

Математическое моделирование физических процессов

Научная статья

УДК 519.6:533.6.011

DOI: <https://doi.org/10.18721/JPM.18102>

СВЕРХЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ ВЯЗКИМ ГАЗОМ ЗАТУПЛЕННОГО ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО ТЕЛА, ОГРАНИЧЕННОГО С ТОРЦОВ ПАРАЛЛЕЛЬНЫМИ ПЛАСТИНАМИ

Е. В. Колесник , Е. В. Бабич, Е. М. Смирнов

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,
Санкт-Петербург, Россия

 kolesnik_ev@mail.ru

Аннотация. В работе представлены результаты расчетов сверхзвукового ламинарного обтекания затупленного цилиндрического тела, расположенного между параллельными стенками (пластинами). Число Маха набегающего потока $M = 5$. Расчеты проведены для различных значений геометрического параметра χ , определяемого как отношение расстояния между пластинами к диаметру затупления передней кромки тела и изменяемого от 2 до бесконечности. Показано, что при уменьшении расстояния между пластинами отошедший скачок уплотнения смещается ближе к обтекаемому телу, а толщина отрывной области увеличивается. В случае $\chi = 2$ реализуется нестационарный автоколебательный режим обтекания, характеризующийся сильными колебаниями отошедшего скачка уплотнения.

Ключевые слова: высокоскоростное течение, численное моделирование, внутреннее отрывное течение, вязко-невязкое взаимодействие, подковообразный вихрь

Финансирование. Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 23-29-00286).

Для цитирования: Колесник Е. В., Бабич Е. В., Смирнов Е. М. Сверхзвуковое обтекание вязким газом затупленного цилиндрического тела, ограниченного с торцов параллельными пластинами // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2025. Т. 18. № 1. С. 18–29. DOI: <https://doi.org/10.18721/JPM.18102>

Статья открытого доступа, распространяемая по лицензии CC BY-NC 4.0 (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>)

Original article

DOI: <https://doi.org/10.18721/JPM.18102>

A SUPERSONIC VISCOUS GAS FLOW PAST A BLUNT CYLINDRICAL BODY BOUNDED AT ITS ENDS BY PARALLEL PLATES

E. V. Kolesnik , E. V. Babich, E. M. Smirnov

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, St. Petersburg, Russia

 kolesnik_ev@mail.ru

Abstract. The paper presents the results of calculations of a supersonic laminar flow past a cylindrical body located between parallel horizontal walls (plates). The free-stream Mach number $M = 5$. Calculations were carried out for various values of the geometric factor χ defined as the ratio of the distance between the walls to the blunt diameter of the leading edge of the body, the ratio varying from 2 to infinity. Decreasing the distance between the walls was shown to lead to a shift of the separated shock closer to the streamlined body, and to an increase in the thickness of the separation region. In the case of $\chi = 2$ a nonstationary self-oscillatory flow regime characterized by strong oscillations of the separated shock wave was realized.



Keywords: high-speed flow, numerical simulation, internal separated flow, viscous-inviscid interaction, horseshoe vortex

Funding. The reported study was funded by Russian Science Foundation (Grant No. 23-29-00286).

For citation: Kolesnik E. V., Babich E. V., Smirnov E. M., A supersonic viscous gas flow past a blunt cylindrical body bounded at its ends by parallel plates, St. Petersburg State Polytechnical University Journal. Physics and Mathematics. 18 (1) (2025) 18–29. DOI: <https://doi.org/10.18721/JPM.18102>

This is an open access article under the CC BY-NC 4.0 license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>)

Введение

Задачи сверхзвукового течения, для которых характерны сложные эффекты вязко-невязкого взаимодействия, имеют важное значение и актуальны как для многих практических приложений, например для авиакосмической отрасли и турбомашиностроения, так и в фундаментальном плане. Исследованию отрывных течений при внешнем обтекании тел посвящено большое число работ как экспериментальных, так и расчетных (см., например, статьи [1 – 6]). Обстоятельный обзор полученных в последние годы данных об особенностях трехмерного течения, возникающего при взаимодействии отрывающегося пограничного слоя с головным скачком уплотнения, приведен в работе [7].

Иная ситуация сложилась с количеством исследований внутренних отрывных течений. Вместе с тем эффекты вязко-невязкого взаимодействия здесь играют еще большую роль [8]. Торможение сверхзвукового потока в каналах может приводить к отрыву пограничного слоя и формированию псевдоскачка [9 – 11]. В случае каналов прямоугольного сечения угловые пограничные слои могут существенно влиять на структуру течения, и это влияние сказывается даже в областях вдалеке от углов [12 – 14]. Также известно, что важную роль в развитии отрывных течений в каналах играют эффекты, обусловленные развитием нестационарных явлений [8]. Внутренние задачи вязко-невязкого взаимодействия, сложные в своем многообразии явлений, в настоящее время изучены далеко не в полном объеме и требуют проведения новых исследований. При этом возрастающую актуальность имеет применение методов трехмерного численного моделирования, так как они позволяют получать картину течения во всех ее значимых деталях.

В настоящей работе представлены методика и результаты исследования сверхзвукового обтекания удлиненного цилиндрического тела, ограниченного с торцов параллельными пластинами. Рассмотрено влияние относительного расстояния между пластинами на структуру течения и режимы обтекания, в том числе на возникающие нестационарные автоколебательные режимы.

Результаты решения задач подобного рода играют существенную роль, в частности, при постановке экспериментальных исследований сверхзвукового обтекания различных тел, когда ограничивающие стенки установки оказывают существенное влияние на поток [7]. Исследования в указанном направлении проводятся как на импульсных установках, так и в сверхзвуковых аэродинамических трубах, но в обоих случаях фактически всегда реализуется внутреннее течение.

Постановка задачи и вычислительные аспекты

Система координат и расчетная область для рассматриваемой задачи сверхзвукового обтекания совершенным вязким газом симметричного цилиндрического тела, расположенного между параллельными пластинами, показаны на рис. 1. Размеры основной части расчетной области составляют $L^* \times 2R \times H$, где $L^* \times 2R$ – размеры пластины, H – варьируемое расстояние между пластинами; остальные размеры фиксированы, в том числе и расстояние L от тела до передней кромки пластины (считается бесконечно тонкой). В качестве масштаба длины используется диаметр затупления передней кромки тела D ,

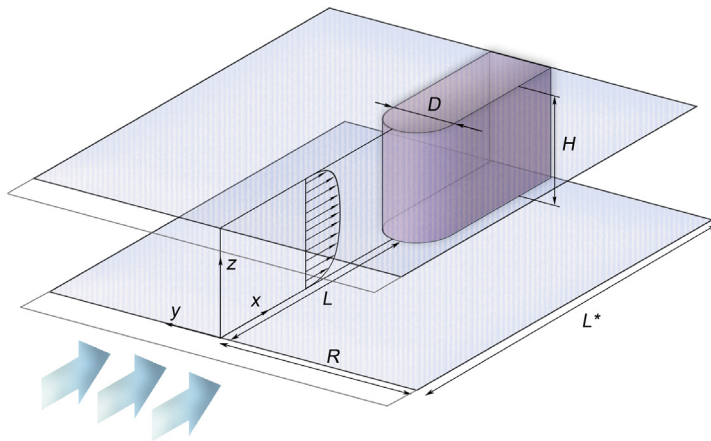


Рис. 1. Схема обтекания и расчетная область (размер $L^* \times 2R \times H$): D – диаметр затупления передней кромки симметричного цилиндрического тела, L – расстояние от тела до передней кромки пластины, H – варьируемое расстояние между пластинами.

Стрелками показано направление распространения сверхзвукового потока

Полагается, что число Маха набегающего потока $M_{in} = 5$, единичное число Рейнольдса $Re = 7,5 \cdot 10^5 \text{ м}^{-1}$. Полная температура набегающего потока $T_0 = 1180 \text{ К}$, рабочий газ – азот ($\gamma = 1,4$, $C_p = 1040 \text{ Дж/(кг·К)}$). При данных параметрах реализуется ламинарный режим обтекания (число Рейнольдса, построенное по указанному значению диаметра затупления, $Re = 1,5 \cdot 10^4$). Зависимость коэффициента вязкости от температуры определяется формулой Сазерленда. На входной границе расчетной области задается однородный поток, на поверхности тела и пластинах – условие прилипания. Поверхности тела и пластин поддерживаются при постоянной температуре $T_w = 300 \text{ К}$, при этом температурный фактор $T_w/T_{in} = 1,56$. На границах, относящихся к предвключенному участку ($Z = \text{const}$), ставятся условия симметрии. На боковых границах ставятся неотражающие граничные условия, на выходе – условие нулевого градиента рассчитываемых переменных.

Численные решения трехмерных уравнений Навье – Стокса получены с применением конечно-объемного «неструктурированного» программного кода SINF/Flag S, разрабатываемого в Санкт-Петербургском политехническом университете Петра Великого.

Все расчеты были проведены на основе нестационарной постановки, использовался метод «двойных шагов» с трехслойной схемой аппроксимации производной по времени, безразмерный шаг по времени задавался равным $\Delta t U_\infty / D = 3,5 \cdot 10^{-3}$. Вычисление конвективных потоков на гранях контрольных объемов проводилось на основе схемы AUSM второго порядка точности, для монотонизации решения использовался квазиодномерный ограничитель Ван Альбада.

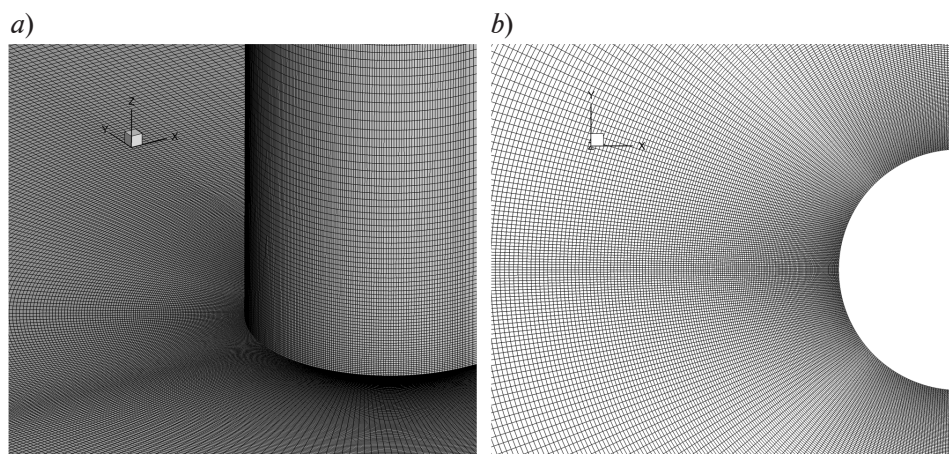


Рис. 2. 3D- (a) и 2D- (b) фрагменты расчетной сетки вблизи области сочленения цилиндрического тела и пластины (a) и одной из пластин (b)

принятый равным $0,02 \text{ м}$. Расчеты проведены при задании $L/D = 15$, $R/D = 10$, $L^*/D = 20$. Расчетная область содержала также небольшой предвключенный участок, протяженность которого задавали равной D . Отношение расстояния между пластинами к диаметру затупления (геометрический параметр $\chi = H/D$) варьировалось от 2 до 4; расчеты проведены и для случая $\chi \rightarrow \infty$, что соответствует задаче внешнего обтекания цилиндрического тела, традиционно рассматриваемой в области, полуограниченной по оси Z .

Для расчетов использовались сетки, содержащие около 15 млн. ячеек. Параметры расчетных сеток выбраны на основе анализа результатов, полученных в работе [5]. Вид сетки вблизи области сочленения тела и одной из пластин представлен на рис. 2.

Структура течения в полуограниченной области

Численное решение, полученное в случае полуограниченной области ($\chi \rightarrow \infty$), отвечает стационарной картине обтекания тела, симметричной относительно средней продольной плоскости. Структура потока вблизи области сочленения приведена на рис. 3, где показаны линии тока и распределение относительного давления на поверхности тела и пластины (P_{in} – статическое давление в набегающем потоке). Хорошо видны характерные особенности рассматриваемого течения: формирование отрывной области с системой подковообразных вихрей и наличие области повышенного давления на поверхности тела в лобовой точке.

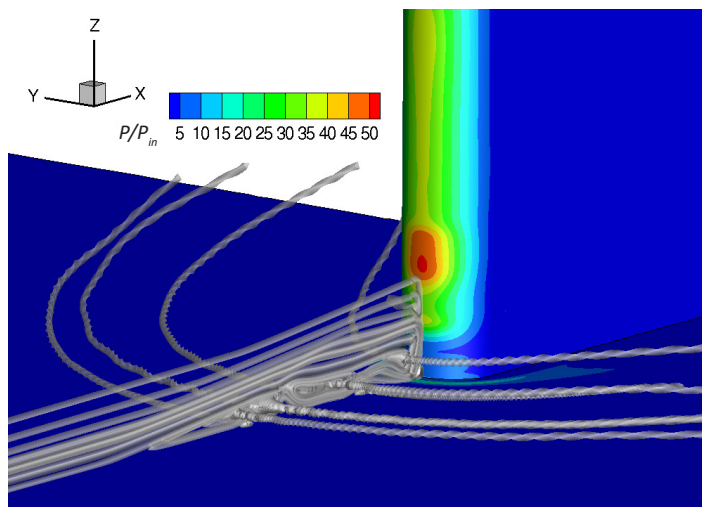


Рис. 3. Картина линий тока (показаны серым цветом) и распределение давления по поверхностям тела и пластины, рассчитанные для случая $\chi \rightarrow \infty$ (внешнее обтекание тела)

Структура потока в плоскости симметрии показана на рис. 4, где приведены поля числа Маха и модуля градиента плотности («численный шлирен») в сочетании с картиной линий тока. Перед телом образуется головной скачок уплотнения, встречный градиент давления приводит к отрыву пограничного слоя. Зона отрыва индуцирует косые волны сжатия, которые пересекаются с головным скачком, изгибая его в сторону обтекаемого тела. Внутри отрывной области возникают зоны сверхзвуковых скоростей и местные волны уплотнения, приводящие к повторному отрыву пристенного течения. В результате перед телом формируется протяженная отрывная область с цепочкой вихревых образований, каждое из которых становится «головой» подковообразного вихря, огибающего тело. Вследствие такой структуры потока, на поверхностях пластины и тела возникают области немонотонного распределения параметров. Последние для давления и числа Стэнтона St (рис. 5) показывают наличие локальных максимумов вблизи области сочленения.

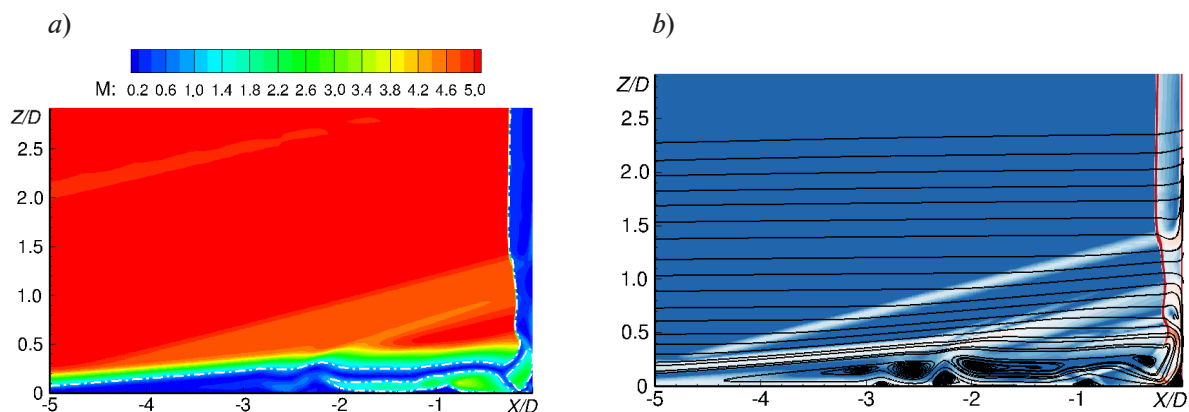


Рис. 4. Поля числа Маха (a) и модуля градиента плотности с наложенными линиями тока (b) в средней продольной плоскости

Число Стэнтона вычислялось по формуле

$$St = \frac{q_w}{\rho_{in} V_{in} C_p (T_{aw} - T_w)}, \quad T_{aw} = T_w \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M_{in}^2 \right),$$

где q_w — локальный тепловой поток; T_{aw} — «адиабатическая» температура; $r = \sqrt{Pr}$ — коэффициент восстановления (Pr — число Прандтля); T_w — температура стенки; ρ_{in} , V_{in} , M_{in} — плотность, скорость и число Маха набегающего потока соответственно.

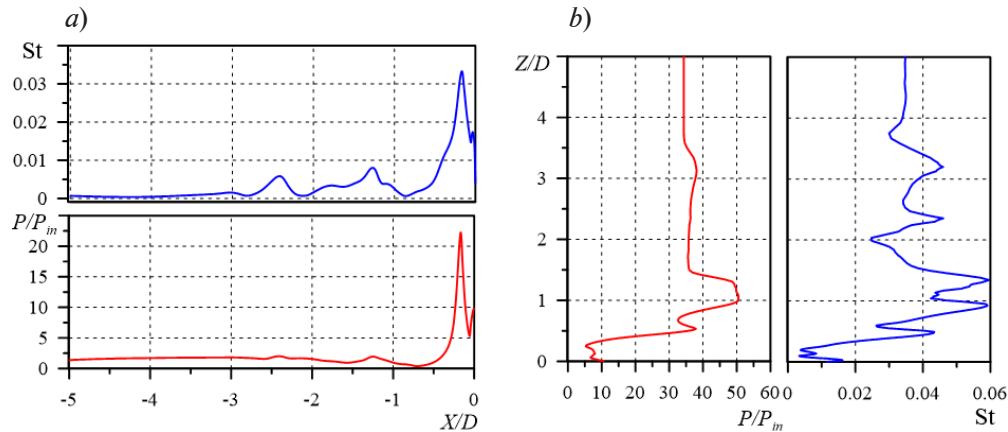


Рис. 5. Распределения нормированного давления и числа Стэнтона St по поверхности пластины, вдоль линии симметрии, для случая $\chi \rightarrow \infty$ (a), и по цилиндрическому телу вдоль лобовой линии (b) (см. рис. 1)

Результаты расчетов с варьированием расстояния между ограничивающими пластинами

Как отмечено выше, в случае $\chi \rightarrow \infty$ реализуется стационарный режим обтекания. Течение, рассчитанное при значениях $\chi = 4$ и 3 , можно охарактеризовать как слабонестационарное: колебания локальных параметров потока относительно малой интенсивности наблюдаются лишь вблизи сочленения тела и пластин. При уменьшении геометрического параметра до значения $\chi = 2$ картина течения становится существенно нестационарной.

На рис. 6 показаны поля числа Маха с наложенными линиями тока в средней продольной плоскости перед обтекаемым телом (для нестационарных режимов показаны осредненные по времени поля). В случае $\chi = 4$ можно отчетливо наблюдать участок невязкого ядра потока в центре канала, образованного пластинами; при этом в плоскости $Z/D = 2$ (средней по Z), отошедший скачок уплотнения расположен практически на том же расстоянии от тела, что и в случае полуограниченной области (отличие составляет менее 3 %). Уменьшение параметра χ до значения, равного трем, приводит к тому, что отошедший скачок уплотнения заметно смещается ближе к обтекаемому телу, при этом толщина отрывной области лишь немного увеличивается. В случае же $\chi = 2$ структура осредненного течения в отрывной области существенно иная: количество явно выраженных вихрей меньше и отрывная область менее протяженная.

На рис. 7 представлены картины, полученные при численной шлирен-визуализации течения вблизи поверхности пластины (рис. 7, a, показаны мгновенные поля), а также даны осредненные по времени распределения давления вдоль лобовой линии по цилиндрическому телу (лобовая линия показана на вставке к рис. 7, b красным отрезком). Анализ распределений в интервале нормированной координаты $0 \leq Z/D \leq 2$ позволяет заключить, что ударно-волновые картины, рассчитанные для $\chi \rightarrow \infty$ и $\chi = 4$, имеют схожий вид. В частности, в обоих указанных случаях максимум давления расположен на расстоянии $Z/D \approx 1$ от пластины. При дальнейшем уменьшении относительного расстояния между пластинами, области вязко-невязкого взаимодействия, расположенные вблизи пластин, начинают все сильнее влиять на невязкое ядро потока, а затем и друг на друга, что в итоге приводит к качественной перестройке течения. В случае $\chi = 3$ максимум давления наблюдается в центре канала, при этом вблизи стенок наблюдаются дополнительные локальные максимумы; скачок уплотнения в центральной зоне существенно приближен к телу.

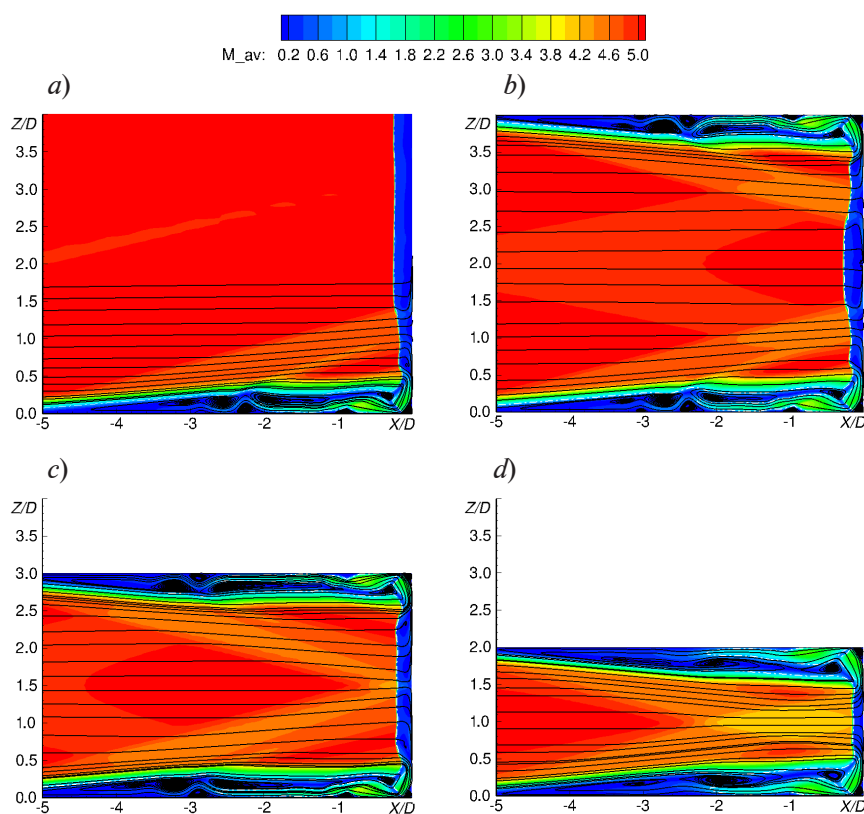


Рис. 6. Поля числа Маха с наложенными линиями тока в средней продольной плоскости, рассчитанные при разных значениях параметра χ : $\rightarrow \infty$ (a), 4 (b), 3 (c) и 2 (d)

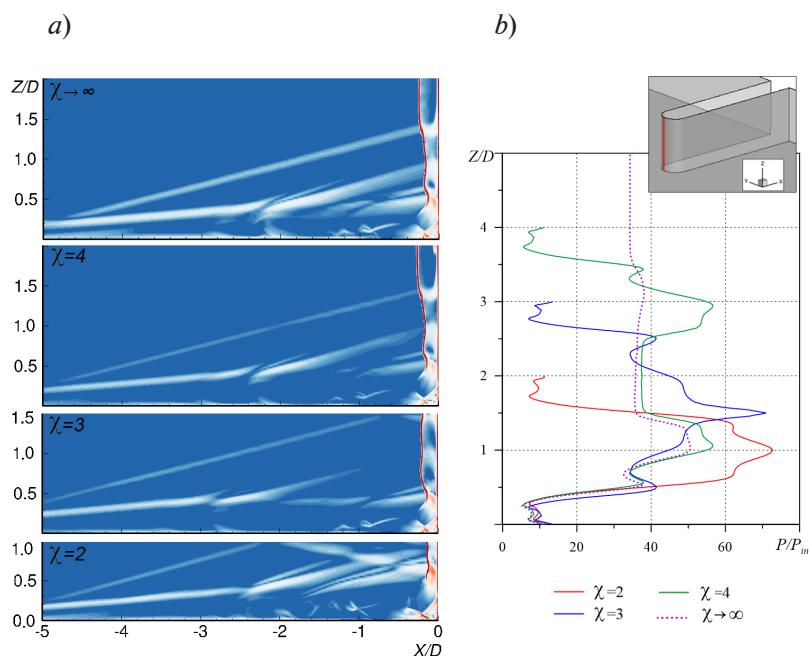


Рис. 7. Поля модуля градиента плотности в средней продольной плоскости перед цилиндрическим телом (a) и распределение давления вдоль лобовой линии на теле (b). Эта лобовая линия показана на вставке красным отрезком

При $\chi = 2$ на кривой распределения наблюдается лишь один максимум давления, расположенный посередине канала. В целом, с уменьшением расстояния между пластинами пиковое значение давления возрастает; в случае $\chi = 2$ это увеличение составляет 40 % по отношению к пиковому значению в решении для полуограниченной области.

На рис. 8 представлены рассчитанные распределения числа Стэнтона по поверхности тела и по пластине (для нестационарных режимов показаны поля, осредненные по времени). С уменьшением расстояния между пластинами пиковые значения теплового потока увеличиваются. В случае относительно большого расстояния между пластинами ($\chi = 4$) отчетливо прослеживается наличие двух симметричных областей повышенной теплоотдачи на поверхности тела. В случае $\chi = 3$ максимальные значения числа Стэнтона наблюдаются в центральной зоне, а вблизи пластин формируются дополнительные локальные максимумы меньшей амплитуды. При $\chi = 2$ область повышенной теплоотдачи занимает практически всю поверхность тела по его высоте, при этом в подковообразной области, на поверхности пластины, максимальные значения теплового потока сопоставимы с пиковыми значениями на поверхности тела.

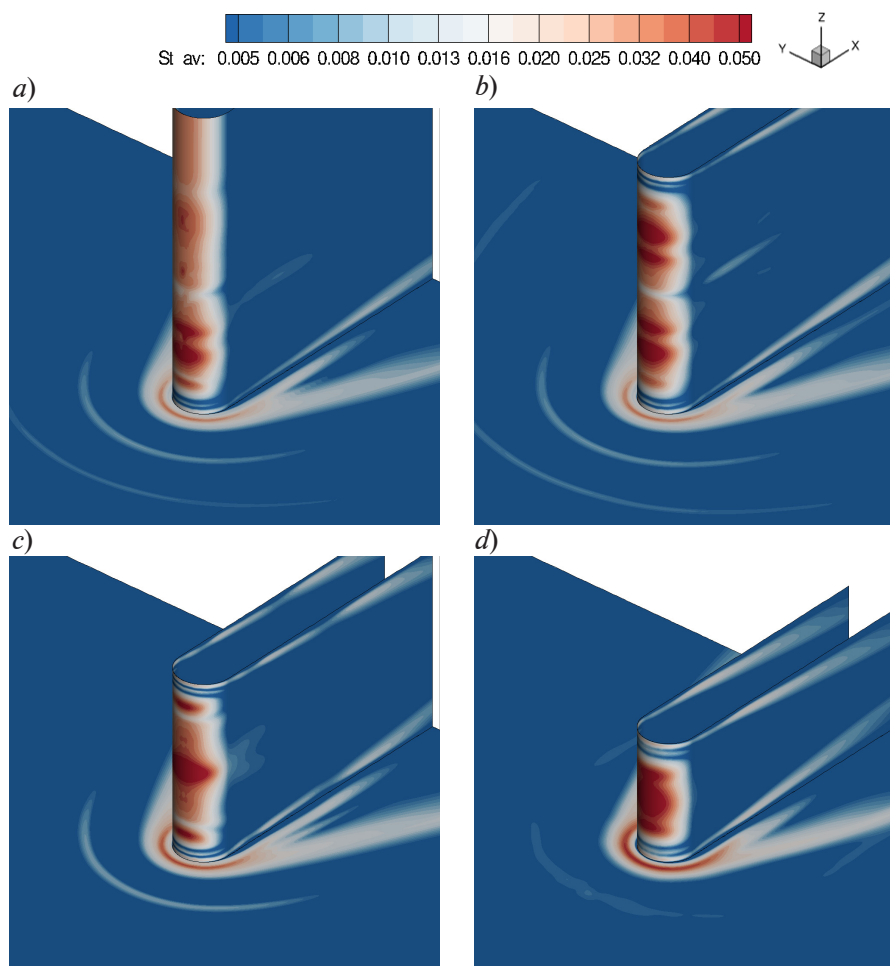


Рис. 8. Распределения числа Стэнтона по поверхности пластины и по цилиндрическому телу, рассчитанные при разных значениях параметра χ : $\rightarrow \infty$ (a), 4 (b), 3 (c) и 2 (d)

Характеристики автоколебательного режима

В данном разделе подробнее излагаются результаты расчетов для случая $\chi = 2$, когда реализуется существенно нестационарный режим обтекания (как отмечалось выше).

На рис. 9 представлены осредненное по времени поле давления и поле среднеквадратичных значений пульсаций (в логарифмическом масштабе) на поверхностях тела и

пластины. Значительные пульсации давления наблюдаются на поверхности пластины в области локального максимума давления, при этом уровень пульсаций составляет около 30 % от максимального значения. На поверхности тела интенсивные пульсации наблюдаются в лобовой части; следует отметить также наличие областей повышенных пульсаций давления на боковых поверхностях тела.

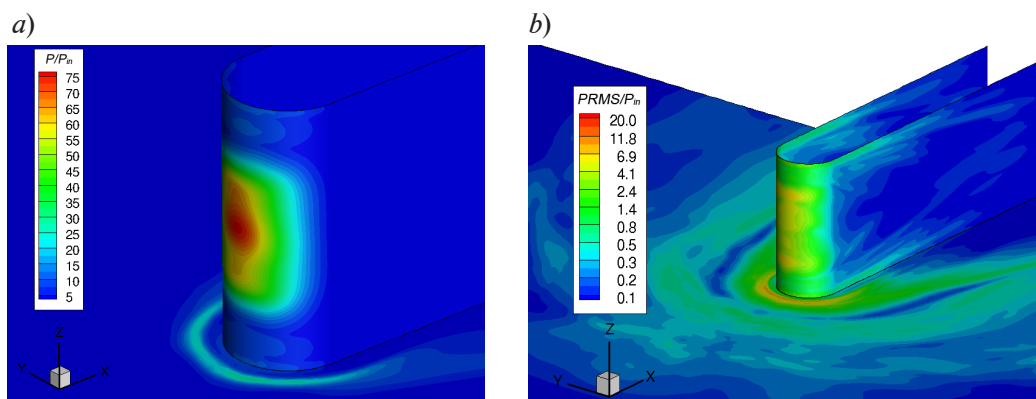


Рис. 9. Поля осредненного давления (a) и среднеквадратичных пульсаций давления (b) на поверхностях тела и пластины, рассчитанные для случая $\chi = 2$

На рис. 10 приведены зависимости давления от времени в нескольких точках на поверхностях пластины и тела; выбраны точки, расположенные симметрично относительно средней плоскости ($Z/D = 1$). Если осредненное по времени течение симметрично относительно средней плоскости, то данные на рис. 10 отчетливо указывают на несимметричность мгновенных полей течения. Колебания давления содержат как высокочастотные составляющие, так и низкочастотную модулирующую частоту.

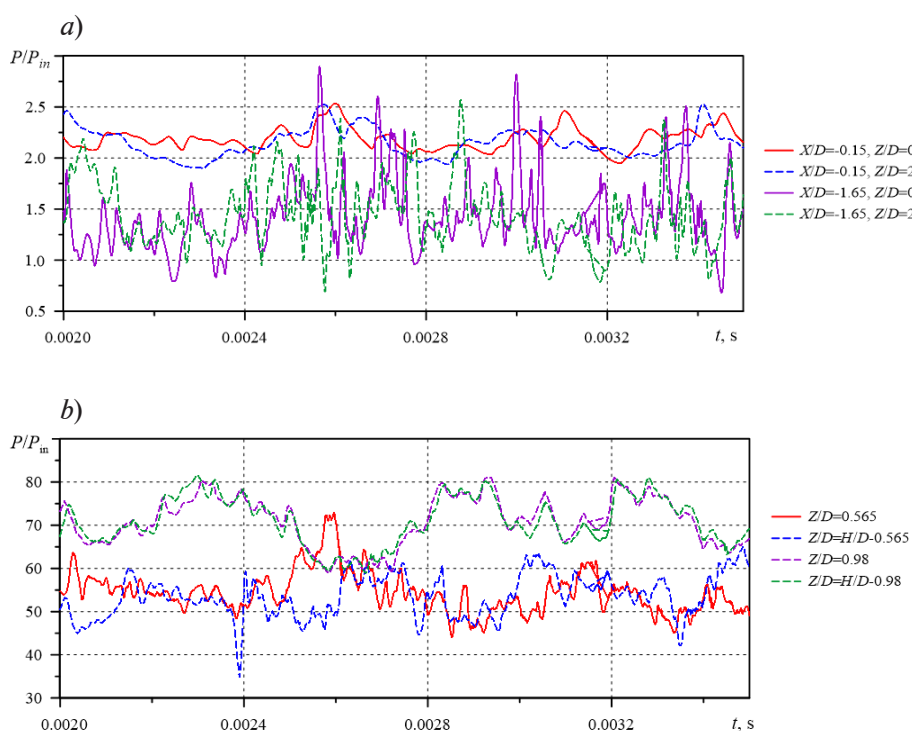


Рис. 10. Изменение во времени давления в нескольких точках на поверхностях пластин (a) и лобовой линии тела (b)

Среднеквадратичные значения пульсаций давления, а также пульсаций продольной компоненты скорости в области перед телом (в средней продольной плоскости) показаны на рис. 11; эти значения отнесены к входным параметрам. На рис. 11,*a* хорошо виден отпечаток интенсивных колебаний отошедшего скачка уплотнения вдоль направления X .

Причина этих колебаний состоит в следующем. В отрывной области перед телом развиваются интенсивные пульсации скорости (см. рис. 11,*b*). Изменение во времени положения и интенсивности вихрей обуславливает колебания индуцированных косых скачков уплотнения (см. рис. 11,*a*), что и приводит, в свою очередь, к колебаниям отошедшего скачка уплотнения.

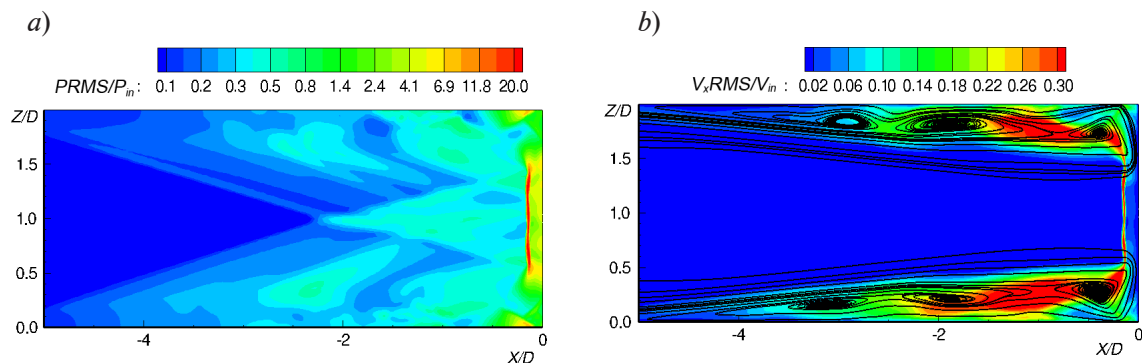


Рис. 11. Поля среднеквадратичных пульсаций давления (*a*) и пульсаций продольной скорости (*b*) в средней продольной плоскости перед телом

Заключение

В работе проведены параметрические расчеты сверхзвукового обтекания симметричного цилиндрического тела в виде ребра, ограниченного с торцов параллельными пластинами. В расчетах варьировалось отношение расстояния между пластинами к диаметру затупления (геометрический параметр χ).

Установлено, что при выбранных значениях параметров набегающего потока, в случае полуограниченной области ($\chi \rightarrow \infty$), обтекание стационарное. Структура течения вблизи области сочленения характеризуется наличием протяженной отрывной области перед телом с системой подковообразных вихрей, а также формированием отошедшего скачка уплотнения и индуцированных косых скачков. При достаточно существенном уменьшении расстояния между пластинами, сначала реализуется слабонестационарный режим обтекания: в потоке наблюдаются небольшие колебания лишь вблизи сочленения тела и пластин; при дальнейшем уменьшении расстояния (параметр χ снижается от 3 до 2) картина течения становится существенно нестационарной.

Из анализа осредненных по времени полей скорости и давления (всегда симметричны относительно средней продольной плоскости) следует, что уменьшение расстояния между пластинами в целом приводит к смещению отошедшего скачка уплотнения ближе к обтекаемому телу и увеличению толщины отрывной области. Когда актуальное течение становится существенно нестационарным, структура осредненного потока в отрывной области претерпевает изменения: количество явно выраженных вихрей меньше, а отрывная область — менее протяженная.

При уменьшении расстояния между пластинами, области вязко-невязкого взаимодействия, расположенные вблизи пластин, все сильнее влияют на невязкое ядро потока, а затем и друг на друга. Это отчетливо проявляется и в изменениях распределения давления и числа Стэнтона на поверхности тела и пластин. В частности, при уменьшении параметра χ локальные максимумы давления и теплоотдачи смещаются к лобовой точке посередине тела, а пиковые значения при этом существенно возрастают.

В случае существенно нестационарного течения, рассчитанного при $\chi = 2$, мгновенные поля течения не симметричны относительно средней продольной плоскости, а колебания давления содержат как высокочастотные, так и низкочастотные составляющие.



В отрывной области перед телом наблюдаются интенсивные пульсации скорости. Изменение во времени положения и интенсивности вихрей внутри отрывной области обуславливает колебания индуцированных косых скачков уплотнения, что, в свою очередь, приводит к колебаниям отошедшего скачка уплотнения.

Для проведения расчетов использовались вычислительные ресурсы суперкомпьютерного центра Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого (www.scc.spbstu.ru).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Tutty O. R., Roberts G. T., Schuricht P. H.** High-speed laminar flow past a fin-body junction // *Journal of Fluid Mechanics*. 2013. Vol. 737. 25 December. Pp. 19–55.
2. **Mortazavi M., Knight D.** Simulation of hypersonic-shock-wave–laminar-boundary-layer interaction over blunt fin // *AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics) Journal*. 2019. Vol. 57. No. 8. Pp. 3506–3523.
3. **Lindörfer S. A., Combs C. S., Kreth P. A., Bond R. B., Schmisser J. D.** Scaling of cylinder-generated shock-wave/turbulent boundary-layer interactions // *Shock Waves*. 2020. Vol. 30. No. 4. Pp. 395–407.
4. **Knight D., Mortazavi M.** Hypersonic shock wave transitional boundary layer interactions – A review // *Acta Astronautica*. 2018. Vol. 151. October. Pp. 296–317.
5. **Колесник Е. В., Смирнов Е. М., Смирновский А. А.** Численное решение трехмерной задачи обтекания установленного на пластине цилиндрического тела сверхзвуковым потоком вязкого газа при $M = 2,95$ // *Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки*. 2019. Т. 12. № 2. С. 7–22.
6. **Колесник Е. В., Смирнов Е. М.** Численное исследование вихревых структур и теплообмена при сверхзвуковом обтекании области сопряжения затупленного тела и пластины // *Журнал технической физики*. 2020. Т. 90. № 2. С. 185–192.
7. **Sabnis K., Babinsky H.** A review of three-dimensional shock wave–boundary-layer interactions // *Progress in Aerospace Sciences*. 2023. Vol. 143. No. 1. P. 100953.
8. **Гуськов О. В., Копченков В. И., Липатов И. И., Острась В. Н.** Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах. М.: Физматлит, 2008. 163 с.
9. **Пензин В. И.** Экспериментальное исследование отрывных течений в каналах. М.: Изд-во Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ), 2009. 280 с.
10. **Matsuo K., Miyazato Y., Kim H.-D.** Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows // *Progress in Aerospace Sciences*. 1999. Vol. 35. No. 1. Pp. 33–100.
11. **Gnani F., Zare-Behtash H., Kontis K.** Pseudo-shock waves and their interactions in high-speed intakes // *Progress in Aerospace Science*. 2016. Vol. 82. April. Pp. 36–56.
12. **Bruce P. J. K., Babinsky H., Tartinvill B., Hirsch C.** Corner effect and asymmetry in transonic channel flows // *AIAA Journal*. 2011. Vol. 49. No. 11. Pp. 2382–2392.
13. **Pizzella M., Warning S., Mcquilling M., Purkey A., Scharnhorst R., Mani M., Benek J., Suchyta C., Babinsky H.** On the effect of test section aspect ratio for shock wave-boundary layer interactions // *Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 9–13 January, 2017. Grapevine, Texas, USA: AIAA, 2017-0535. 9 January, 2017. Vol. 10. Pp. 7586–7603.
14. **Eagle W. E., Driscoll J. F.** Shock wave–boundary layer interactions in rectangular inlets: three-dimensional separation topology and critical points // *Journal of Fluid Mechanics*. 2014. Vol. 756. 10 October. Pp. 328–353.

REFERENCES

1. **Tutty O. R., Roberts G. T., Schuricht P. H.,** High-speed laminar flow past a fin-body junction, *J. Fluid Mech.* 737 (25 Dec) (2013)19–55.
2. **Mortazavi M., Knight D.,** Simulation of hypersonic-shock-wave–laminar-boundary-layer interaction over blunt fin, *AIAA J.* 57 (8) (2019) 3506–3523.
3. **Lindörfer S. A., Combs C. S., Kreth P. A., et al.,** Scaling of cylinder-generated shock-wave/turbulent boundary-layer interactions, *Shock Waves*. 30 (4) (2020) 395–407.

4. Knight D., Mortazavi M., Hypersonic shock wave transitional boundary layer interactions – A review, *Acta Astronaut.* 151 (Oct) (2018) 296–317.
5. Kolesnik E. V., Smirnov E. M., Smirnovsky A. A., Numerical solution of a 3D problem on a supersonic viscous gas flow past a plate-cylindrical body junction at $M = 2.95$, *St. Petersburg Polytechnical State University Journal. Physics and Mathematics.* 12 (2) (2019) 7–22 (in Russian).
6. Kolesnik E. V., Smirnov E. M., Numerical analysis of vortex structures and heat transfer in a supersonic flow past the junction of a blunt-fin body and a plate, *Tech. Phys.* 65 (2) (2020) 174–181.
7. Sabnis K., Babinsky H., A review of three-dimensional shock wave–boundary-layer interactions, *Prog. Aerosp. Sci.* 143 (1) (2023) 100953.
8. Gus'kov O. V., Kopchenov V. I., Lipatov I. I., Ostras V. N., *Protsessy tormozheniya sverkhzvukovykh techeniy v kanalakh* [Processes of supersonic flow deceleration in channels], Fizmatlit Publishing, Moscow, 2008 (in Russian).
9. Penzin V. I., Experimental investigation of separated flows in ducts, Publ. by Central Aerohydrodynamic Institute, Moscow, 2009 (in Russian).
10. Matsuo K., Miyazato Y., Kim H.-D., Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows, *Prog. Aerosp. Sci.* 35 (1) (1999) 33–100.
11. Gnani F., Zare-Behtash H., Kontis K., Pseudo-shock waves and their interactions in high-speed intakes, *Prog. Aerosp. Sci.* 82 (April) (2016) 36–56.
12. Bruce P. J. K., Babinsky H., Tartinville B., Hirsch C., Corner effect and asymmetry in transonic channel flows, *AIAA J.* 49 (11) (2011) 2382–2392.
13. Pizzella M., Warning S., Mcquilling M., et al., On the effect of test section aspect ratio for shock wave-boundary layer interactions. *Proc. 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 9–13 Jan, 2017. AIAA, 2017-0535. 9 Jan., Grapevine, Texas, USA, 2017. Vol. 10. Pp. 7586–7603.
14. Eagle W. E., Driscoll J. F., Shock wave–boundary layer interactions in rectangular inlets: three-dimensional separation topology and critical points, *J. Fluid Mech.* 756 (10 Oct) (2014) 328–353.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

КОЛЕСНИК Елизавета Владимировна — кандидат физико-математических наук, доцент Высшей школы прикладной математики и вычислительной физики Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, Санкт-Петербург, Россия.

195251, Россия, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29

kolesnik_ev@mail.ru

ORCID: 0000-0002-6308-733X

БАБИЧ Елена Викторовна — студентка Физико-механического института Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, Санкт-Петербург, Россия.

195251, Россия, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29

lll.helen.lll@mail.ru

ORCID: 0000-0003-1442-4886

СМИРНОВ Евгений Михайлович — доктор физико-математических наук, профессор Высшей школы прикладной математики и вычислительной физики Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, Санкт-Петербург, Россия.

195251, Россия, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29

smirnov_em@spbstu.ru

ORCID: 0000-0002-7218-6372

THE AUTHORS

KOLESNIK Elizaveta V.

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University
29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russia
kolesnik_ev@mail.ru
ORCID: 0000-0002-6308-733X

BABICH Elena V.

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University
29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russia
lll.helen.lll@mail.ru
ORCID: 0000-0003-1442-4886

SMIRNOV Evgeny M.

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University
29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russia
smirnov_em@spbstu.ru
ORCID: 0000-0002-7218-6372

*Статья поступила в редакцию 19.07.2024. Одобрена после рецензирования 26.07.2024.
Принята 26.07.2024.
Received 19.07.2024. Approved after reviewing 26.07.2024. Accepted 26.07.2024.*