

Научная статья

УДК 62.5

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180669>

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СИСТЕМЫ ВЫДУВАЕМЫХ СТРУЙ АРГОНА СО СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

Александр Андреевич Сназин¹, Василий Иванович Шевченко²✉

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

Санкт-Петербург, Россия

²vka@mil.ru ✉

Аннотация. Поиск оптимальных методов взаимодействия со сверхзвуковыми потоками с помощью выдуваемых газовых струй - важное и актуальное направление, которому сейчас уделяется большое внимание. В данной работе проведено подробное исследование взаимного влияния системы выдуваемых струй аргона с набегающим сверхзвуковым потоком в расчетной области с уступом и без. Варьировался угол схождения и расхождения выдуваемых струй аргона с целью исследования его влияния на эффективность перемешивания аргона со сверхзвуковым потоком в расчетной области. Полученные результаты показывают, что добавление уступа на верхнюю стенку расчетной области при максимальном угле расхождения $\alpha = -30^\circ$ позволяет стабилизировать площадь проходного сечения, занимаемую аргоном таким образом, что она не меняется на протяжении всей длины до выхода из расчетной

области и равна $\Delta \approx 33\%$, что показывает лучшую эффективность перемешивания аргона со сверхзвуковым потоком.

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

Для цитирования: Сназин А.А., Шевченко В.И. Численное моделирование взаимодействия системы выдуваемых струй аргона со сверхзвуковым потоком // Труды МАИ. 2024. № 136. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180669>

Original article

NUMERICAL MODELING OF INTERACTION BLOWN ARGON JETS SYSTEM WITH SUPERSONIC FLOW

Alexander A. Snazin¹, Vasily I. Sevchenko²✉

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

²vka@mil.ru

Abstract. The search for optimal methods of interaction with supersonic flows using blown gas jets is an important and relevant area that is currently receiving great attention. In this paper, a detailed study of the mutual influence of a blown argon jets system with an incoming supersonic flow in the computational domain with and without a ledge is carried out. The angle of convergence and divergence of the blown argon jets was varied in order

to study its effect on the efficiency of mixing argon with supersonic flow in the computational domain.

In this paper, a detailed study of the mutual influence of a system of blown argon jets with an incoming supersonic flow in the computational domain with and without a ledge is carried out. The angle of convergence and divergence of the blown argon jets was varied in order to study its effect on the efficiency of mixing argon with a supersonic flow.

When the angle is reduced to $\alpha = +30^\circ$, the argon distribution profile over the volume of the calculated area takes a cylindrical shape and shifts closer to its geometric center, which negatively affects the efficiency of mixing argon with supersonic flow. The addition of a ledge to the upper wall of the design area, which organizes the falling jump of the seal, leads to a restructuring of the shock wave structure. As a result, the cross-sectional area occupied by argon at the exit from the calculated area increases, but the argon flow profile remains the same cylindrical. At a convergence angle of $\alpha = -30^\circ$, the area of the passage section at the exit from the design area becomes equal to 35%.

When the blown jets diverge ($\alpha = -5^\circ - 30^\circ$), argon is pressed more strongly to the bottom of the calculated area, especially when blown from the side holes. Further downstream, the argon blown out of the side holes expands, moves away from the plane of symmetry and twists as a result of the formation of a pair of large counter-rotating vortices. Further, the argon flow profile expands more and occupies a larger cross-sectional area of the calculated area. Adding a ledge to the upper wall of the design area at the maximum angle of divergence $\alpha = -30^\circ$. It allows to stabilize the cross-sectional area occupied by argon in such a way that it does not change throughout the entire distance to the exit from the calculated area and is equal to 33%, which shows the best efficiency of mixing argon with supersonic flow.

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

For citation: Snazin A.A., Sevchenko V.I. Numerical modeling of interaction blown argon jets system with supersonic flow. *Trudy MAI*, 2024, no. 136. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=180669>

Введение

Исследования по изучению вопроса эффективного взаимодействия выдуваемых струй газа со сверхзвуковым потоком представляют собой важное и актуальное направление, которому сейчас уделяется большое внимание. Выдув струй газа в сверхзвуковой поток представляет собой распространенную методику, направленную на повышение эффективности смешивания газа и влияние на структуру скачков уплотнения в потоке. Проводимые различными исследовательскими группами работы показывают, что выдув струй газа в поперечный набегающий поток является эффективным способом, позволяющим обеспечить перемешивание рабочих веществ. Поиск оптимальных методов взаимодействия со сверхзвуковыми потоками с помощью выдуваемых газовых струй мотивирован множеством приложений, охватывающих различные инженерные дисциплины. Активно проводятся исследования подходов, позволяющих уточнить понимание основополагающих принципов и оптимизировать работу методов выдува газовых струй в сверхзвуковых средах [1-4]. Известно, что сверхзвуковая скорость

потока в каналах оказывает существенное влияние на поддержание стабильного горения в камерах сгорания [5-10]. Только в результате полного смешения топлива и окислителя в камере сгорания может осуществиться эффективное воспламенение и сгорание [11-13]. В результате больших скоростей время пребывания воздушного потока в каналах сгорания очень короткое [14]. Основными факторами, оказывающими влияние на перемешивание и эффективность сгорания, являются положение, массовый расход, степень проникновения струй газа в набегающий поток и угол выдува каждого инжекционного сопла [14-19]. В работе [20] было проведено исследование влияния количества выдуваемых струй на эффективность перемешивания и проникновения струй газа в набегающий поток, и было предложено оптимальное решение по количеству выдуваемых струй газа. Было показано [21], что каждая выдуваемая струя способствует образованию вращающихся в противоположных направлениях пар вихрей.

В данной работе проведено подробное исследование взаимного влияния системы выдуваемых струй с различными углами выдува на эффективность перемешивания выдуваемого газа со сверхзвуковым потоком в расчетной области с уступом и без.

Постановка задачи

Объект исследования представляет собой расчетную область размерами $l = 180$ мм, $h = 30$ мм и $w = 80$ мм, где на расстоянии $b = 80$ мм от входа находится место выдува струй газа (рисунок 1). Система выдуваемых струй состоит из трех струй с межосевым расстоянием равным $c = 5$ мм. В процессе расчета угол

схождения/расхождения крайних отверстий менялся в диапазоне $\alpha = -30^\circ \dots +30^\circ$, с шагом в 5° . В качестве выдуваемого газа использовался аргон. На расстоянии $n = b/2$ расположен уступ длиной $m = 10$ 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. Условие выдува струи фиксировано на протяжении всего расчета. На нижнюю, верхнюю и боковые стенки расчетной области наложены условия прилипания и адиабатической стенки.

Модель решалась на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, которые замыкались уравнением модели турбулентности SST k- ω . 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 $0,46 \times 10^6$ элементов.

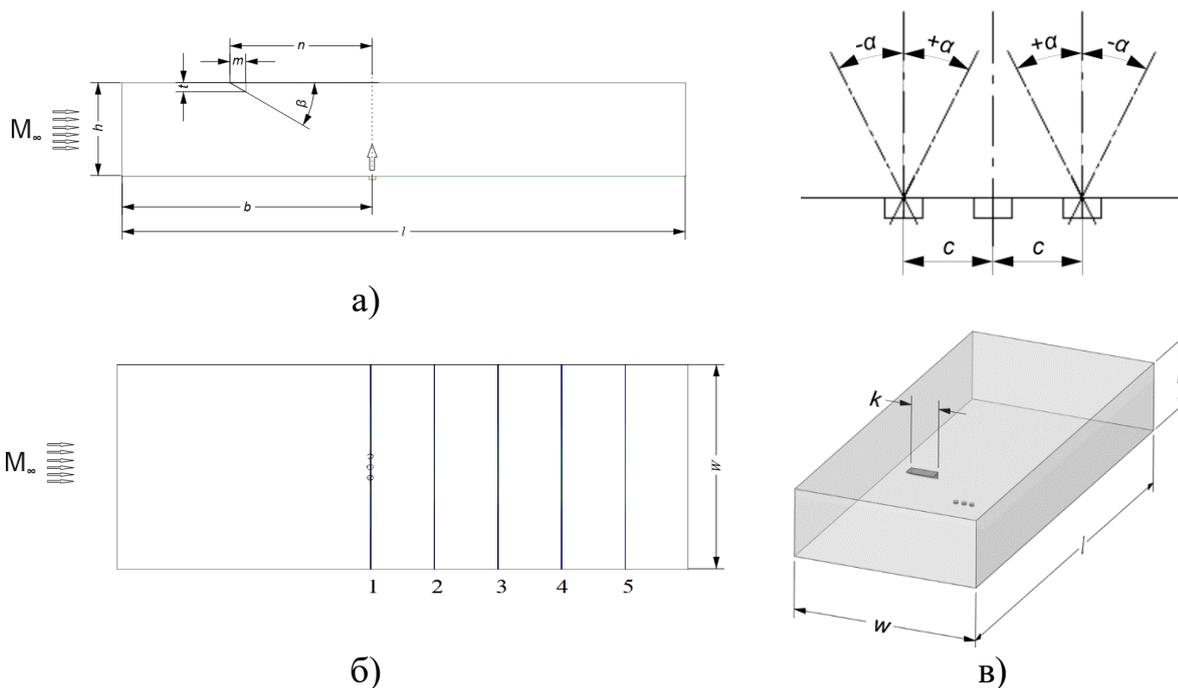


Рисунок 1. – Геометрия расчетной области с выдуваемой струей газа.

а – вид сбоку, б – вид сверху, в – 3D модель

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 уступа и места выдува струй газа в сверхзвуковой поток [23-26].

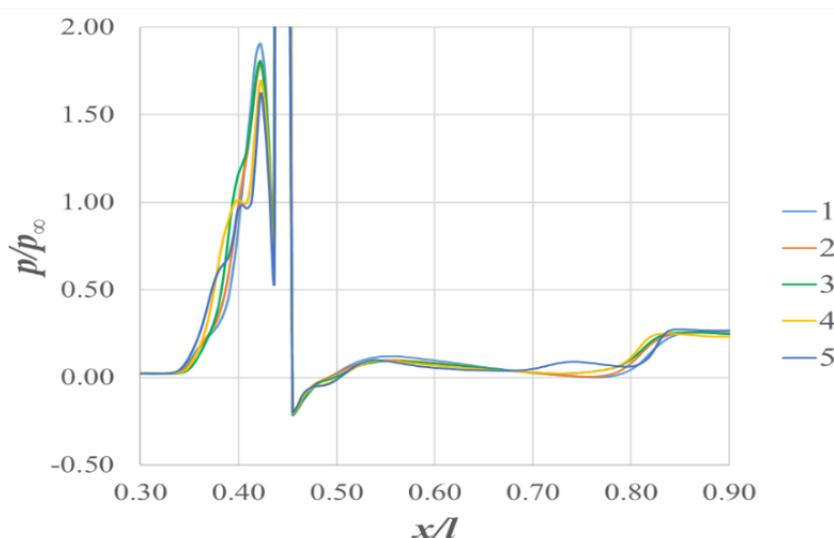


Рисунок 2. - Размерность сетки: 1 - $0,46 \times 10^6$ элем., 2 - $0,64 \times 10^6$ элем.,
3 - $0,87 \times 10^6$ элем., 4 - $1,01 \times 10^6$ элем., 5 - $1,47 \times 10^6$ элем.

На рисунке 2 показаны результаты сравнения данных, полученных в ходе локальной адаптации сетки вблизи больших газодинамических неоднородностей. Первоначально на грубой сетке (рисунок 2, линия 1) видно, что максимальное относительное давление перед струей выдуваемого газа достигает значения $p/p_\infty = 1,91$. По мере прохождения первых двух итераций *измельчения* сетки происходит увеличение числа ячеек, достигающее $0,64 \times 10^6$ и $0,87 \times 10^6$ для второй и третьей итераций соответственно, и сопровождается снижением максимального относительного давления на 8 % (рисунок 2, линии 2 и 3). Дальнейшее увеличение количества элементов сетки показало образование небольшой «ступеньки»,

расположенной на расстоянии $x/l = 0,4$ от входа. Данная область графика обозначает зону формирования подковообразного вихря перед системой выдуваемых газовых струй. Количество ячеек в финальном варианте составило $1,47 \times 10^6$ (рисунок 2, линия 5). Последующие исследования проводились с использованием этого варианта сетки, с учетом точности получаемых результатов при затрачиваемых вычислительных мощностях.

Результаты моделирования

Выдув поперечных газовых струй во внешний высокоскоростной поток приводит к возникновению вихревого течения со сложной ударно-волновой структурой. При этом картина течения характеризуется отношением динамических давлений в выдуваемой струе и внешнем потоке. Это соотношение определяется коэффициентом проникновения струи газа в набегающий сверхзвуковой поток J , который служит метрикой для оценки взаимодействия газовой струи и набегающего сверхзвукового потока [22].

$$J = \frac{(\rho_j \cdot V_j^2)}{(\rho_\infty \cdot V_\infty^2)} \quad (1)$$

Для оценки влияния количества струй и угла наклона относительно оси центрального отверстия в существующую формулу (1) был включен дополнительный коэффициент, обозначенный как $n^{tg(\alpha)}$, где, n – количество отверстий, α – угол наклона боковых струй к оси.

$$J = \frac{(\rho_j \cdot V_j^2) * n^{tg(\alpha)}}{(\rho_\infty \cdot V_\infty^2)} \quad (2)$$

На рисунке 3 представлена зависимость коэффициента J от угла α . Из рисунка 3 видно, что схождение струй газа приводит к увеличению проникновению струй газа в сверхзвуковой поток. С увеличением угла α с 5° до 30° происходит рост J на 14%. При расхождении струй газа коэффициент J уменьшается на 7%, так как боковые струи аргона при $\alpha = -30^\circ$ достаточно сильно прижимаются ко дну расчетной области.

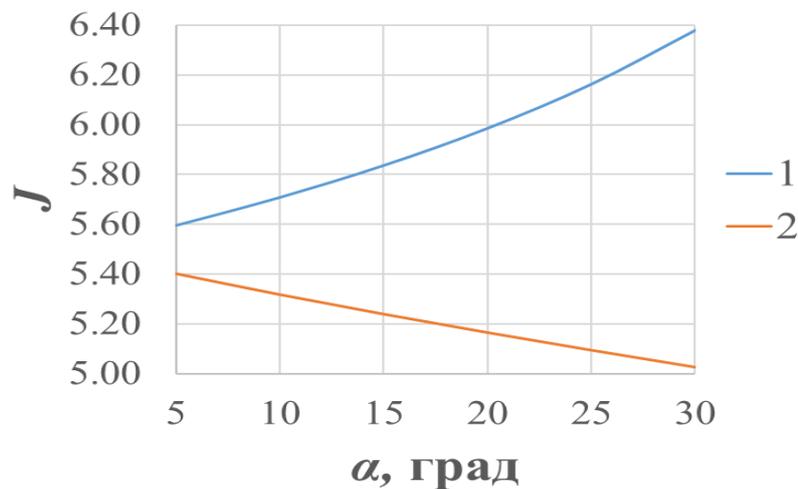


Рисунок 3. – Зависимость J от угла схождения или расхождения выдуваемых струй газа.

1 – схождение угла α , 2 – расхождение угла α

На рисунке 4 представлены профили заполнения поперечного сечения расчетной области аргоном при схождении струй, которые отражают эффективность перемешивания выдуваемого газа со сверхзвуковым потоком. Представлены картины выдува струй при $\alpha = 5^\circ$ и $\alpha = 30^\circ$. Из рисунка видно, что при $\alpha = 5^\circ$ в сечении 1 (рисунок 4, а) при выдуве аргон распространяется ближе ко дну расчетной области. Далее вниз по течению аргон, выдуваемый из боковых отверстий, расширяется, отходит в сторону от плоскости симметрии. При этом происходит подкручивание аргона в результате образования пары крупных противовращающихся вихрей, тем самым увеличивается процент заполнения площади проходного сечения на выходе из

расчетной области (рисунок 4, б). При сведении угла до $\alpha = 30^\circ$ профиль распределения аргона по объему расчетной области меняется и приобретает треугольную форму в месте выдува струй (рисунок 4, в). Далее, распространяясь по расчетной области, профиль течения аргона поджимается и принимает цилиндрическую форму ближе к геометрическому центру расчетной области (рисунок 4, г), что отрицательно сказывается на эффективности перемешивания аргона со сверхзвуковым потоком.

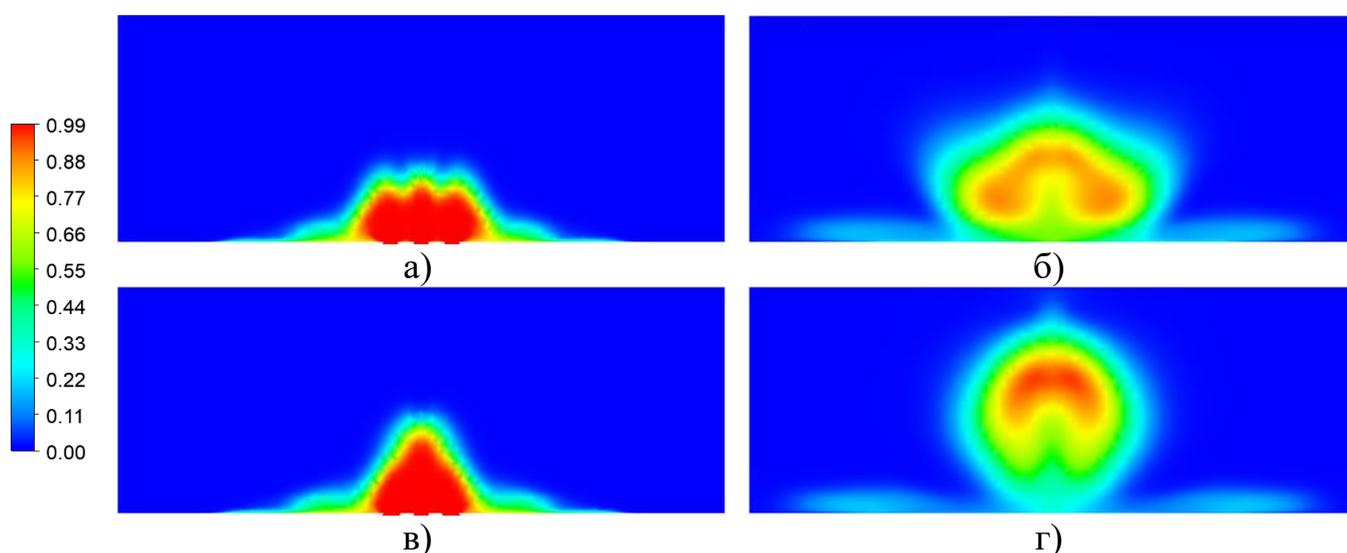


Рисунок 4. – Массовая доля аргона в сверхзвуковом потоке
 а) $\alpha = 5^\circ$, сечение 1; б) $\alpha = 5^\circ$, сечение 5;
 в) $\alpha = 30^\circ$, сечение 1; г) $\alpha = 30^\circ$, сечение 5

На рисунке 5 представлены профили заполнения сечения расчетной области аргоном при расхождении струй. Представлены картины выдува струй при $\alpha = -5^\circ$ и $\alpha = -30^\circ$. Из рисунка видно, что при $\alpha = -5^\circ$ в сечении 1 (рисунок 5, а) при выдуве аргон прижимается сильнее ко дну расчетной области, особенно при выдуве с боковых отверстий. Далее вниз по течению аргон, выдуваемый из боковых отверстий, расширяется, отходит в сторону от плоскости симметрии и подкручивается в результате образования пары крупных противовращающихся вихрей. При этом

происходит увеличение процента заполнения аргоном площади проходного сечения на выходе из расчетной области (рисунок 5, б). При увеличении угла до $\alpha = -30^\circ$ профиль распределения аргона по объему расчетной области меняется, становятся четко видны три отдельные струи газа в месте выдува струй (рисунок 5, в). Распространяясь по расчетной области, профиль течения аргона расширяется сильнее и занимает большую площадь проходного сечения расчетной области (рисунок 5, г), что показывает лучшую эффективность перемешивания аргона со сверхзвуковым потоком.

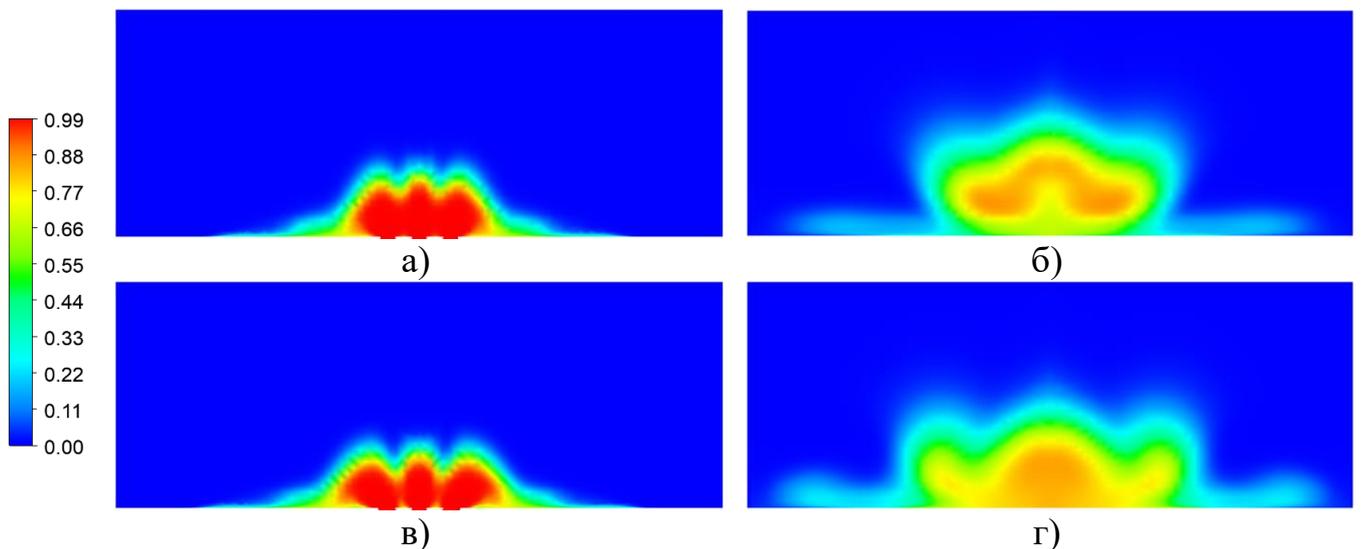


Рисунок 5. – Массовая доля аргона в сверхзвуковом потоке
 а) $\alpha = -5^\circ$, сечение 1; б) $\alpha = -5^\circ$, сечение 5;
 в) $\alpha = -30^\circ$, сечение 1; г) $\alpha = -30^\circ$, сечение 5

На рисунке 6 представлена зависимость процента заполнения аргоном площади сечения от относительной длины расчетной области. Выдув струй газа происходит на относительном расстоянии $b/l = 0.44$ от входа в расчетную область. При схождении струй газа (рисунок 6, а) сразу за выдувом происходит расширение аргона, и на расстоянии $b/l = 0.67$ достигается максимальная величина занимаемой площади проходного сечения расчетной области. При $\alpha = 5^\circ \div 15^\circ$ площадь сечения, занимаемая

аргоном, составляет $\Delta \approx 31\%$, при дальнейшем увеличении $\alpha = 20^\circ \div 30^\circ$ происходит уменьшение площади до $\Delta \approx 27\%$. В результате отражения падающего скачка уплотнения от верхней стенки происходит поджатие движущегося по расчетной области аргона ($b/l = 0.78$), площадь проходного сечения расчетной области, занимаемая аргоном, уменьшается до $\Delta \approx 26\% \div 27\%$ в зависимости от α . Далее, вниз по течению происходит обратное расширение аргона, тем самым площадь сечения, занимаемая аргоном на выходе из расчетной области составляет $\Delta \approx 27-31\%$. При максимальном угле сведения $\alpha = 30^\circ$ площадь проходного сечения расчетной области, занимаемая аргоном, изменяется на минимальную величину (менее 1,5 %), соответственно воздействие отраженного скачка уплотнения минимальное.

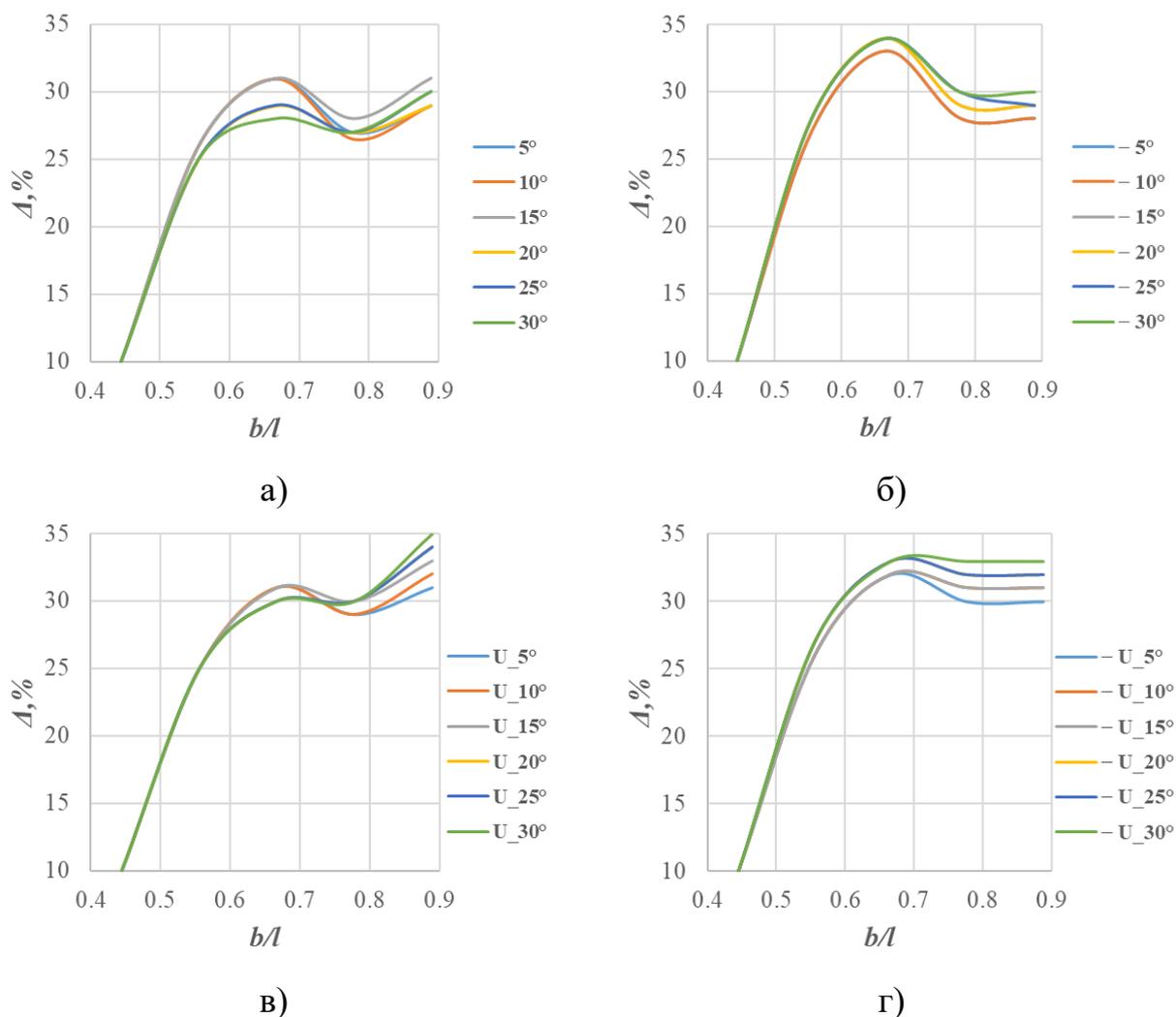


Рисунок 6. – Процент заполнения сечения расчетной области аргоном
 а) при схождении струй в расчетной области без уступа ($+\alpha$),
 б) при расхождении струй в расчетной области без уступа ($-\alpha$),
 в) при схождении струй в расчетной области с уступом ($+\alpha$),
 г) при расхождении струй в расчетной области с уступом ($-\alpha$).

Максимум занимаемой аргоном площади проходного сечения при расхождении струй достигается так же на расстоянии $b/l = 0.67$ (рисунок 6, б). При всех углах α максимум занимаемой площади составляет $\Delta \approx 34\%$, что на 4% больше, чем при схождении струй газа. В результате отражения падающего скачка уплотнения от верхней стенки происходит поджатие аргона движущегося по расчетной области без уступа ($b/l = 0.78$), площадь проходного сечения расчетной области, занимаемой

аргоном, уменьшается до $\Delta \approx 27\% \div 30\%$ в зависимости от α и сохраняется до выхода из нее.

Добавление уступа на верхнюю стенку расчетной области приводит к перестройке ударно-волновой структуры в результате воздействия падающего с уступа скачка уплотнения, который воздействует на верхнюю часть скачка уплотнения, образованного над струей.

При схождении струй газа (рисунок 6, в) сразу за выдувом происходит расширение аргона и на расстоянии $b/l = 0.67$ достигается максимальная величина занимаемой площади проходного сечения расчетной области. Далее происходит поджатие аргона ($b/l = 0.78$) в результате отражения падающего скачка уплотнения от верхней стенки расчетной области, а затем происходит рост площади проходного сечения, занимаемой аргоном. При $\alpha = 5^\circ$ и $\alpha = 10^\circ$ площадь проходного сечения расчетной области после поджатия восстанавливается до значений при $b/l = 0.67$, а дальнейшее увеличение α приводит к увеличению площади проходного сечения, занимаемую аргоном на выходе из расчетной области. При максимальном угле схождения $\alpha = 30^\circ$ площадь проходного сечения на выходе из расчетной области становится равной $\Delta \approx 35\%$.

С увеличением угла расхождения струй (рисунок 6 г) отраженный от верхней стенки расчетной области скачок уплотнения оказывает все меньше влияния на распространения аргона. После достижения максимальной площади проходного сечения на углах $\alpha = 5^\circ \div 25^\circ$ площадь проходного сечения, занимаемого аргоном, уменьшается максимум на 2%. При максимальном угле расхождения $\alpha = 30^\circ$ площадь

проходного сечения стабильна и не меняется на протяжении всего расстояния до выхода из расчетной области и равна $\Delta \approx 33\%$.

Выводы

В данной работе проведено подробное исследование взаимного влияния системы выдуваемых струй аргона с набегающим сверхзвуковым потоком в расчетной области с уступом и без. Варьировался угол схождения и расхождения выдуваемых струй аргона с целью исследования его влияния на эффективность перемешивания аргона со сверхзвуковым потоком.

При сведении угла до $\alpha = +30^\circ$ профиль распределения аргона по объему расчетной области принимает цилиндрическую форму и сдвигается ближе к ее геометрическому центру (рисунок 4, г), что отрицательно сказывается на эффективности перемешивания аргона со сверхзвуковым потоком. Добавление уступа на верхнюю стенку расчетной области, который организует падающий скачек уплотнения, приводит к перестройке ударно-волновой структуры. В результате происходит рост площади проходного сечения, занимаемой аргоном на выходе из расчетной области, но профиль течения аргона остается так же цилиндрическим. При угле схождения $\alpha = 30^\circ$ площадь проходного сечения на выходе из расчетной области становится равной $\Delta \approx 35\%$.

При расхождении выдуваемых струй ($\alpha = -5^\circ \div -30^\circ$) аргон прижимается сильнее ко дну расчетной области, особенно при выдуве с боковых отверстий. Далее вниз по течению аргон, выдуваемый из боковых отверстий, расширяется, отходит в сторону от плоскости симметрии и подкручивается в результате образования пары крупных

противовращающихся вихрей. Далее профиль течения аргона расширяется сильнее и занимает большую площадь проходного сечения расчетной области. Добавление уступа на верхнюю стенку расчетной области при максимальном угле расхождения $\alpha = -30^\circ$ позволяет стабилизировать площадь проходного сечения, занимаемую аргоном, таким образом, что она не меняется на протяжении всего расстояния до выхода из расчетной области и равна $\Delta \approx 33\%$, что показывает лучшую эффективность перемешивания аргона со сверхзвуковым потоком.

Список источников

1. Shota Nishimoto, Shinji Nakaya, Jeonghoon Lee, Mitsuhiro Tsue. Effects of the penetration height of ethylene transverse jets on flame stabilization behavior in a Mach 2 supersonic crossflow // Proceedings of the Combustion Institute, 2023, vol. 39, issue 3, pp. 3117-3126. DOI: [10.1016/j.proci.2022.07.247](https://doi.org/10.1016/j.proci.2022.07.247)
2. Yifu Tian, Jiajian Zhu, Mingbo Sun, Hongbo Wang, Yuhui Huang, Rong Feng, Bo Yan, Yongchao Sun, Zun Cai. Enhancement of blowout limit in a Mach 2.92 cavity-based scramjet combustor by a gliding arc discharge // Proceedings of the Combustion Institute, 2023, vol. 39, issue 4, pp. 5697-5705. DOI: [10.1016/j.proci.2022.07.101](https://doi.org/10.1016/j.proci.2022.07.101)
3. Shinji Nakaya, Hajime Yamana, Mitsuhiro Tsue. Experimental investigation of ethylene/air combustion instability in a model scramjet combustor using image-based methods // Proceedings of the Combustion Institute, 2021, vol. 38, issue 3, pp. 3869-3880. DOI: [10.1016/j.proci.2020.07.129](https://doi.org/10.1016/j.proci.2020.07.129)
4. Qili Liu, Damiano Baccarella, Will Landsberg, Ananthanarayanan Veeraragavan, Tonghun Lee. Cavity flameholding in an optical axisymmetric scramjet in Mach 4.5 flows

- // Proceedings of the Combustion Institute, 2019, vol. 37, issue 3, pp. 3733-3740. DOI: [10.1016/j.proci.2018.08.037](https://doi.org/10.1016/j.proci.2018.08.037)
5. Yuan-Shu Liu, Rui Xue, Jun-Li Liu, Chao-Qi Xu, Shao-Hua Zhu, Bing Liu. Numerical study on the dynamic process of ramjet/scramjet mode transition in the integrated full flow path for RBCC engine // Applied Thermal Engineering, 2023, vol. 231, pp. 121017. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2023.121017](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2023.121017)
6. Yanbin Feng, Shibin Luo, Jiawen Song, Kunxiong Xia, Dequan Xu. Numerical investigation on the combustion characteristics of aluminum powder fuel in a supersonic cavity-based combustor // Applied Thermal Engineering, 2023, vol. 221, pp. 119842. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2022.119842](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119842)
7. Chunlei Li, Xiong Chen, Yingkun Li, Omer Musa, Liang Zhu. Numerical investigation on the performance of scramjet combustor with a novel strut configuration // Applied Thermal Engineering, 2019, vol. 159, pp. 113894. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2019.113894](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2019.113894)
8. Shaohua Zhu, Xu Xu, Qingchun Yang. Application of the vortex effects induced by the trailing wedge to enhance the mixing and combustion in the strut-based scramjet // Applied Thermal Engineering, 2018, vol. 140, pp. 604-614. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2018.05.084](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2018.05.084)
9. Chao Liu, Haichang Li, Lora Cheung. Weak persistence of a stochastic delayed competition system with telephone noise and Allee effect // Applied Mathematics Letters, 2020, vol. 103, pp. 106186. DOI: [10.1016/j.aml.2019.106186](https://doi.org/10.1016/j.aml.2019.106186)

10. Qili Liu, Damiano Baccarella, Tonghun Lee. Review of combustion stabilization for hypersonic airbreathing propulsion // Progress in Aerospace Sciences, 2020, vol. 119, pp. 100636. DOI: [10.1016/j.paerosci.2020.100636](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100636)
11. Datta V. Gaitonde. Progress in shock wave/boundary layer interactions // Progress in Aerospace Sciences, 2015, vol. 72, pp. 80-99. DOI: [10.1016/j.paerosci.2014.09.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.09.002)
12. Chen Pu, Guangming Guo, Juliang Han, Sitan Jiang. Effect of jet schemes of the double-nozzle strut injector on mixing efficiency of air and hydrogen for a scramjet combustor // International Journal of Hydrogen Energy, 2022, vol. 47, issue 53, pp. 22633-22649. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2022.05.060](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.05.060)
13. Tahsini A.M., Tadayon Mousavi S. Investigating the supersonic combustion efficiency for the jet-in-cross-flow // International Journal of Hydrogen Energy, 2015, vol. 40, issue 7, pp. 3091-3097. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2014.12.124](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.12.124)
14. Jacobsen L.S, Schetz J.A, Ng W.F. Flow field near a multiport injector array in a supersonic flow // Journal of Propulsion and Power, 2000, vol. 16 (2), 216-226. DOI: [10.2514/2.5586](https://doi.org/10.2514/2.5586)
15. Huang W, Wang Z.G., Wu J.P., Li S.B. Numerical prediction on the interaction between the incident shock wave and the transverse slot injection in supersonic flows // Aerospace Science and Technology, 2013, vol. 28 (1), pp. 91-99. DOI: [10.1016/j.ast.2012.10.007](https://doi.org/10.1016/j.ast.2012.10.007)
16. Huang W. Transverse jet in supersonic crossflows // Aerospace Science and Technology, 2016, vol. 50 (6), pp. 183-195. DOI: [10.1016/j.ast.2016.01.001](https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.01.001)
17. Huang W. Effect of jet to crossflow pressure ratio arrangement on turbulent mixing in a flow path with square staged injectors // Fuel, 2015, vol. 144, pp. 164-170. DOI: [10.1016/j.fuel.2014.12.051](https://doi.org/10.1016/j.fuel.2014.12.051)

18. Fallah K., Gerdroodbary M.B., Ghaderi A., Alinejad J. The influence of micro air jets on mixing augmentation of fuel in cavity flameholder at supersonic flow // *Aerospace Science and Technology*, 2018, vol. 76, pp. 187-193. DOI: [10.1016/j.ast.2018.01.021](https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.01.021)
19. Lee S.H. Characteristics of dual transverse injection in scramjet combustor. Part 1: Mixing // *Journal of Propulsion and Power*, 2006, vol. 22 (5), pp. 1012-1019. DOI: [10.2514/1.14180](https://doi.org/10.2514/1.14180)
20. Pudsey A.S., Boyce R.R. Numerical investigation of transverse jets through multiport injector arrays in a supersonic crossflow // *Journal of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26 (6), pp. 1225-1236. DOI: [10.2514/1.39603](https://doi.org/10.2514/1.39603)
21. Pudsey A.S., Boyce R.R., Wheatley V. Hypersonic viscous drag reduction via multiporthole injector arrays // *Journal of Propulsion and Power*, 2013, vol. 29 (5), pp. 1087-1096. DOI: [10.2514/1.B34782](https://doi.org/10.2514/1.B34782)
22. 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)
23. Борисов А.Д. Исследование влияния подачи струй в камеру на эффективность смешения и горения топливо-воздушной смеси // *Труды МАИ*. 2016. № 90. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=74721>
24. 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://trudymai.ru/published.php?ID=75565>

25. 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>
26. 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://trudymai.ru/published.php?ID=74692>

References

1. Shota Nishimoto, Shinji Nakaya, Jeonghoon Lee, Mitsuhiro Tsue. Effects of the penetration height of ethylene transverse jets on flame stabilization behavior in a Mach 2 supersonic crossflow, *Proceedings of the Combustion Institute*, 2023, vol. 39, issue 3, pp. 3117-3126. DOI: [10.1016/j.proci.2022.07.247](https://doi.org/10.1016/j.proci.2022.07.247)
2. Yifu Tian, Jiajian Zhu, Mingbo Sun, Hongbo Wang, Yuhui Huang, Rong Feng, Bo Yan, Yongchao Sun, Zun Cai. Enhancement of blowout limit in a Mach 2.92 cavity-based scramjet combustor by a gliding arc discharge, *Proceedings of the Combustion Institute*, 2023, vol. 39, issue 4, pp. 5697-5705. DOI: [10.1016/j.proci.2022.07.101](https://doi.org/10.1016/j.proci.2022.07.101)
3. Shinji Nakaya, Hajime Yamana, Mitsuhiro Tsue. Experimental investigation of ethylene/air combustion instability in a model scramjet combustor using image-based methods, *Proceedings of the Combustion Institute*, 2021, vol. 38, issue 3, pp. 3869-3880. DOI: [10.1016/j.proci.2020.07.129](https://doi.org/10.1016/j.proci.2020.07.129)
4. Qili Liu, Damiano Baccarella, Will Landsberg, Ananthanarayanan Veeraragavan, Tonghun Lee. Cavity flameholding in an optical axisymmetric scramjet in Mach 4.5 flows,

- Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, vol. 37, issue 3, pp. 3733-3740. DOI: [10.1016/j.proci.2018.08.037](https://doi.org/10.1016/j.proci.2018.08.037)
5. Yuan-Shu Liu, Rui Xue, Jun-Li Liu, Chao-Qi Xu, Shao-Hua Zhu, Bing Liu. Numerical study on the dynamic process of ramjet/scramjet mode transition in the integrated full flow path for RBCC engine, *Applied Thermal Engineering*, 2023, vol. 231, pp. 121017. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2023.121017](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2023.121017)
6. Yanbin Feng, Shibin Luo, Jiawen Song, Kunxiong Xia, Dequan Xu. Numerical investigation on the combustion characteristics of aluminum powder fuel in a supersonic cavity-based combustor, *Applied Thermal Engineering*, 2023, vol. 221, pp. 119842. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2022.119842](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119842)
7. Chunlei Li, Xiong Chen, Yingkun Li, Omer Musa, Liang Zhu. Numerical investigation on the performance of scramjet combustor with a novel strut configuration, *Applied Thermal Engineering*, 2019, vol. 159, pp. 113894. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2019.113894](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2019.113894)
8. Shaohua Zhu, Xu Xu, Qingchun Yang. Application of the vortex effects induced by the trailing wedge to enhance the mixing and combustion in the strut-based scramjet, *Applied Thermal Engineering*, 2018, vol. 140, pp. 604-614. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2018.05.084](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2018.05.084)
9. Chao Liu, Haichang Li, Lora Cheung. Weak persistence of a stochastic delayed competition system with telephone noise and Allee effect, *Applied Mathematics Letters*, 2020, vol. 103, pp. 106186. DOI: [10.1016/j.aml.2019.106186](https://doi.org/10.1016/j.aml.2019.106186)
10. Qili Liu, Damiano Baccarella, Tonghun Lee. Review of combustion stabilization for hypersonic airbreathing propulsion, *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, vol. 119, pp. 100636. DOI: [10.1016/j.paerosci.2020.100636](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100636)

11. Datta V. Gaitonde. Progress in shock wave/boundary layer interactions, *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, vol. 72, pp. 80-99. DOI: [10.1016/j.paerosci.2014.09.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.09.002)
12. Chen Pu, Guangming Guo, Juliang Han, Sitan Jiang. Effect of jet schemes of the double-nozzle strut injector on mixing efficiency of air and hydrogen for a scramjet combustor, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2022, vol. 47, issue 53, pp. 22633-22649. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2022.05.060](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.05.060)
13. Tahsini A.M., Tadayon Mousavi S. Investigating the supersonic combustion efficiency for the jet-in-cross-flow, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, vol. 40, issue 7, pp. 3091-3097. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2014.12.124](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.12.124)
14. Jacobsen L.S, Schetz J.A, Ng W.F. Flow field near a multiport injector array in a supersonic flow, *Journal of Propulsion and Power*, 2000, vol. 16 (2), 216-226. DOI: [10.2514/2.5586](https://doi.org/10.2514/2.5586)
15. Huang W, Wang Z.G., Wu J.P., Li S.B. Numerical prediction on the interaction between the incident shock wave and the transverse slot injection in supersonic flows, *Aerospace Science and Technology*, 2013, vol. 28 (1), pp. 91-99. DOI: [10.1016/j.ast.2012.10.007](https://doi.org/10.1016/j.ast.2012.10.007)
16. Huang W. Transverse jet in supersonic crossflows, *Aerospace Science and Technology*, 2016, vol. 50 (6), pp. 183-195. DOI: [10.1016/j.ast.2016.01.001](https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.01.001)
17. Huang W. Effect of jet to crossflow pressure ratio arrangement on turbulent mixing in a flow path with square staged injectors, *Fuel*, 2015, vol. 144, pp. 164-170. DOI: [10.1016/j.fuel.2014.12.051](https://doi.org/10.1016/j.fuel.2014.12.051)
18. Fallah K., Gerdroodbary M.B., Ghaderi A., Alinejad J. The influence of micro air jets on mixing augmentation of fuel in cavity flameholder at supersonic flow, *Aerospace Science and Technology*, 2018, vol. 76, pp. 187-193. DOI: [10.1016/j.ast.2018.01.021](https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.01.021)

19. Lee S.H. Characteristics of dual transverse injection in scramjet combustor. Part 1: Mixing, *Journal of Propulsion and Power*, 2006, vol. 22 (5), pp. 1012-1019. DOI: [10.2514/1.14180](https://doi.org/10.2514/1.14180)
20. Pudsey A.S., Boyce R.R. Numerical investigation of transverse jets through multiport injector arrays in a supersonic crossflow, *Journal of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26 (6), pp. 1225-1236. DOI: [10.2514/1.39603](https://doi.org/10.2514/1.39603)
21. Pudsey A.S., Boyce R.R., Wheatley V. Hypersonic viscous drag reduction via multiporthole injector arrays, *Journal of Propulsion and Power*, 2013, vol. 29 (5), pp. 1087-1096. DOI: [10.2514/1.B34782](https://doi.org/10.2514/1.B34782)
22. 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)
23. Borisov A.D. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74721>
24. Larina E.V., Kryukov I.A., Ivanov I.E. *Trudy MAI*, 2016, no. 91. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=75565>
25. Kudimov N.F., Safronov A.V., Tret'yakova O.N. *Trudy MAI*, 2013, no. 70. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=44440>
26. Golovkin M.A. Golovkina E.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74692>

Статья поступила в редакцию 04.04.2024

Одобрена после рецензирования 18.04.2024

Принята к публикации _____.2024

The article was submitted on 04.04.2024; approved after reviewing on 18.04.2024; accepted for publication on _____ 2024