

Научная статья

УДК 62.5

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=179692>

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ НАПРАВЛЕННОГО СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ И ПОПЕРЕЧНО ВЫДУВАЕМОЙ СТРУИ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

Александр Андреевич Сназин¹, Василий Иванович Шевченко^{✉2}

^{1,2}Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,

Санкт-Петербург, Россия

²vka@mil.ru ✉

Аннотация. Падающий скачок уплотнения оказывает существенное влияние на структуру потока близи выдуваемой струи газа, что приводит к эффективному перемешиванию потоков. В данной работе проведены исследования по достижению сеточной сходимости задачи и влияния размера уступа на ударно-волновую структуру вблизи выдуваемой струи газа. Представленные результаты в статье показывают, что размер уступа оказывает значительное влияние на структуру потока. Когда размеры уступа становятся достаточно велики, происходит смещение падающего скачка уплотнения ближе ко входу в канал, изменяется форма области пониженного давления за выдуваемой струей. При этом увеличивается возмущение течения перед и после выдуваемой струи газа. Валидация результатов, полученных

численным методом, показала хорошее совпадение с данными, полученными экспериментальным путем.

Ключевые слова: выдув струи газа, сверхзвуковой поток, адаптация сетки, скачки уплотнения

Для цитирования: Сназин А.А., Шевченко В.И. Численное моделирование взаимодействия направленного скачка уплотнения и поперечно выдуваемой струи в сверхзвуковом потоке // Труды МАИ. 2024. № 135. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=179692>

Original article

NUMERICAL SIMULATION OF INTERACTION DIRECTIONAL SHOCK WAVE AND TRANSVERSE GAS GET BLOWN INTO SUPERSONIC FLOW

Alexander A. Snazin¹, Vasily I. Shevchenko²✉

^{1,2}Military space Academy named after A.F. Mozhaisky,
Saint Petersburg, Russia

²vka@mil.ru✉

Abstract. Efficient interaction of blown gas jets with supersonic flow is one of the topical issues, to which a large number of researches and developments are devoted. Blowing jets into supersonic flow, is a common method of increasing the efficiency of gas mixing and influencing the shock-wave structure of the flow. Studies show that transverse gas jet blowing is one of the traditional and reliable methods providing fast gas mixing and high penetration of the jet into the supersonic transverse flow [1-3].

The object of study is a channel with dimensions $l = 180\text{mm}$, $h = 30\text{mm}$ and $w = 80\text{mm}$, where at a distance $b = 80\text{mm}$ from the inlet there is a gas jet blowout point. At a distance $n = b/2$ there is a ramp of length $m = 5\text{mm}$ and 10mm , and angle of inclination $\beta = 30^\circ$. The impinging supersonic flow is given by $M_\infty = 4.2$, static pressure $P_\infty = 1200\text{ Pa}$, and static temperature $T_\infty = 227\text{ K}$. The Mach number of the blown jet is $M_j = 1$, the total temperature $T_j = 293\text{ K}$, and the ratio of jet pressure to static pressure $P_j/P_\infty = 0.16$ [4]. The jet blowing condition was fixing throughout the calculation. The sticking and adiabatic wall condition are imposed on the lower and upper walls of the channel.

The model was solved using the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, which were closed by the SST $k-\omega$ turbulence model equation. [5] The mesh topology was constructed to resolve near-wall flows and turbulent structures in areas of large gradients of gasdynamic parameters. In near-wall regions, the dimensionless layer height $y^+ < 1$. The total number of finite element mesh cells is 1.6×10^6 elements. Half of the channel was modeled and the symmetry condition was imposed on the interface plane.

As a result of this research, a picture of shock-wave structures was obtained and a numerical study of the interaction between a falling compaction jump and a transversely blown gas jet was carried out. The size of the ledge was varied in order to investigate its effect on the supersonic flow in the channel. As a result, it is obtained that increasing the size of the ledge has a great effect on the flow structure in the channel. In this case, the falling compaction jump formed in front of the blown gas jet is shifted closer to the channel entrance. Considering this tendency, it can be assumed that at a sufficiently large p_j/p_∞ ratio, the falling compaction jump can be displaced to the channel entrance, since the increase of the ledge leads to greater compression of the supersonic flow in the channel. Further increase

in the size of the ledge can lead to "locking" of the channel, which in turn is an unfavorable condition for mixing of the blown jet gas and the surging flow. Also, the shock-wave structure near the blown jet changes, the zones of wall layer detachment increase with increasing intensity of the compaction jump formed by the ledge.

Keywords: blown gas jet, supersonic flow, mesh adaptation, shock wave

For citation: Snazin A.A., Sevchenko V.I. Numerical simulation of interaction directional shock wave and transverse gas get blown into supersonic flow. *Trudy MAI*, 2024, no. 135.

URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=179692>

Введение

Эффективное взаимодействие выдуваемых струй газа со сверхзвуковым потоком является одним из актуальных вопросов, которому посвящено большое количество исследований и разработок. Выдув струй в сверхзвуковой поток является распространенным методом повышения эффективности смешивания газов и воздействия на ударно-волновую структуру потока. Исследования показывают, что поперечный выдув струи газа является одним из традиционных и надежных методов, обеспечивающих быстрое смешивание газов и высокое проникновение струи в сверхзвуковой поток.

Поперечная конфигурация выдува струи газа проста в реализации, но при этом возникают сложные структуры потока. Выдуваемая струя быстро расширяется и перекрывает сверхзвуковой поперечный поток, вызывая трехмерную ударно-волновую структуру перед соплом. Эти структуры обычно подразделяются на четыре

типа [1,2]. Первыми основными вихревыми структурами являются вихри сдвигового слоя, которые развивают крупномасштабные вихревые структуры вдоль периферии струйно-сдвигового слоя. Эти вихревые структуры усиливают смешение в ближнем поле, увлекая газ свободного потока в слой сдвига струи и увеличивая площадь межфазного взаимодействия. Вторые - пара вихрей, вращающихся против потока, вносят свой вклад в усиление перемешивания, вызывая захват окружающего газа ядром струи. Третья вихревая система — это подковообразный вихрь, который огибает выдуваемую струю и направляется вниз по течению вдоль стенки. Последними являются вихри, идентифицированные в ходе эксперимента с несжимаемым воздухом, возникают в пристеночном слое. В работах [2-11] представлена подробная схема ударно-волновой структуры, возникающей при выдуве струй газа в сверхзвуковой поперечный поток. При этом существуют значительные трудности измерения сложных нестационарных потоков в аэродинамических трубах, что повышает привлекательность применения численных методов для получения дополнительных закономерностей, характеристик взаимодействия сверхзвукового потока и выдуваемых струй.

Постановка задачи

Объект исследования представляет собой трехмерный канал размерами $l = 180$ мм, $h = 30$ и $w = 80$, где на расстоянии $b = 80$ мм от входа находится место выдува струи газа (рисунок 1). На расстоянии $n = b/2$ расположен уступ длиной $m = 5$ мм, 10 мм и 20 мм, и углом наклона $\beta = 30^\circ$. Параметры набегающего сверхзвукового потока заданы следующим образом: $M_\infty = 4,2$, статическое давление $p_\infty = 1200$ Па, и

статическая температура $T_\infty = 227$ К. Число Маха выдуваемой струи равно $M_j = 1$, полная температура $T_j = 293$ К, а коэффициент проникновения струи газа в набегающий поток $J = 8.45$ [5,6]. Условие выдува струи фиксировано на протяжении всего расчета. На нижнюю, верхнюю и боковые стенки канала наложены условия прилипания и адиабатической стенки.

Модель решалась на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, которые замыкались уравнением модели турбулентности SST $k-\omega$. Топология сетки построена таким образом, чтобы разрешить пристеночные течения и турбулентные структуры в зонах больших перепадов газодинамических параметров. В пристеночных областях безразмерная высота слоя $y^+ < 1$. Общее число ячеек сетки конечных элементов составляет $0,3 \times 10^6$ элементов.

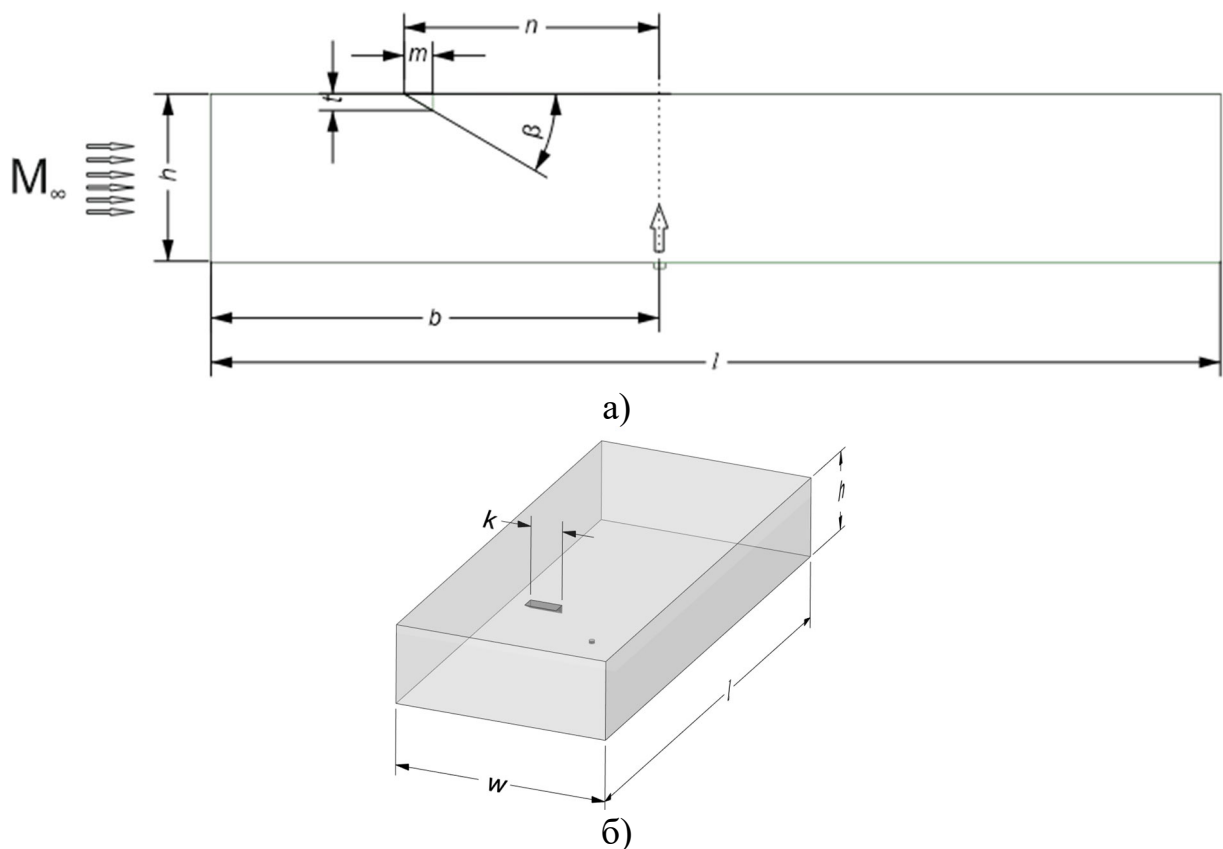


Рисунок 1. – Геометрия канала с выдуваемой струей газа.

Для обеспечения стабильного и точного решения поставленной задачи были проведены исследования по достижению сеточной сходимости задачи. В процессе решения поставленной задачи проводилась локальная адаптация сетки конечных элементов в областях больших газодинамических градиентов: вблизи рамы и места выдува струи газа в сверхзвуковой поток [7, 13, 14-17].

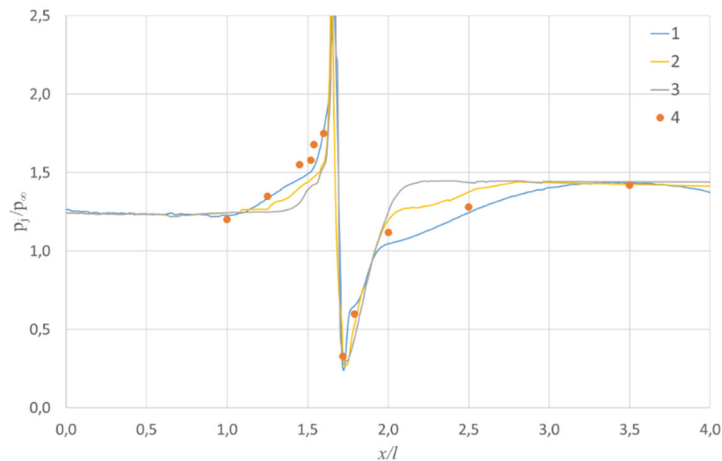


Рисунок 2. – Распределение давления вдоль оси канала
1 – мелкая сетка, 2 – средняя сетка, 3 – грубая сетка, 4 эксперимент

На рисунке 2 показаны результаты сравнения данных, полученных в ходе локальной адаптации сетки, с данными, полученными в ходе проведения эксперимента на аэродинамической трубе ($M = 4,2$). Из рисунка видно, что при грубой средней сетке ($0,367 \times 10^6$ и $0,931 \times 10^6$ элементов) перед выдуваемой струей газа давление начинает повышаться позже и эти участки графиков 3 и 2 рисунка 2 имеют более резкий подъем. В зоне пониженного давления за выдуваемой струей газа эти графики также показывают более резкий подъем давления.

При более подробной сетке ($1,619 \times 10^6$ элементов), для которой достигнута сеточная сходимость, видно, что перед выдуваемой струей газа имеется более плавный подъем давления, так же, как и за ней. При этом, сравнивая результаты

численного моделирования на адаптированной сетке с результатами проведенного эксперимента, видно, что результаты практически совпадают. Дальнейшие исследования проводились на последнем варианте сетки.

Результаты моделирования

На рисунке 3 представлены результаты численных исследований взаимодействия направленного скачка уплотнения и перпендикулярно выдуваемой струи газа.

При выдуве струи газа в сверхзвуковой поток вблизи места выдува образуется сложная ударно-волновая структура, сопровождающаяся зонами рециркуляции выше и ниже по течению от выдуваемой струи газа. На поверхности перед струей газа образуется область высокого давления, а струю газа окружает скачок уплотнения. В области высокого давления формируется подковообразный вихрь, распространяющийся вблизи поверхности вниз по течению [5, 12, 14, 18-20]. При этом величина поджатия зоны пониженного давления за струей без уступа составляет $\alpha/w = 0.21$, а ее ширина на выходе из канала равна $\gamma/w = 0.65$.

В первом случае с уступом, при $t = 2.5$ мм, падающий с уступа скачок уплотнения воздействует на верхнюю часть скачка уплотнения, образованного над струей (рисунок 3, б). При этом видно поджатие области пониженного давления за струей в низ по потоку (рисунок 4, а, б). Величина поджатия по сравнению с расчетом без уступа составляет $\alpha/w = 0.18$. Но в результате поджатия увеличилась ширина области пониженного давления на выходе из канала на величину $\gamma/w = 0.80$.

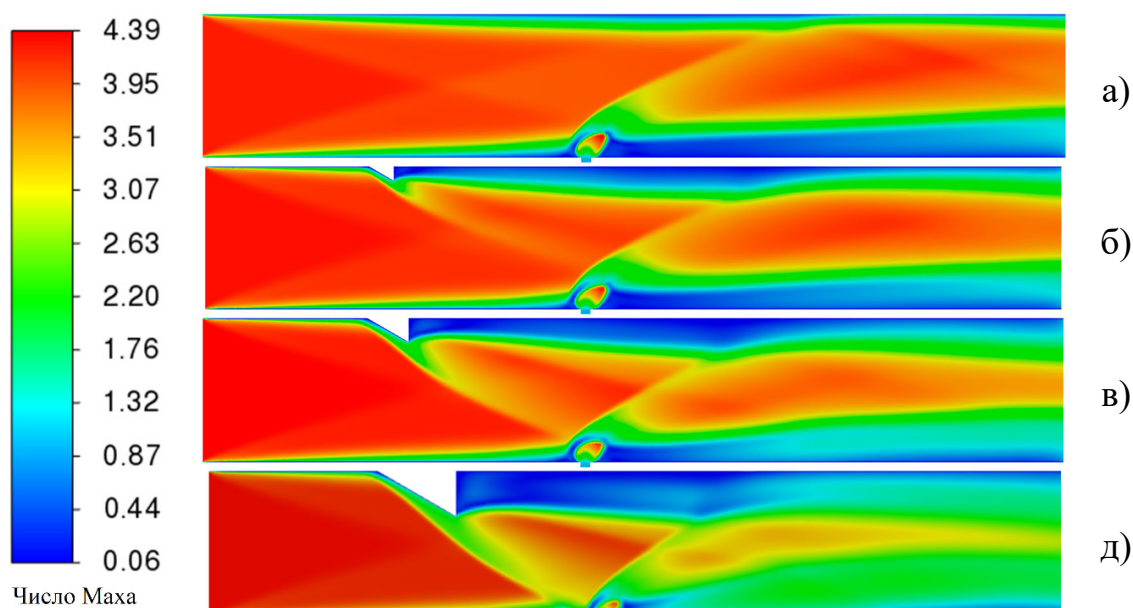


Рисунок 3. – Распределение числа Маха по длине канала.
 а) без уступа; б) $t = 2,5$ мм; в) $t = 5$ мм, д) $t = 7,5$ мм.

При увеличении размера уступа до значения $t = 5$ мм падающий скачок уплотнения воздействует на основание скачка уплотнения, окружающего струю газа. В результате струю газа прижимает ко дну канала, что является следствием сжатия потока между уступом и выдуваемой струей газа. С увеличением размера уступа интенсивность падающего скачка уплотнения увеличивается. При этом увеличивается возмущение течения перед и после выдуваемой струи газа. Поджатие области пониженного давления за струей газа увеличивается на $\alpha/w = 0.14$, а величина ширины области пониженного давления на выходе из канала стала равной $\gamma/w = 0.54$.

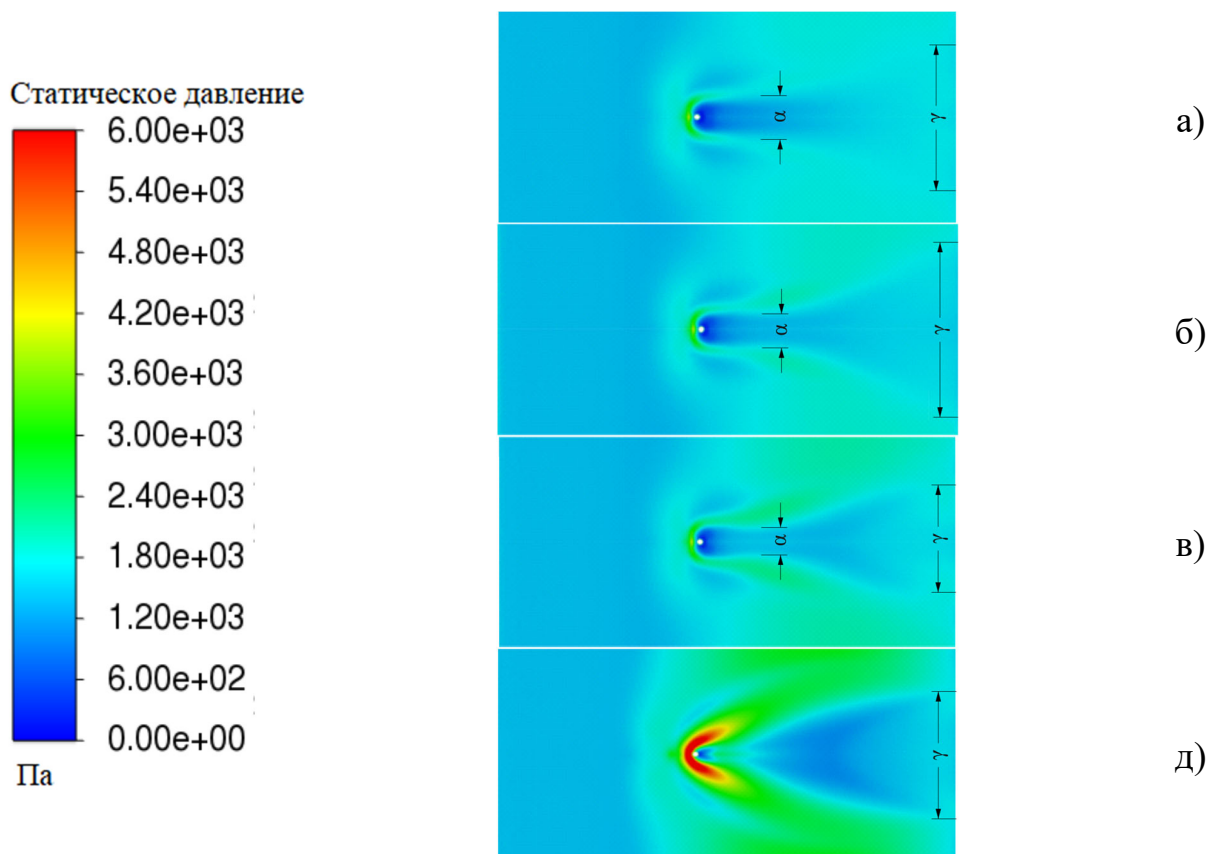


Рисунок 4. – Распределение давления вблизи дна канала.
а) без уступа; б) $t = 2,5$ мм; в) $t = 5$ мм , д) $t = 7,5$ мм.

В последнем варианте расчета с размерами уступа $t = 7,5$ мм (рисунок 3, д) видно, что падающий скачок уплотнения воздействует на поток на небольшом расстоянии перед выдуваемой струей газа и оказывает значительное влияние на структуру потока вблизи выдуваемой струи газа. При этом происходит сжатие струи газа в результате значительного перекрытия проходного сечения уступом. Существовавшая ранее обширная область пониженного давления за струей, как на рисунке 4.а, претерпела значительные изменения. Область пониженного давления сразу же за струей газа практически полностью схлопнулась (рисунок 4, д). Основная ее часть начинается на значительном расстоянии от струи. В результате проекция

области пониженного давления на дно канала приобретает эллиптическую форму. Значительно увеличилась область повышенного давления, огибающая выдуваемую струю газа. Величина ширины области пониженного давления на выходе из канала стала равной $\gamma/w = 0.58$. Это изменение в распределении давления подчеркивает сложное взаимодействие между размерами уступа и динамикой падающего скачка уплотнения, влияющее на сжатие газовой струи и последующие изменения давления вдоль канала.

В результате проведенных исследований была получена картина ударно-волновых структур, возникающих при выдуве струи газа и наличии уступа на противоположной стенке канала. Видно, что падающий с уступа скачок уплотнения поджимает область образования подковообразного вихря перед выдуваемой струей (рисунок 2). При этом область распространения подковообразного вихря увеличивается по ширине канала (рисунок 3). Увеличивается область перемешивания газов в низ по потоку за струей. За струей выдуваемого газа увеличивается область пониженного давления.

Выводы

В настоящей работе проведено численное исследование взаимодействия между падающим скачком уплотнения и поперечно выдуваемой струей газа. Варьировался размер уступа с целью исследования его влияния на сверхзвуковой поток в канале. В результате получено, что увеличение размера уступа оказывает большое влияние на структуру потока в канале. При этом падающий скачок уплотнения, формирующийся перед выдуваемой струей газа, смещается ближе ко входу в канал. Учитывая данную тенденцию, можно предположить, что при достаточно большом отношении

p_j/p_∞ падающий скачок уплотнения может быть вытеснен ко входу канала, так как увеличение уступа приводит к большему сжатию сверхзвукового потока в канале. Дальнейшее увеличение размера уступа может привести к «запиранию» канала, что, в свою очередь, является неблагоприятным условием для перемешивания газа выдуваемой струи и набегающего потока. Также меняется ударно-волновая структура вблизи выдуваемой струи, зоны отрыва пристеночного слоя увеличиваются с увеличением интенсивности скачка уплотнения образованным уступом.

Список источников

1. Fric T.F., Roshko A. Vortical Structure in the Wake of a Transverse Jet // Journal of Fluid Mechanics, 1994, vol. 279, pp. 1–47. DOI: [10.1017/S0022112094003800](https://doi.org/10.1017/S0022112094003800)
2. Ben-Yakar A., Mungal M.G., Hanson R.K. Time Evolution and Mixing Characteristics of Hydrogen and Ethylene Transverse Jets in Supersonic Crossflows // Physics of Fluids, 2006, vol. 18, no. 2, pp. 026101. DOI: [10.1063/1.2139684](https://doi.org/10.1063/1.2139684)
3. Gruber M.R., Nejad A.S., Chen T.H., Dutton J.C. Mixing and Penetration Studies of Sonic Jets in a Mach 2 Freestream // Journal of Propulsion and Power, 1995, vol. 11, no. 2, pp. 315–323. DOI: [10.2514/3.51427](https://doi.org/10.2514/3.51427)
4. Gruber M.R., Nejad A.S., Chen T.H., Dutton J.C. Bow Shock/Jet Interaction in Compressible Transverse Injection Flowfields // AIAA Journal, 1996, vol. 34, no. 10, pp. 2191–2193. DOI: [10.2514/3.13372](https://doi.org/10.2514/3.13372)
5. Сназин А.А., Шевченко А.В., Панфилов Е.Б., Прилуцкий И.К. Исследование взаимодействия недорасширенной газовой струи, выдуваемой из тела, с

- высокоскоростным набегающим потоком // Труды МАИ. 2021. № 119. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=159782>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-05)
6. Zhong, W.; Zhang, T.; Tamura, T. CFD Simulation of Convective Heat Transfer on Vernacular Sustainable Architecture: Validation and Application of Methodology // Sustainability, 2019, vol. 11 (15), pp. 4231. DOI: [10.3390/su11154231](https://doi.org/10.3390/su11154231)
7. Борисов А.Д. Исследование влияния подачи струй в камеру на эффективность смешения и горения топливо-воздушной смеси // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <https://www.trudymai.ru/published.php?ID=74721>
8. Ларина Е.В., Крюков И.А., Иванов И.Э. Моделирование осесимметричных струйных течений с использованием дифференциальных моделей турбулентной вязкости // Труды МАИ. 2016. № 91. URL: <https://www.trudymai.ru/published.php?ID=75565>
9. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Численное моделирование взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой // Труды МАИ. 2013. № 70. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=44440>
10. Головкин М.А., Головкина Е.В. Визуализация структур течения в окрестности моделей летательных аппаратов в гидродинамической трубе малых скоростей (самолетные аэродинамические компоновки) // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <https://www.trudymai.ru/published.php?ID=74692>
11. Z.X. Gao, C.H. Lee. Numerical research on mixing characteristics of different injection schemes for supersonic transverse jet // Science China Technological Sciences, 2011, vol. 54 (4), pp. 883–893. DOI: [10.1007/s11431-010-4277-9](https://doi.org/10.1007/s11431-010-4277-9)

12. Gruber M.R., Nejad A.S., Chen T.H., Dutton J.C. Mixing and penetration studies of sonic jets in a Mach 2 freestream // *Journal of Propulsion and Power*, 1995, vol. 11 (2), pp. 315–323. DOI: [10.2514/6.2007-5420](https://doi.org/10.2514/6.2007-5420)
13. Cai Z., Gao F., Wang H., Ma C., Yang T. Numerical Study on Transverse Jet Mixing Enhanced by High Frequency Energy Deposition // *Energies*, 2022, no. 15, pp. 8264. DOI: [10.3390/en15218264](https://doi.org/10.3390/en15218264)
14. Li L.Q., Huang W., Yan L., Li S.B., Liao L. Mixing improvement induced by the combination of a micro-ramp with an air porthole in the transverse gaseous injection flow field // *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, vol. 124, pp. 109–123. DOI: [10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.03.061](https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.03.061)
15. Choubey G., Devarajan Y., Huang W., Mehar K., Tiwari M., Pandey K.M. Recent advances in cavity-based scramjet engine- a brief review // *International Journal of Hydrogen Energy*, 2019, vol. 44, pp. 13895–13909. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2019.04.003](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2019.04.003)
16. Choubey G., Devarajan Y., Huang W., Shafee A., Pandey K.M. Recent research progress on Transverse injection technique for Scramjet applications-a brief review // *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, vol. 45, pp. 27806–27827. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2020.07.098](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2020.07.098)
17. Ben-Yakar A. Experimental Investigation of Mixing and Ignition of Transverse Jets in Supersonic Crossflows, Stanford University, Stanford, CA, USA, 2001.
18. Leonov S., Isaenkov Y., Yarantsev D., Schneider M. Fast Mixing by Pulse Discharge in High-Speed Flow // In Proceedings of the AIAA/AHI Space Planes // Hypersonic Systems & Technologies Conference, Canberra, Australia, 6–9 November 2013.

19. Leonov S.B., Houpt A., Hedlund B. Experimental Demonstration of Plasma-Based Flameholder in a Model Scramjet // 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, Xiamen, China, 6–9 March 2017. DOI: [10.2514/6.2017-2249](https://doi.org/10.2514/6.2017-2249)
20. Shi J., Hong Y., Bai G., Ke L. Effect of Thermal Actuator on Vortex Characteristics in Supersonic Shear Layer // 47th AIAA Fluid Dynamics Conference, Denver, CO, USA, 5–9 June 2017. DOI: [10.2514/6.2017-4307](https://doi.org/10.2514/6.2017-4307)

References

1. Fric T.F., Roshko A. Vortical Structure in the Wake of a Transverse Jet, *Journal of Fluid Mechanics*, 1994, vol. 279, pp. 1–47. DOI: [10.1017/S0022112094003800](https://doi.org/10.1017/S0022112094003800)
2. Ben-Yakar A., Mungal M.G., Hanson R.K. Time Evolution and Mixing Characteristics of Hydrogen and Ethylene Transverse Jets in Supersonic Crossflows, *Physics of Fluids*, 2006, vol. 18, no. 2, pp. 026101. DOI: [10.1063/1.2139684](https://doi.org/10.1063/1.2139684)
3. Gruber M.R., Nejad A.S., Chen T.H., Dutton J.C. Mixing and Penetration Studies of Sonic Jets in a Mach 2 Freestream, *Journal of Propulsion and Power*, 1995, vol. 11, no. 2, pp. 315–323. DOI: [10.2514/3.51427](https://doi.org/10.2514/3.51427)
4. Gruber M.R., Nejad A.S., Chen T.H., Dutton J.C. Bow Shock/Jet Interaction in Compressible Transverse Injection Flowfields, *AIAA Journal*, 1996, vol. 34, no. 10, pp. 2191–2193. DOI: [10.2514/3.13372](https://doi.org/10.2514/3.13372)
5. Snazin A.A., Shevchenko A.V., Panfilov E.B., Prilutskii I.K. *Trudy MAI*, 2021, no. 119. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=159782>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-05)

6. Zhong, W.; Zhang, T.; Tamura, T. CFD Simulation of Convective Heat Transfer on Vernacular Sustainable Architecture: Validation and Application of Methodology, *Sustainability*, 2019, vol. 11 (15), pp. 4231. DOI: [10.3390/su11154231](https://doi.org/10.3390/su11154231)
7. Borisov A.D. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <https://www.trudymai.ru/eng/published.php?ID=74721>
8. Larina E.V., Kryukov I.A., Ivanov I.E. *Trudy MAI*, 2016, no. 91. URL: <https://www.trudymai.ru/eng/published.php?ID=75565>
9. Kudimov N.F., Safronov A.V., Tret'yakova O.N. *Trudy MAI*, 2013, no. 70. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=44440>
10. Golovkin M.A., Golovkina E.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <https://www.trudymai.ru/eng/published.php?ID=74692>
11. Z.X. Gao, C.H. Lee. Numerical research on mixing characteristics of different injection schemes for supersonic transverse jet, *Science China Technological Sciences*, 2011, vol. 54 (4), pp. 883–893. DOI: [10.1007/s11431-010-4277-9](https://doi.org/10.1007/s11431-010-4277-9)
12. Gruber M.R., Nejad A.S., Chen T.H., Dutton J.C. Mixing and penetration studies of sonic jets in a Mach 2 freestream, *Journal of Propulsion and Power*, 1995, vol. 11 (2), pp. 315–323. DOI: [10.2514/6.2007-542](https://doi.org/10.2514/6.2007-542)
13. Cai Z., Gao F., Wang H., Ma C., Yang T. Numerical Study on Transverse Jet Mixing Enhanced by High Frequency Energy Deposition, *Energies*, 2022, no. 15, pp. 8264. DOI: [10.3390/en15218264](https://doi.org/10.3390/en15218264)
14. Li L.Q., Huang W., Yan L., Li S.B., Liao L. Mixing improvement induced by the combination of a micro-ramp with an air porthole in the transverse gaseous injection flow

- field, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, vol. 124, pp. 109–123. DOI: [10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.03.061](https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.03.061)
15. Choubey G., Devarajan Y., Huang W., Mehar K., Tiwari M., Pandey K.M. Recent advances in cavity-based scramjet engine- a brief review, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2019, vol. 44, pp. 13895–13909. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2019.04.003](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2019.04.003)
16. Choubey G., Devarajan Y., Huang W., Shafee A., Pandey K.M. Recent research progress on Transverse injection technique for Scramjet applications-a brief review, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, vol. 45, pp. 27806–27827. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2020.07.098](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2020.07.098)
17. Ben-Yakar A. *Experimental Investigation of Mixing and Ignition of Transverse Jets in Supersonic Crossflows*, Stanford University, Stanford, CA, USA, 2001.
18. Leonov S., Isaenkov Y., Yarantsev D., Schneider M. Fast Mixing by Pulse Discharge in High-Speed Flow, *In Proceedings of the AIAA/AHI Space Planes, Hypersonic Systems & Technologies Conference*, Canberra, Australia, 6–9 November 2013.
19. Leonov S.B., Houpt A., Hedlund B. Experimental Demonstration of Plasma-Based Flameholder in a Model Scramjet, *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, Xiamen, China, 6–9 March 2017. DOI: [10.2514/6.2017-2249](https://doi.org/10.2514/6.2017-2249)
20. Shi J., Hong Y., Bai G., Ke L. Effect of Thermal Actuator on Vortex Characteristics in Supersonic Shear Layer, *47th AIAA Fluid Dynamics Conference*, Denver, CO, USA, 5–9 June 2017. DOI: [10.2514/6.2017-4307](https://doi.org/10.2514/6.2017-4307)

Одобрена после рецензирования 16.02.2024

Принята к публикации 26.04.2024

The article was submitted on 14.02.2024; approved after reviewing on 16.02.2024; accepted for publication on 26.04.2024