

Труды МАИ. 2025. № 141
Trudy MAI. 2025. No. 141. (In Russ.)

Научная статья

УДК 62.5

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184499>

EDN: <https://www.elibrary.ru/HPFJFL>

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ТУРБУЛИЗАТОРОВ И СИСТЕМЫ ВЫДУВАЕМЫХ СТРУЙ С НАБЕГАЮЩИМ ПОТОКОМ

Александр Андреевич Сназин¹, Василий Иванович Шевченко²✉

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

Санкт-Петербург, Российская Федерация

²vka@mil.ru✉

Аннотация. Изучение взаимодействия высокоскоростного потока с выдуваемыми газовыми струями представляет собой важную область исследований, привлекающую значительное внимание в последние годы. В данной работе представлено комплексное численное исследование взаимодействия высокоскоростного потока с системой газовых струй, поперечно выдуваемых в канал, оснащенный турбулизаторами, установленными на дне. Анализируется влияние турбулизаторов на устойчивость потока и эффективность смешивания при различных конфигурациях. В частности, изучалось влияние расположения турбулизаторов на динамику перемешивания и устойчивость потока. Результаты показывают, что включение турбулизаторов в определенные конфигурации повышает эффективность перемешивания и стабилизирует структуру потока. Этот вывод подчеркивает эффективность установки турбулизаторов на дне канала в задаче оптимизации управления высокоскоростным потоком для перспективных инженерных приложений.

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

Для цитирования: Сназин А.А., Шевченко В.И. Численное моделирование взаимодействия турбулизаторов и системы выдуваемых струй с набегающим потоком // Труды МАИ. 2025. № 141. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184499>

Original article

NUMERICAL MODELING OF TURBULATORS INTERACTION WITH A SYSTEM OF TRANSVERSE JETS IN A HIGHSPEED FLOW

Alexander A. Snazin¹, Vasily I. Sevchenko²✉

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

²vka@mil.ru ✉

Abstract. The study of interactions between highspeed flows and gas jets has garnered significant attention in recent years due to its importance in advanced engineering applications. This work presents a comprehensive numerical investigation of the interaction between a highspeed flow and a system of transverse gas jets injected into a channel equipped with turbulators located on its bottom wall. The influence of turbulators on flow stability and mixing efficiency under various configurations is analyzed. Particular attention is given to the effect of turbulator placement on mixing dynamics and flow stability.

The results demonstrate that specific turbulator configurations enhance mixing efficiency and stabilize flow structures, highlighting the potential of turbulator installation on the channel floor for optimizing highspeed flow control in practical applications. The distribution analysis of argon within the computational domain reveals a strong dependence of mixing efficiency on the distance between the turbulators and jets (n/l). For smaller n/l values, argon spreads intensively near the channel floor, forming large counter-rotating vortices downstream, increasing cross-sectional filling. At $n/l = 0.41$, the argon flow profile

becomes more structured, forming three distinct streams, leading to more uniform gas distribution. At $n/l = 0.56$, the argon concentration increases in the channel's central region. Turbulators placed upstream of the jets create localized high-pressure zones ahead of them, followed by low-pressure regions caused by flow redistribution. At $n/l = 0.33$ and $n/l = 0.35$, the pressure peaks upstream of the turbulators are most pronounced, with well-defined low-pressure zones downstream. Increasing n/l to 0.41 results in the merging of high-pressure zones from the turbulators and jets, yielding a more uniform pressure distribution in the channel. Moving the turbulators downstream of the jets ($n/l > 0.47$) elongates the high-pressure zones while reducing the prominence of low-pressure regions.

Maximum relative pressure on the upper wall is observed at $x/l \approx 0.57$ – 0.6 . Shifting the turbulators closer to the jets moves the shock reflection zone toward the channel exit and reduces maximum pressure values. For $n/l > 0.48$, pressure peaks stabilize, and shock impact intensity on the channel walls decreases by $\Delta_{p/p_\infty} = 22\%$. Turbulators positioned upstream of the jets ($n/l < 0.41$) promote concentrated gas mixing in the channel's central region, whereas those downstream ($n/l > 0.47$) facilitate more uniform argon distribution across the channel width.

Increasing n/l reduces the localized influence of turbulators on the flow, achieving more uniform gas and pressure distributions in the computational domain. Optimal turbulator placement depends on specific requirements: closer placement to jets enhances gas mixing, while farther placement promotes flow uniformity. Adjusting the placement parameters of turbulators significantly impacts the structure of highspeed flow, gas distribution, and pressure characteristics in the channel. These findings provide a foundation for optimizing devices utilizing gas mixing in highspeed flows.

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

For citation: Snazin A.A, Sevchenko V.I. Numerical modeling of turbulators interaction with a system of transverse jets in a highspeed flow. *Trudy MAI*. 2025. No. 141. (In Russ.).

URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=184499>

Введение

Взаимодействие струй выдуваемого газа со высокоскоростными потоками - важная область исследований, нашедшая применение в областях улучшения перемешивания и передовых технологиях управления потоками. Выдув поперечных струй в высокоскоростной поток, вызывает целый ряд сложных явлений, включая образование скачков уплотнения, генерацию вихрей и турбулентное перемешивание. На эти эффекты влияют такие факторы, как угол наклона и глубина проникновения струи, и соотношение давлений между струей и высокоскоростным потоком. Оптимизация этих параметров имеет решающее значение для повышения эффективности перемешивания в высокоскоростном потоке.

Исследования показали, что газовые струи могут эффективно изменять структуру ударных волн в высокоскоростном потоке, повышая эффективность смешивания и позволяя лучше управлять полем течения. Например, взаимодействие противоточных струй со высокоскоростными свободными потоками демонстрирует формирование различных режимов течения, включая области рециркуляции, которые способствуют перемешиванию и стабилизируют ударные структуры [1]. Экспериментальные и численные исследования еще больше подчеркивают роль коэффициента общего давления струи в определении глубины проникновения и эффективности смешивания, поскольку более высокие коэффициенты давления приводят к более выраженному расширению и улучшению проникновения струи. В статье рассматривается роль локализованных струйных структур при переходе от ламинарного к турбулентному течению в различных сдвиговых потоках, таких как пограничные слои и струи. Подчеркивается значение этих структур для понимания развития турбулентности. [2]

В статье [3] подчеркивается важность локального вдува как метода управления турбулентным пограничным слоем. Локальное вдувание может потенциально улучшить или изменить свойства потока, что очень важно для приложений, требующих контроля над турбулентностью.

Большая скорость потока в каналах играет ключевую роль в поддержании стабильного горения в двигателях, где эффективное смешивание топлива и

окислителя необходимо для воспламенения и эффективного сгорания [5-10]. Однако высокие скорости потока значительно сокращают время пребывания воздуха в каналах сгорания, что создает проблемы для эффективности смешивания [11-14]. Ключевыми параметрами, влияющими на эту эффективность, являются положение струи, массовый расход, глубина проникновения и углы впрыска [14-19]. В таких исследованиях, как [20], изучалось, как количество впрыскиваемых струй влияет на смешивание и проникновение, и были определены оптимальные конфигурации. Кроме того, исследования показали, что каждая струя способствует образованию пар вращающихся вихрей, которые способствуют улучшению перемешивания в поле высокоскоростного потока [21].

В данной работе проведено подробное исследование взаимного влияния системы выдуваемых струй с различными вариантами расположения турбулизаторов на эффективность перемешивания выдуваемого газа с высокоскоростным потоком в расчетной области с уступом и без.

Постановка задачи

Объект исследования представляет собой расчетную область размерами $l/h = 6$ и $l/w = 2.3$, 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 $s = 5$ мм. Угол расхождения крайних отверстий составляет $\alpha = 30^\circ$. В качестве выдуваемого газа использовался аргон. На расстоянии $n/l = 0.33$ расположен ряд турбулизаторов в виде цилиндров с отношением диаметра к высоте равным $d_0 / h_0 = 0.67$ и расстояние между цилиндрами $w/w_0 = 0.025$. Параметры набегающего высокоскоростного 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 на начальном этапе составляет $0,65 \times 10^6$ элементов.

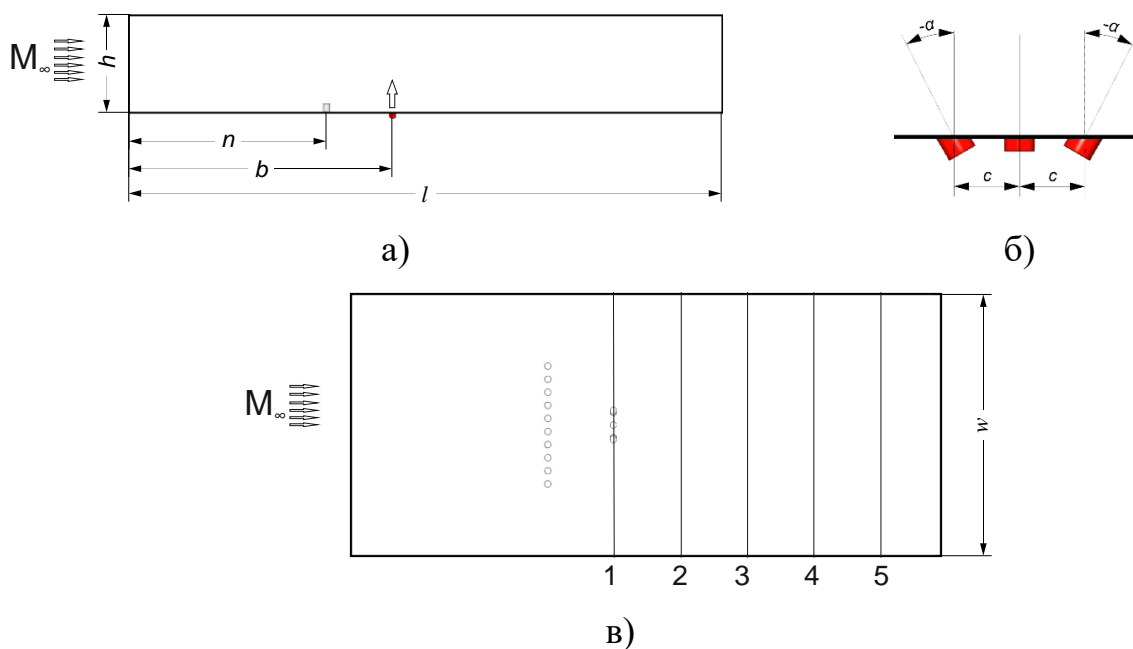


Рисунок 1. – Геометрия расчетной области с выдуваемой струей газа.

а – вид сбоку, б – расположение выдува струй, в – вид сверху

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 высокоскоростной поток [23-26].

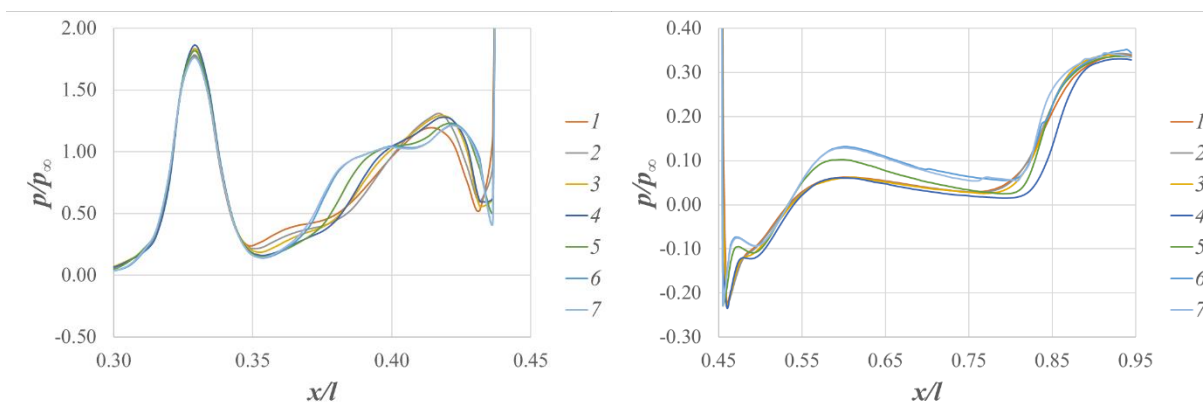


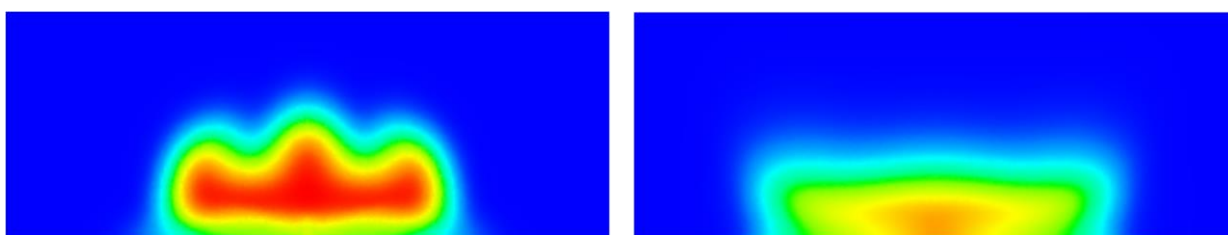
Рисунок 2. - Размерность сетки: 1 - $0,65 \times 10^6$ элем., 2 - $0,70 \times 10^6$ элем.,
3 - $0,80 \times 10^6$ элем., 4 - $1,15 \times 10^6$ элем., 5 - $2,2 \times 10^6$ элем.,
6 - $3,2 \times 10^6$ элем, 7 - $3,9 \times 10^6$ элем.

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 $p/p_\infty = 1,18$. По мере прохождения первых двух итераций *измельчения* сетки происходит увеличение числа ячеек, достигающее $0,8 \times 10^6$ и сопровождается снижением относительного давления за турбулизаторами (рисунок 2, линии 2 и 3).

Дальнейшее увеличение количества элементов сетки показало образование «ступеньки» на графике относительного давления, в зоне расположенной на расстоянии $x/l = 0,4$ от входа (перед выдуваемыми струями). Данная область графика обозначает зону формирования подковообразного вихря перед системой выдуваемых газовых струй. Количество ячеек в финальном варианте составило $3,2 \times 10^6$ (рисунок 2, линия б), дальнейшее увеличение количества элементов показало незначительное изменение. 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. На рисунке 4 представлены профили заполнения поперечного сечения расчетной области аргоном, которые отражают эффективность перемешивания выдуваемого газа со высокоскоростным потоком. Представлены картины выдува струй при расположении турбулизаторов на $n/l = 0.33$, $n/l = 0.41$ и $n/l = 0.56$.



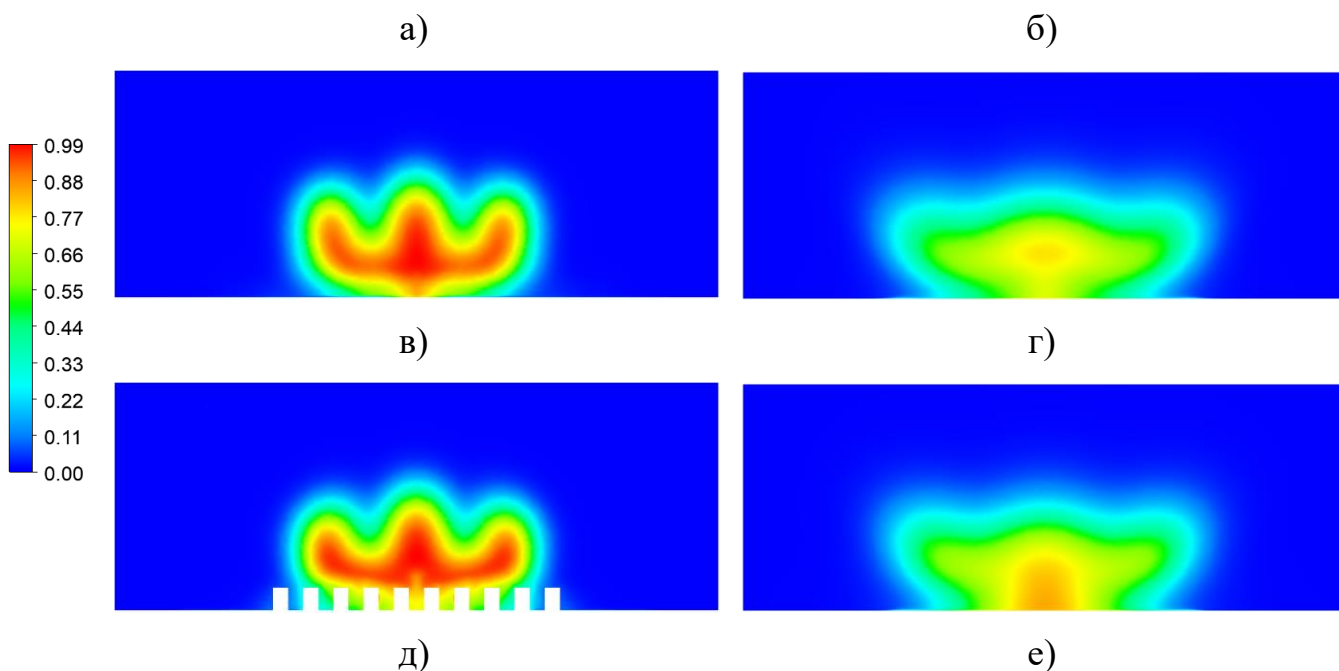


Рисунок 4. – Массовая доля аргона в высокоскоростном потоке

- а) $n/l = 0.33$, сечение 1; б) $n/l = 0.33$, сечение 5;
 в) $n/l = 0.41$, сечение 1; г) $n/l = 0.41$, сечение 5;
 д) $n/l = 0.56$, сечение 1; е) $n/l = 0.56$, сечение 5

При $n/l = 0.33$ в начальной зоне (сечение 1, рисунок 4, а) аргон, выдуваемый из боковых отверстий, распространяется вблизи дна расчетной области. По мере движения вниз по течению газ расширяется, отходит от плоскости симметрии и вовлекается в крупные противовращающиеся вихри. Это приводит к увеличению доли заполнения площади проходного сечения на выходе из расчетной области (рисунок 4, б).

При уменьшении расстояния до струй ($n/l = 0.41$) профиль распределения аргона изменяется: в зоне выхода струй появляются три разделяющихся потока (рисунок 4, в). Далее по течению профиль поджимается, приобретая форму перевернутой трапеции (рисунок 4, г). При дальнейшем увеличении $n/l = 0.56$ изменения в профиле становятся менее значительными (рисунок 4, д), но увеличивается концентрация аргона в центральной части расчетной области (рисунок 4, е).

Место расположения турбулизаторов (n/l) также оказывает влияние на распределение давления по дну канала. При $n/l=0.33$ перед турбулизаторами

формируется область повышенного давления, сопровождаемая зоной разрежения за ними (рисунок 6, а). Область низкого давления за струями переходит в область повышенного давления вследствие отраженного скачка уплотнения. При $n/l = 0.41$ давление перед струями увеличивается, а зоны разрежения за турбулизаторами становятся менее выраженными. Это приводит к формированию непрерывной области высокого давления (рисунки 5, б и 6, а) и сокращению зоны разрежения за струями на 6%. Перемещение турбулизаторов в область за струи способствует удлинению области повышенного давления (рисунок 5, в), делает распределение давления более равномерным и снижает его локальные колебания.

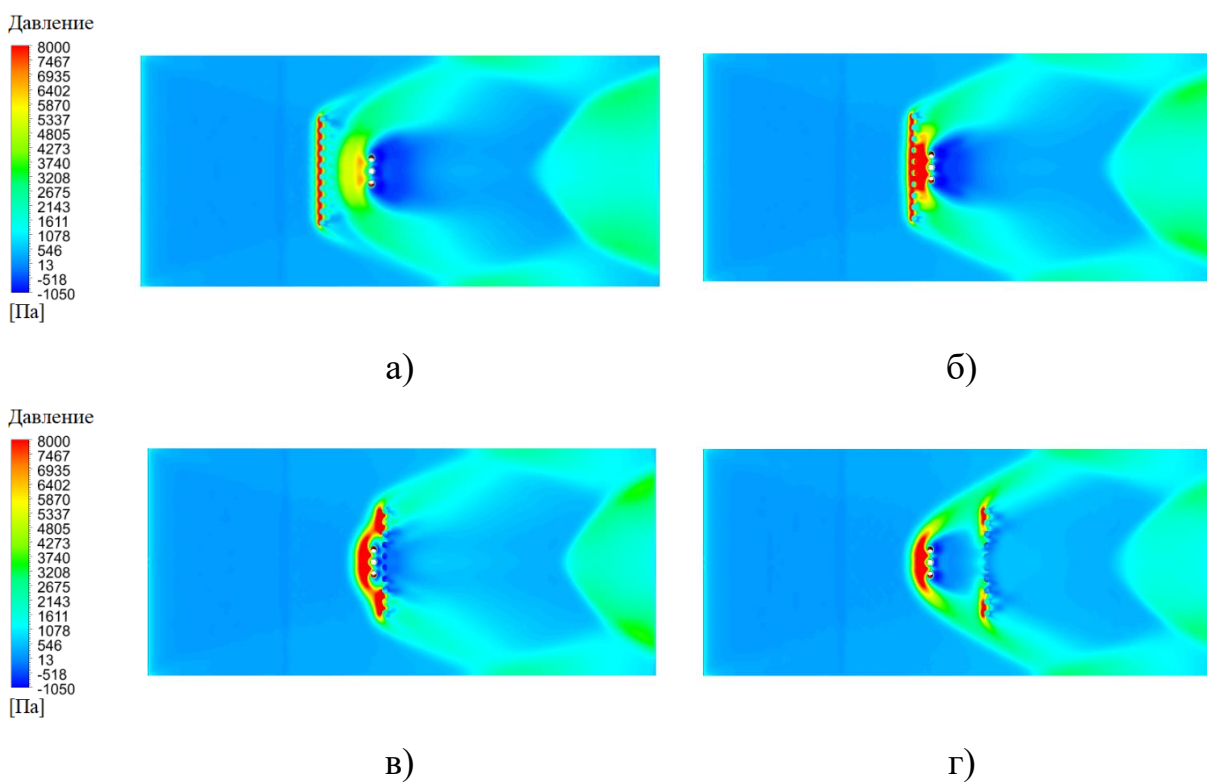


Рисунок 5. – Распределение давления по дну канала

а) $n/l = 0.33$, б) $n/l = 0.41$,

в) $n/l = 0.47$, г) $n/l = 0.56$

При увеличении n/l влияние турбулизаторов распространяется на большую часть канала. Турбулизаторы, расположенные ближе к выходу, объединяют зоны высокого давления, формируя единый массив, охватывающий значительную часть канала. При этом зоны сильного разрежения становятся менее выраженными (рисунок 6, б). Анализ графиков распределения относительного давления вдоль дна

канала (рисунок 6) показывает, что в области $0.3 < x/l < 0.5$ наблюдается резкий рост давления перед турбулизаторами, обусловленный локальным торможением потока, за которым следует зона разрежения. Максимальные пики давления характерны для $n/l = 0.33$ и $n/l = 0.35$, что указывает на интенсивное взаимодействие турбулизаторов с невозмущенным потоком. При $n/l > 0.41$ влияние турбулизаторов ослабевает, а пики давления становятся менее выраженными.

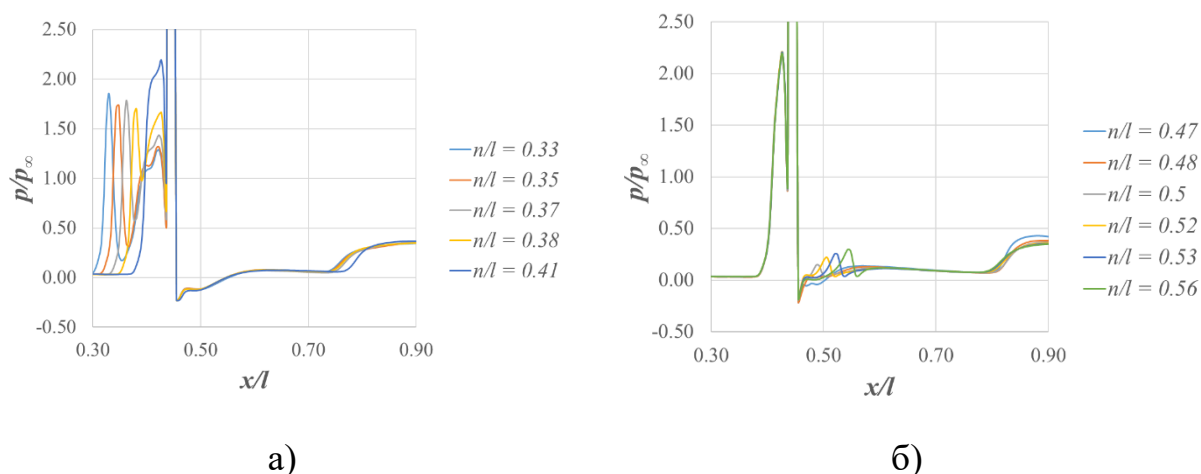


Рисунок 6. – Распределение относительного давления по дну канала

- а) турбулизаторы расположены до выдуваемых струй,
- б) турбулизаторы расположены после выдуваемых струй

На рисунке 7 показано распределение относительного давления вдоль верхней стенки канала, где видно, что максимум давления достигается в пределах $x/l \approx 0.57 - 0.6$, после чего наблюдается его плавное снижение. Перемещение турбулизаторов ближе к струям вызывает смещение пика давления в сторону выхода из канала на $\Delta_{x/l} = 1.5\%$ и уменьшение его максимального значения на $\Delta_{p/p_{\infty}} = 7\%$. Это связано с изменением угла падения скачка уплотнения, отражающегося от верхней стенки. При смещении турбулизаторов за струи относительное давление снижается ещё больше, достигая $\Delta_{p/p_{\infty}} = 22\%$ при $n/l = 0.48$. Это указывает на уменьшение интенсивности воздействия скачка уплотнения на верхнюю стенку канала.

Полученные результаты демонстрируют, что изменение положения турбулизаторов позволяет эффективно управлять распределением давления и перемешиванием газа в высокоскоростном потоке, не изменяя параметры струй.

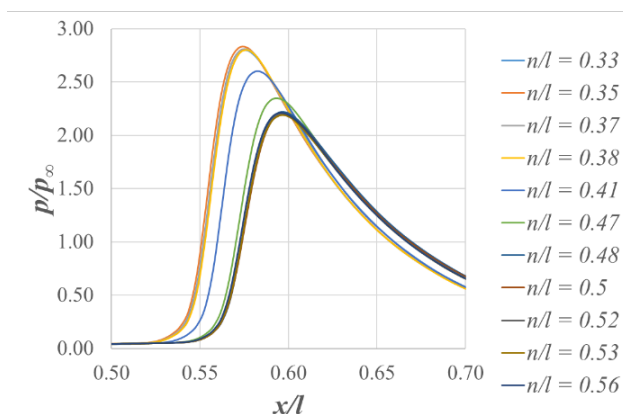
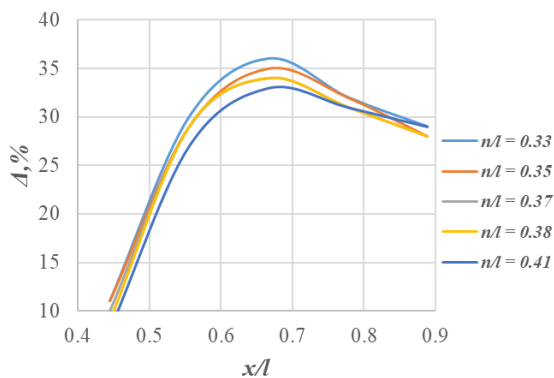


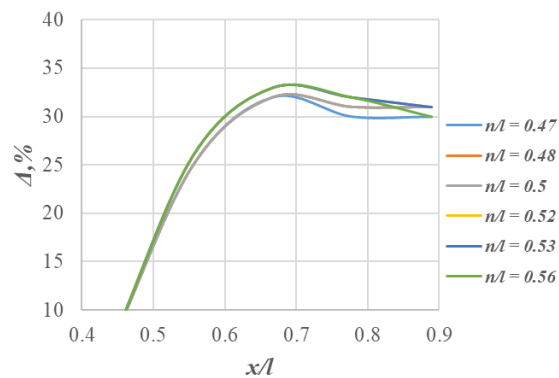
Рисунок 7. – Распределение относительного давления по верхней стенке канала в зависимости от расположения турбулизаторов.

На рисунке 8 представлена зависимость процента заполнения расчетной области аргоном от относительной длины канала (x/l) для различных расстояний между турбулизаторами и струями (n/l). Графики иллюстрируют две ситуации: турбулизаторы расположены до выдуваемых струй (рисунок 8, а) и после выдуваемых струй (рисунок 8, б).

При увеличении n/l от 0.33 до 0.41 происходит уменьшение процента заполнения центральной части канала аргоном. Максимальное заполнение достигается при $x/l \approx 0.65$ и $n/l = 0.33$, что соответствует области, где поток стабилизируется после выдува струй. При меньших значениях n/l турбулизаторы сильнее взаимодействуют с основным потоком, что приводит к большей турбулизации и лучшему перемешиванию газа в начале области, однако этот эффект ослабевает дальше вниз по течению. Увеличение n/l до 0.41 смещает максимум заполнения в сторону больших значений x/l , что свидетельствует о более равномерном распределении аргона по ширине канала.



а)



б)

Рисунок 8. – Процент заполнения сечения расчетной области аргоном

а) турбулизаторы расположены до выдуваемых струй,

б) турбулизаторы расположены после выдуваемых струй

Для варианта, где турбулизаторы расположены после струй, характерна более плавная зависимость процента заполнения от длины канала. Видно, что при увеличении n/l от 0.47 до 0.56 процент заполнения аргоном в центральной области ($x/l \approx 0.65$) остаётся практически неизменным. При больших значениях $n/l = 0.53$ и $n/l = 0.56$ распределение газа становится более равномерным по всей ширине канала, что выражается в повышении значений заполнения в зонах ближе к выходу из канала ($b/l \approx 0.8 - 0.9$).

Выводы

Анализ распределения аргона в расчетной области показал, что эффективность перемешивания выдуваемого газа со высокоскоростным потоком существенно зависит от расстояния между турбулизаторами и струями (n/l). При меньших значениях n/l аргон интенсивно распространяется ближе ко дну расчетной области, а далее по течению формируются крупные противовращающиеся вихри, обеспечивающие увеличение процента заполнения проходного сечения. При увеличении n/l до 0.41 профиль течения аргона становится более структурированным, появляются три отдельных потока, что способствует более равномерному распределению газа. При $n/l = 0.56$ концентрация аргона возрастает в центральной части канала.

Турбулизаторы, расположенные перед струями, создают локальную область повышенного давления перед собой, за которой наблюдаются зоны разрежения, возникающие из-за перераспределения потока. При $n/l = 0.33$ и $n/l = 0.35$ давление перед турбулизаторами достигает максимума, а зоны разрежения за ними наиболее выражены. При увеличении n/l до 0.41 зона высокого давления перед турбулизаторами объединяется с областью высокого давления перед струями, формируя более равномерное распределение давления в канале. Перемещение турбулизаторов за струи ($n/l > 0.47$) приводит к удлинению зоны высокого давления, при этом зоны разрежения становятся менее выраженными.

Максимальное относительное давление на верхней стенке наблюдается в области $x/l \approx 0.57 - 0.6$. При смещении турбулизаторов ближе к струям область отражения скачка уплотнения смещается в сторону выхода из канала, а максимальные значения давления снижаются. Для $n/l > 0.48$ пики давления становятся стабильными, а интенсивность воздействия скачка уплотнения на стенки канала уменьшается на $\Delta p/p_\infty = 22\%$.

Расположение турбулизаторов до струй ($n/l < 0.41$) обеспечивает более концентрированное перемешивание газа в центральной части канала, тогда как турбулизаторы, расположенные за струями ($n/l > 0.47$), способствуют более равномерному распределению аргона по ширине канала. При увеличении n/l зоны высокого давления сливаются, оказывая влияние на большую часть канала, что сопровождается снижением интенсивности локальных скачков давления.

Увеличение n/l ослабляет локальное воздействие турбулизаторов на поток, обеспечивая более равномерное распределение газа и давления в расчетной области. Оптимальное положение турбулизаторов зависит от конкретных требований: для максимального перемешивания газа предпочтительно размещение турбулизаторов ближе к струям, тогда как для равномерности потоков эффективнее расположение турбулизаторов дальше от струй.

Изменение параметров расположения турбулизаторов позволяет существенно влиять на структуру высокоскоростного течения в канале, распределение газа и давления. Полученные результаты могут быть использованы для оптимизации

работы устройств, применяющих смешивание потоков газа при высокоскоростном течении.

Список источников

1. Venkatachari Balaji, Ito Yasushi, Cheng Gary, Chang Chau-Lyan. Numerical Investigation of the Interaction of Counterflowing Jets and Supersonic Capsule Flows // 42nd AIAA Thermophysics Conference. 2011. DOI: [10.2514/6.2011-4030](https://doi.org/10.2514/6.2011-4030)
2. Victor V. Kozlov., Genrich R., Grek L., Lofdahl L. et al. Role of localized streamwise structures in the process of transition to turbulence in boundary layers and jets (review) // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2002. V. 43 (2), P. 224-236. DOI: [10.1023/A:1014745424327](https://doi.org/10.1023/A:1014745424327)
3. Ali M. Hamed., C.E. Nye., A.J. Hall. Effects of localized blowing on the turbulent boundary layer over 2D roughness // Experiments in Fluids. 2021. V. 62 (8), P. 1-13. DOI: [10.1007/S00348-021-03261-0](https://doi.org/10.1007/S00348-021-03261-0)
4. 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. V. 39, No. 3. P. 3117-3126. DOI: [10.1016/j.proci.2022.08.022](https://doi.org/10.1016/j.proci.2022.08.022)
5. 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. V. 39, No. 4. P. 5697-5705. DOI: [10.1016/j.proci.2022.07.101](https://doi.org/10.1016/j.proci.2022.07.101)
6. 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. V. 38, No. 3. P. 3869-3880. DOI: [10.1016/j.proci.2020.07.129](https://doi.org/10.1016/j.proci.2020.07.129)
7. Qili Liu, Damiano Baccarella, Will Landsberg. et al. Cavity flameholding in an optical axisymmetric scramjet in Mach 4.5 flows // Proceedings of the Combustion Institute. 2019. V. 37, No. 3. P. 3733-3740. DOI: [10.1016/j.proci.2018.08.037](https://doi.org/10.1016/j.proci.2018.08.037)

8. 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. V. 231, P. 121017. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2023.121017](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2023.121017)
9. 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. V. 221, P. 119842. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2022.119842](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119842)
10. 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. V. 159, P. 113894. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2019.113894](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2019.113894)
11. 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. V. 140, P. 604-614. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2018.05.084](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2018.05.084)
12. Chao Liu, Haichang Li, Lora Cheung. Weak persistence of a stochastic delayed competition system with telephone noise and Allee effect // *Applied Mathematics Letters*. 2020. V. 103, P. 106186. DOI: [10.1016/j.aml.2019.106186](https://doi.org/10.1016/j.aml.2019.106186)
13. Qili Liu, Damiano Baccarella, Tonghun Lee. Review of combustion stabilization for hypersonic airbreathing propulsion // *Progress in Aerospace Sciences*. 2020. V. 119, P. 100636. DOI: [10.1016/j.paerosci.2020.100636](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100636)
14. Datta V. Gaitonde. Progress in shock wave/boundary layer interactions // *Progress in Aerospace Sciences*. 2015. V. 72, P. 80-99. DOI: [10.1016/j.paerosci.2014.09.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.09.002)
15. 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. V. 47, No. 53. P. 22633-22649. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2022.05.060](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.05.060)

16. A.M. Tahsini, S. Tadayon Mousavi. Investigating the supersonic combustion efficiency for the jet-in-cross-flow // International Journal of Hydrogen Energy. 2015. V. 40, No. 7. P. 3091-3097. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2014.12.124](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.12.124)
17. Jacobsen L S, Schetz J A, Ng W F. Flow field near a mulitiport injector array in a supersonic flow // Journal of Propulsion and Power. 2000. V. 16 (2), P. 216-226. DOI: [10.2514/2.5586](https://doi.org/10.2514/2.5586)
18. 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. V. 28 (1), P. 91-99.
19. Huang W. Transverse jet in supersonic crossflows // Aerospace Science and Technology. 2016. V. 50, P. 183-195. DOI: [10.1016/j.ast.2016.01.001](https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.01.001)
20. Huang W. Effect of jet to crossflow pressure ratio arrangement on turbulent mixing in a flow path with square staged injectors // Fuel. 2015. V. 144, P. 164-170. DOI: [10.1016/j.fuel.2014.12.051](https://doi.org/10.1016/j.fuel.2014.12.051)
21. 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. V. 76, P. 187-193. DOI: [10.1016/j.ast.2018.01.021](https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.01.021)
22. Lee S.H. Characteristics of dual transverse injection in scramjet combustor Part 1: Mixing // Journal of Propulsion and Power. 2006. V. 22 (5), P. 1012-1019. DOI: [10.2514/1.14180](https://doi.org/10.2514/1.14180)
23. 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. V. 26 (6), P. 1225-1236. DOI: [10.2514/1.39603](https://doi.org/10.2514/1.39603)
24. Pudsey A.S., Boyce R.R., Wheatley V. Hypersonic viscous drag reduction via multiporthole injector arrays // Journal of Propulsion and Power. 2013. V. 29 (5), P. 1087-1096. DOI: [10.2514/1.B34782](https://doi.org/10.2514/1.B34782)
25. 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)

26. 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>
27. 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>
28. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Численное моделирование взаимодействия многоблочных высокоскоростных турбулентных струй с преградой // Труды МАИ. 2013. № 70. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=44440>
29. 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. Venkatachari Balaji, Ito Yasushi, Cheng Gary, Chang Chau-Lyan. Numerical Investigation of the Interaction of Counterflowing Jets and Supersonic Capsule Flows. *42nd AIAA Thermophysics Conference*. 2011. DOI: [10.2514/6.2011-4030](https://doi.org/10.2514/6.2011-4030)
2. Victor V. Kozlov., Genrich R., Grek L., Lofdahl L. et al. Role of localized streamwise structures in the process of transition to turbulence in boundary layers and jets (review). *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 2002. V. 43 (2), P. 224-236. DOI: [10.1023/A:1014745424327](https://doi.org/10.1023/A:1014745424327)
3. Ali M. Hamed., C.E. Nye., A.J. Hall. Effects of localized blowing on the turbulent boundary layer over 2D roughness. *Experiments in Fluids*. 2021. V. 62 (8), P. 1-13. DOI: [10.1007/S00348-021-03261-0](https://doi.org/10.1007/S00348-021-03261-0)
4. 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. V. 39, No. 3. P. 3117-3126. DOI: [10.1016/j.proci.2022.08.022](https://doi.org/10.1016/j.proci.2022.08.022)

5. 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. V. 39, No. 4. P. 5697-5705. DOI: [10.1016/j.proci.2022.07.101](https://doi.org/10.1016/j.proci.2022.07.101)
6. 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. V. 38, No. 3. P. 3869-3880. DOI: [10.1016/j.proci.2020.07.129](https://doi.org/10.1016/j.proci.2020.07.129)
7. Qili Liu, Damiano Baccarella, Will Landsberg. et al. Cavity flameholding in an optical axisymmetric scramjet in Mach 4.5 flows. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2019. V. 37, No. 3. P. 3733-3740. DOI: [10.1016/j.proci.2018.08.037](https://doi.org/10.1016/j.proci.2018.08.037)
8. 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. V. 231, P. 121017. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2023.121017](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2023.121017)
9. 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. V. 221, P. 119842. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2022.119842](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119842)
10. 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. V. 159, P. 113894. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2019.113894](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2019.113894)
11. 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. V. 140, P. 604-614. DOI: [10.1016/j.applthermaleng.2018.05.084](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2018.05.084)
12. Chao Liu, Haichang Li, Lora Cheung. Weak persistence of a stochastic delayed competition system with telephone noise and Allee effect. *Applied Mathematics Letters*. 2020. V. 103, P. 106186. DOI: [10.1016/j.aml.2019.106186](https://doi.org/10.1016/j.aml.2019.106186)

13. Qili Liu, Damiano Baccarella, Tonghun Lee. Review of combustion stabilization for hypersonic airbreathing propulsion. *Progress in Aerospace Sciences*. 2020. V. 119, P. 100636. DOI: [10.1016/j.paerosci.2020.100636](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100636)
14. Datta V. Gaitonde. Progress in shock wave/boundary layer interactions. *Progress in Aerospace Sciences*. 2015. V. 72, P. 80-99. DOI: [10.1016/j.paerosci.2014.09.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.09.002)
15. 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. V. 47, No. 53. P. 22633-22649. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2022.05.060](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.05.060)
16. A.M. Tahsini, S. Tadayon Mousavi. Investigating the supersonic combustion efficiency for the jet-in-cross-flow. *International Journal of Hydrogen Energy*. 2015. V. 40, No. 7. P. 3091-3097. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2014.12.124](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.12.124)
17. 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. V. 16 (2), P. 216-226. DOI: [10.2514/2.5586](https://doi.org/10.2514/2.5586)
18. 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. V. 28 (1), P. 91-99.
19. Huang W. Transverse jet in supersonic crossflows. *Aerospace Science and Technology*. 2016. V. 50, P. 183-195. DOI: [10.1016/j.ast.2016.01.001](https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.01.001)
20. Huang W. Effect of jet to crossflow pressure ratio arrangement on turbulent mixing in a flow path with square staged injectors. *Fuel*. 2015. V. 144, P. 164-170. DOI: [10.1016/j.fuel.2014.12.051](https://doi.org/10.1016/j.fuel.2014.12.051)
21. 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. V. 76, P. 187-193. DOI: [10.1016/j.ast.2018.01.021](https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.01.021)
22. Lee S.H. Characteristics of dual transverse injection in scramjet combustor Part 1: Mixing. *Journal of Propulsion and Power*. 2006. V. 22 (5), P. 1012-1019. DOI: [10.2514/1.14180](https://doi.org/10.2514/1.14180)

23. 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. V. 26 (6), P. 1225-1236. DOI: [10.2514/1.39603](https://doi.org/10.2514/1.39603)
24. Pudsey A.S., Boyce R.R., Wheatley V. Hypersonic viscous drag reduction via multiporthole injector arrays. *Journal of Propulsion and Power*. 2013. V. 29 (5), P. 1087-1096. DOI: [10.2514/1.B34782](https://doi.org/10.2514/1.B34782)
25. Snazin A.A., Shevchenko A.V., Panfilov E.B., Prilutskii I.K. Investigation of the interaction with a high-speed flow of an underexpanded gas jet injected out of the body. *Trudy MAI*. 2021. No. 119. (In Russ.). 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)
26. Borisov A.D. Studying jets injection into the combustion chamber method effect on air-fuel mixture mixing efficiency. *Trudy MAI*. 2016. No. 90. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74721>
27. Larina E.V., Kryukov I.A., Ivanov I.E. Numerical simulation of axisymmetric jets using differential eddy viscosity models. *Trudy MAI*. 2016. No. 91. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=75565>
28. Kudimov N.F., Safronov A.V., Tret'yakova O.N. Numerical study of multiple turbulent supersonic impinging. *Trudy MAI*. 2013. No. 70. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=44440>
29. Golovkin M.A., Golovkina E.V. Flow Structure Visualization near Aircraft Models in Low-Speed Water Tunnel (Aircraft Aerodynamic Configurations). *Trudy MAI*. 2016. No. 90. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74692>

Статья поступила в редакцию 27.01.2025

Одобрена после рецензирования 07.02.2025

Принята к публикации 25.04.2025

The article was submitted on 27.01.2025; approved after reviewing on 07.02.2025; accepted for publication on 25.04.2025