free and impinging jets. *Shock Waves*, 2015, vol. 25, iss. 5, pp. 507-520.

10. Chin C. [et al.]. Investigation of the flow structures in supersonic free and impinging jet flows. *Journal of Fluids Engineering*, 2013, vol. 135, no. 3, pp. 031202-1–031202-12.

11. Davis T.B. [et al.]. Investigation of the instabilities of supersonic impinging jets using unsteady pressure sensitive paint. *52nd Aerospace Sciences Meeting*. Maryland: National Harbor, 2014, pp. 0881.

12. Mason-Smith N. [et al.]. Shock structures and instabilities formed in an underexpanded jet impinging on to cylindrical sections. *Shock Waves*, 2015, vol. 25, no. 6, pp. 611-622.

13. Kiselev S.P., Kiselev V.P., Zaykovskiy V.N. O mekhanizme avtokolebaniy pri natekanii sverkhzvukovoy strui na pregradu. 1. Pregrada s igloy [Mechanism of self-oscillations in a supersonic jet impact onto an obstacle. 1. Obstacle with spike]. *Prikladnaya matematika i tekhnicheskaya fizika*, 2014, vol. 55, no. 4, pp. 50-59.

14. Kiselev S.P., Kiselev V.P., Zaykovskiy V.N. O mekhanizme avtokolebaniy pri natekanii sverkhzvukovoy strui na pregradu. 2. Pregrada bez igly [Mechanism of self-oscillations in a supersonic jet impact onto an obstacle. 2. Obstacle with no spike]. *Prikladnaya matematika i tekhnicheskaya fizika*, 2014, vol. 55, no. 5, pp. 21-28.

15. Zapryagaev V.I., Solotchin A.V., Kavun I.N., Yarovskiy D.A. Natekanie sverkhzvukovoy nedorasshirennoy strui na pregrady razlichnoy pronitsaemosti [Underexpanded supersonic jet impact onto an obstacle with different penetrability]. *Prikladnaya matematika i tekhnicheskaya fizika*, 2011, vol. 52, no. 5, pp. 60-67.

16. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Solotchin A.V. Flow structure formed due to interaction of a supersonic jet with a porous obstacle. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2015, vol. 56, no. 3, pp. 406-413.

17. Dewan Yu., Golubev V.V., Lyrintzis A.S., Mankbadi R.R., Kurbatkii K.A., Osman El'H. Detached eddy simulations of supersonic jets impinging on flat plates. *43rd Fluid Dynamics Conference*, June 24-27, 2013, San Diego, p. 3097.

18. Hildebrand N., Nichols J.W. Simulation and stability analysis of a supersonic impinging jet at varying nozzle-to-wall distances. *21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. June 22-26, 2015, Dallas, p. 2212.

19. Nonomura T., Goto Y., Fujii K. Acoustic Waves from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. January 4-7, 2010, Orlando, pp. 401-426.

20. Chan L., Chin C., Soria J., Ooi A. Numerical simulation of supersonic impinging jet flows using Reynolds averaged Navier–Stokes and large eddy simulation. *18th Australasian Fluid Mechanics Conference Launceston, Australia*. December 3-7, 2012, available at: <http://people.eng.unimelb.edu.au/imarusic/proceedings/18/157%20%20Chan.pdf> (accessed 18 March 2016).

21. Dauplain A., Cuenot B., Gicquel L.Y.M. Large eddy simulation of stable supersonic jet impinging on flat plate. *AIAA Journal*, 2010, vol. 48, no. 10, pp. 2325-2338.

22. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Kundasev S.G. Raschetno-eksperimentalnoe issledovanie gazodinamicheskoy struktury sverkhzvukovoy pererasshirennoy strui [Calculations and experiments of a gas-dynamics of overexpanded supersonic jets]. *Vestnik Novosibirskogo gosudarstvennogo universiteta. Fizika*, 2013, vol. 8, no. 4, pp. 84-92.

23. Bashurov V.V., Gilev V.M., Zapryagaev V.I., Kiselev N.P. K sozdaniyu avtomatizirovannoy sistemy issledovaniya sverkhzvukovykh struynykh techeniy [On a creation of automatic system to research supersonic jet flows]. *Mezhdunarodnyy zhurnal prikladnykh i fundamentalnykh issledovaniy*, 2013, no. 11-1, pp. 47-49.

24. Zapryagaev V.I., Solotchin A.V. Eksperimentalnoe issledovanie vliyaniya sherokhovatosti sopla na prodolnye vikhrevye obrazovaniya v sverkhzvukovoy strue [Experimental research of influence of a nozzle wall roughness on a longitudinal vortex shedding in supersonic jet]. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 1997, no. 5, pp. 86-96.

Об авторах

Запрыгаев Валерий Иванович (Новосибирск, Россия) – доктор технических наук, профессор, заведующий лабораторией № 10, Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: zapr@itam.nsc.ru).

Киселев Николай Петрович (Новосибирск, Россия) – кандидат физико-математических наук, научный сотрудник лаборатории № 10, Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: nkiselev@itam.nsc.ru).

Кундасев Сергей Георгиевич (Новосибирск, Россия) – младший научный сотрудник лаборатории № 10, Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: kundasev.sergey@gmail.com).

About the authors

Valeriy I. Zapryagaev (Novosibirsk, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of a Laboratory No. 10, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: zapr@itam.nsc.ru).

Nikolay P. Kiselev (Novosibirsk, Russian Federation) – Ph. D. in Physical and Mathematical Sciences, Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: nkiselev@itam.nsc.ru).

Sergey G. Kundasev (Novosibirsk, Russian Federation) – Junior Researcher, Laboratory No. 10, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: kundasev.sergey@gmail.com).

Получено 21.04.2016