

УДК 532.526.3:539.217.1

## Влияние глубины слотов на стабилизацию сверхзвукового пограничного слоя\*

В.И. Лысенко, Б.В. Смородский, А.Д. Косинов, А.А. Яцких

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

E-mail: vl@itam.nsc.ru

Впервые проведено исследование влияния продольных (угол ориентации  $\varphi = 0$ ) слотов (канавок) с разной глубиной  $h$  (число Рейнольдса  $Re_h = 0 - 2000$ ) на устойчивость сверхзвукового ( $M = 2$ ) пограничного слоя на плоской пластине к естественным возмущениям первой вихревой моды неустойчивости, которая определяет ламинарно-турбулентный переход. Получено, что такие возмущения можно стабилизировать продольно расположенными слотами малой глубины ( $Re_h < 2000$ ), причем наибольшая стабилизация будет при числе Рейнольдса по глубине слотов  $Re_h \approx 1000$ .

**Ключевые слова:** сжимаемый пограничный слой, гидродинамическая устойчивость, слоты.

### Введение

Исследование направлено на решение одной из фундаментальных проблем механики жидкости и газа, связанной с возникновением турбулентности в сверхзвуковых пограничных слоях. Изучается новый (ранее не применявшийся при сверхзвуковых скоростях обтекания) способ стабилизации сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине — с помощью слотов (канавок, бороздок, щелей).

Еще в 90-е гг. XX в. было опубликовано много работ (например, [1 – 10]) по влиянию риблет (ребер) и слотов на дозвуковой пограничный слой на плоской пластине с целью уменьшения вязкого сопротивления, турбулентного трения, управления продольными структурами, исследования процесса развития уединенного волнового пакета и вихрей в пограничном слое и т.д.

Также исследовалось влияние риблет и слотов (в основном риблет) на развитие в дозвуковом пограничном слое возмущений Толлмина–Шлихтинга и на ламинарно-турбулентный переход (например, [9 – 16]). Результаты были противоречивы: получены и задержка [9 – 11], и ускорение [12, 15] перехода. В соответствии с [13] риблеты могут как задерживать переход, так и ускорять его, в зависимости от наличия локальных отрывов вблизи точки растекания (в зависимости от распределения давления на передней кромке).

---

\* Работа выполнена при финансовой поддержке РНФ (проект № 23-79-10167) в ИТПМ СО РАН на оборудовании ЦКП «Механика».

В первом – втором десятилетиях XXI в. значительное количество работ (например, [17 – 55]) было выполнено на двумерных телах (пластинах, конусах) при гиперзвуковых скоростях потока по стабилизации второй (акустической) моды (при гиперзвуковом обтекании определяющей положение перехода) пористым покрытием, микрополостями, прямоугольными щелями, волнистой поверхностью, шероховатостью, выступами и т.д.

Начиная с середины второго десятилетия XXI в. появились работы по стабилизации гиперзвукового пограничного слоя на двумерных телах с помощью слотов, причем как в России [56 – 58], так и за рубежом (например, [59]). В экспериментах [56 – 58] применение слотов на обтекаемом конусе привело к стабилизации возмущений второй (акустической) моды и дестабилизации возмущений первой (вихревой) моды.

При расчетном методе, предложенном в [59] в 2019 г. с использованием акустического метаматериала, существенно подавляется вторая акустическая мода возмущений в гиперзвуковом пограничном слое.

Поэтому до 2020 г. существовала точка зрения, что сверхзвуковой пограничный слой, в котором ламинарно-турбулентный переход определяется первой модой возмущений (волнами Толлмина – Шлихтинга), стабилизировать с помощью слотов нельзя.

Целью работы [60] было изучение того, применима ли концепция акустического метаматериала для демпфирования возмущений первой моды. И однозначного ответа на поставленный вопрос в этой работе не получено.

Поэтому нами и было принято решение провести исследования по стабилизации сверхзвукового пограничного слоя с помощью слотов.

Одновременно с нашей подготовкой к проведению таких исследований в 2022 г. была опубликована статья [61] группы из Китая, в которой приведены теоретические результаты стабилизации с помощью слотов (слитов, акустической метаповерхности) первой моды при числе Маха  $M = 4$ . И в расчетах по линейной теории устойчивости (ЛТУ), и при прямом численном моделировании (DNS) использовались только двумерные уравнения. Полученные в [61] данные оказались противоречивыми. Приближенный подход ЛТУ указывал на принципиальную возможность стабилизации (крайне незначительную) возмущений первой моды неустойчивости пограничного слоя. Тогда как при прямом численном моделировании (DNS) на основе полных нестационарных уравнений Навье – Стокса (когда учитывались рециркуляционные потоки внутри щелей и чередующиеся волны расширения и сжатия, индуцированные на краях щелей, что игнорировалось в расчетах по ЛТУ) добиться стабилизации первой моды не удалось.

Используемая авторами [61] широкополосная акустическая метаповерхность дестабилизировала первую моду по сравнению с гладкой стенкой и привела к большим амплитудам флуктуаций давления на поверхности. Лишь на нагретой стенке и при укороченном участке акустической метаповерхности (несмотря на то, что амплитуды возмущений давления стенки в области метаповерхности были больше, чем соответствующие амплитуды на гладкой стенке) эти амплитуды ниже по потоку от метаповерхности постепенно уменьшались, что демонстрирует возможность стабилизации процесса усиления первой моды с помощью акустической метаповерхности. Однако в этой работе было существенное ограничение — использовались только поперечные слоты (с углом их ориентации  $\varphi = 90^\circ$ ). А ведь именно при уменьшении угла ориентации слотов от  $\varphi = 90^\circ$  до 0 должна уменьшаться «шероховатость», вызванная рециркуляционными потоками внутри щелей и чередующимися волнами расширения и сжатия, индуцированными на краях щелей, и возмущения первой моды, вызванные этой «шероховатостью», начнут

уменьшаться. В целом публикация этой статьи в апреле 2022 г. говорит о том, что тема настоящей работы весьма актуальна.

Несмотря на то, что до 2020 г. доминировала (см. [56–58]) точка зрения, что сверхзвуковой пограничный слой стабилизировать с помощью слотов нельзя, на основании ряда проведенных исследований у авторов появилась надежда на предполагаемую возможность стабилизации сверхзвукового пограничного слоя с помощью слотов очень маленькой глубины. Во-первых, если в работах [56–58] применение слотов с глубиной  $h = 0,5 - 1,5$  мм на обтекаемом конусе привело к стабилизации возмущений второй (акустической) моды и дестабилизации возмущений первой (вихревой) моды, то при очень маленькой глубине слотов  $h = 0,3$  мм степени нарастания для первой моды при  $f \leq 40$  кГц были ниже, чем на гладкой поверхности. Во-вторых, в более ранних публикациях авторов [62, 63] по влиянию глубины и диаметра пор (некоторого аналога слотов) на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя было показано, что уменьшение толщины проницаемого (пористого) покрытия ведет к благоприятному (в отношении стабилизации) изменению нестационарного течения газа внутри пористого покрытия, излучающего акустические возмущения.

Поэтому целью настоящей работы была оценка возможностей применения поверхности с продольными слотами для стабилизации естественных пульсаций сверхзвукового пограничного слоя и определение диапазона параметров слотов (в частности, их глубины), при которых эта стабилизация возможна и эффективна.

### Постановка эксперимента

Конкретная задача исследований состояла в подборе таких параметров слотов, при которых будет стабилизироваться сверхзвуковой ( $M = 2$ ) пограничный слой на плоской пластине.

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [64] при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 2$ , температуре торможения потока  $T_0 \approx 290$  К и единичном числе Рейнольдса  $Re_{l_\infty} = 6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ .

В качестве модели была использована теплоизолированная плоская пластина, изготовленная из нержавеющей стали X18H9T, длиной 440 мм, толщиной 10 мм и шириной 200 мм, с носиком, скошенным под углом  $14^\circ$ , и радиусом притупления передней кромки около 0,05 мм. Пластина жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части трубы и устанавливалась под нулевым углом атаки.

На участке  $x = 53 - 165$  мм рабочей поверхности (на всю ширину пластины) в модели был сделан паз глубиной 4,3 мм, куда поочередно вставлялись вставки-пластинки с различными слотами. Был изготовлен ряд пластинок-вставок с продольными прямоугольными слотами (с углом ориентации  $\varphi = 0$ ) длиной 73 мм и разной глубины  $h = 0, 0,1, 0,15, 0,18, 0,26$  и  $0,32$  мм.

На рис. 1 представлены используемые продольные слоты прямоугольной формы. Ширина каждого слота  $s = 0,6$  мм, шаг слотов  $t = 1,2$  мм. Измерения устойчивости пограничного слоя к естественным возмущениям были выполнены с помощью термоанемометра постоянного сопротивления с однопиточным датчиком из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной 1,5 мм.

Исследования возмущений в пограничном слое модели были проведены в слое, близком к слою с максимальными пульсациями, при  $E = \text{const}$  ( $E$  — среднее напряжение

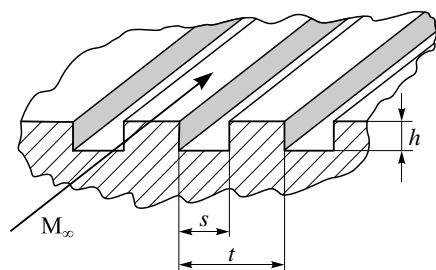


Рис. 1. Продольные слоты прямоугольной формы, используемые в настоящей работе.

в диагонали моста термоанемометра), что соответствовало линии равного массового расхода.

Средние и пульсационные характеристики потока измерялись с помощью автоматизированной системы сбора данных, которой оборудована аэродинамическая труба Т-325. Пульсационное напряжение с термоанемометра записывалось в персональный компьютер (ПК) с помощью 12-разрядного амплитудно-цифрового преобразователя с частотой отсчетов 750 кГц. Среднее напряжение термоанемометра фиксировалось вольтметром и записывалось в персональный компьютер через последовательный порт. Амплитудно-частотный спектр  $A(f, x)$  рассчитывался как результат осреднения спектров мощности.

## Результаты

На рис. 2 приведены полученные в эксперименте кривые нарастания амплитуды возмущений по продольной координате  $A = A(x)$  на частотах  $f = 10, 15$  и  $20$  кГц для различных значений глубины слотов  $h = 0, 0,1, 0,15, 0,18, 0,26$  и  $0,32$  мм. Видно, что для всех указанных частот при  $h = 0,15, 0,18$  и  $0,26$  мм (для  $f = 10$  кГц при  $h = 0,1 - 0,26$  мм, для  $f = 15$  кГц при  $h = 0,1 - 0,32$  мм) возмущения растут слабее, чем на гладкой плоской пластине ( $h = 0$ ), а для  $f = 10$  кГц и  $h = 0,15$  и  $0,18$  мм имеет место стабилизация возмущений вдоль потока.

На рис. 3 приведены скорости пространственного роста возмущений  $-\alpha_i$  в зависимости от частоты  $f$  для различных значений глубины слотов  $h = 0, 0,1, 0,15, 0,18, 0,26$  и  $0,32$  мм при  $x = 95$  мм. На рис. 3 видно, что максимальное значение скоростей пространственного роста возмущений на вставках с глубиной слотов в диапазоне от  $0,1$

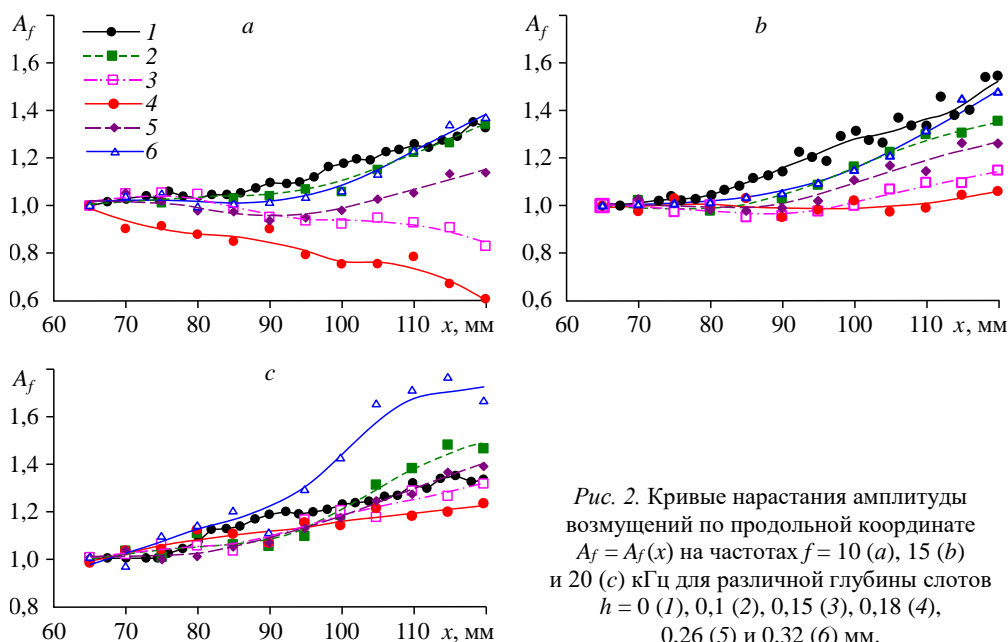


Рис. 2. Кривые нарастания амплитуды возмущений по продольной координате  $A_f = A_f(x)$  на частотах  $f = 10$  (a),  $15$  (b) и  $20$  (c) кГц для различной глубины слотов  $h = 0$  (1),  $0,1$  (2),  $0,15$  (3),  $0,18$  (4),  $0,26$  (5) и  $0,32$  (6) мм.

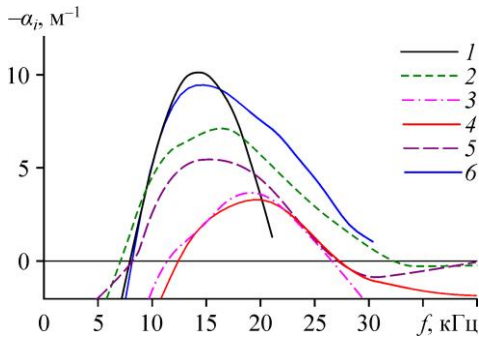


Рис. 3. Зависимости скорости пространственного роста возмущений  $-\alpha_i$  от частоты  $f$  для различной глубины слотов  $h = 0$  (1), 0,1 (2), 0,15 (3), 0,18 (4), 0,26 (5), 0,32 (6) мм,  $x = 95$  мм.

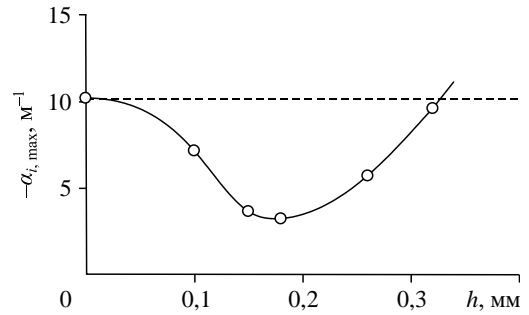


Рис. 4. Максимальные скорости пространственного роста возмущений  $-\alpha_{i,\max} = \max_f(-\alpha_i)$  в зависимости

от глубины слотов  $h$ ,  $x = 95$  мм.

Штриховая линия — значение для гладкой пластины.

до 0,32 мм (число Рейнольдса по глубине слотов  $Re_h \approx 600-2000$ ) меньше соответствующего значения для гладкой пластины. При этом наименьшее из приведенных максимальных значений скоростей роста имеет вставка с  $h = 0,18$  мм ( $Re_h \approx 1000$ ). Видно, что стабилизирующее действие слотов на возмущения первой моды сильнее проявляется для более низких частот. В результате максимум инкремента смещается в область более высоких частот.

На рис. 4 приведены максимальные скорости пространственного роста возмущений  $-\alpha_{i,\max} = \max_f(-\alpha_i)$  в зависимости от глубины слотов. Как видно на рис. 4, максимальные скорости пространственного роста возмущений на вставках с глубиной слотов от 0,1 до 0,32 мм меньше максимальной скорости нарастания для гладкой поверхности. При глубине слотов примерно 0,33 мм скорости нарастания возмущений будут равны значению на гладкой пластине.

Причем при глубине слотов  $h < 0,1$  мм ( $Re_h < 600$ ), скорее всего, не будет заметного влияния таких слотов на устойчивость пограничного слоя, так как в классических работах [65–68] по определению предела влияния распределенной шероховатости на положение перехода сверхзвукового ( $Me = 1,6-4$ ) пограничного слоя получено  $Re_k = 260-600$  (в среднем  $Re_k = 500$ ). В этих работах определялось критическое, начиная с которого шероховатость влияет на положение перехода, число Рейнольдса по размеру шероховатости  $Re_k$  (где  $k$  — высота элемента шероховатости).

Полученное в настоящей работе уменьшение максимальных скоростей пространственного роста возмущений (демпфирование возмущений) первой моды на вставках с глубиной слотов менее 0,33 мм объясняется благоприятным (в отношении стабилизации) изменением нестационарного течения газа внутри слотов, излучающего акустические возмущения.

Возможны два механизма стабилизации потока на пластине со слотами: 1) за счет небольшого изменения среднего течения, связанного с его расширением при попадании в слоты; 2) за счет ослабления возмущений слотами. Возмущения давления проникают в слоты (своеобразные поры), отражаются от дна и стенок этих каналов-щелей и выходят на поверхность пластины с некоторой фазой. При этом создается такая разность фаз между пульсациями давления и нормальной компоненты скорости возмущения пограничного слоя, которая может стать оптимальной для того, чтобы энергия из волны

перекачивалась в поток. Тогда возмущения течения (в первую очередь, возмущения скорости) будут ослабляться, и может произойти стабилизация течения.

Итак, полученные результаты наглядно показывают, что возмущения первой моды в сверхзвуковом пограничном слое ( $M = 2$ ) можно стабилизировать продольно ( $\varphi \approx 0$ ) расположенными слотами с малой глубиной ( $Re_h < 2000$ ), причем наибольшая стабилизация достигается при числе Рейнольдса по глубине слотов  $Re_h \approx 1000$ .

### Выводы

Впервые исследовано воздействие продольных (с нулевым углом ориентации) слотов с разной глубиной  $h$  ( $Re_h = 0 - 2000$ ) на устойчивость сверхзвукового ( $M = 2$ ) пограничного слоя на плоской пластине к естественным возмущениям первой моды неустойчивости.

Получено, что такие возмущения могут быть стабилизированы продольно ориентированными слотами малой глубины (при числе Рейнольдса по глубине слотов  $Re_h < 2000$ ), при этом максимальная стабилизация будет происходить при  $Re_h \approx 1000$ .

Авторы благодарят В.С. Шикалова за помощь в подготовке экспериментов.

### Список литературы

1. Енютин Г.В., Лашков Ю.А., Самойлова Н.В. Экспериментальное исследование влияния продольного оребрения на сопротивление трения плоской пластины // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1987. № 2. С. 140–145.
2. Енютин Г.В., Лашков Ю.А., Самойлова Н.В. Влияние продольного оребрения на сопротивление турбулентного трения // Учен. зап. ЦАГИ. 1988. Т. 19, № 4. С. 37–44.
3. Гудилин И.В., Енютин Г.В., Ким А.Ю. Экспериментальное исследование совместного влияния продольного оребрения и разрушителей вихревых структур на турбулентное трение // Учен. зап. ЦАГИ. 1989. Т. 20, № 6. С. 8–14.
4. Гудилин И.В., Дашков Ю.А., Шумилкин В.Г. Совместное влияние продольного оребрения и разрушителей вихревых структур на турбулентное трение на пластине // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1995. № 3. С. 39–46.
5. Енютин Г.В., Лашков Ю.А., Самойлова Н.В. Снижение сопротивления труб с риблетным покрытием внутренней поверхности // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1995. № 1. С. 57–61.
6. Грек Г.Р., Козлов В.В., Титаренко С.В. Исследование влияния оребрения поверхности на процесс развития уединенного волнового пакета (Л-вихря) в ламинарном пограничном слое // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Т. 35, № 2. С. 29–36.
7. Грек Г.Р., Козлов В.В., Титаренко С.В. Исследование развития Л-вихря, генерируемого вдув-отсосом в ламинарном пограничном слое на плоской пластине и влияние риблет на него // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Т. 35, № 6. С. 31–45.
8. Грек Г.Р., Козлов В.В., Титаренко С.В. Исследование влияния оребрения поверхности (риблет) на процесс развития двумерных возмущений волн Толлмина–Шлихтинга в ламинарном пограничном слое // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Т. 35, № 6. С. 26–30.
9. Grek G.R., Kozlov V.V., Titarenko S.V., Klingmann B.G.B. The influence of riblets on a boundary layer with embedded streamwise vortices // Phys. Fluids A. 1995. Vol. 7, No. 10. P. 2504–2506.
10. Бойко А.В., Козлов В.В., Сызранцев В.В., Щербаков В.А. Управление при помощи риблет ламинарно-турбулентным переходом в стационарном вихре на скользящем крыле // ПМТФ. 1996, Т. 37, № 1. С. 82–94.
11. Schneider M., Dinkelacker A. Drag reduction by means of surface riblets on an inclined body of revolution // Near-Wall Turbulent Flows / Ed. by C.G. Speziale, B.E. Launder. Amsterdam: Elsevier, 1993. P. 771–780.
12. Белов И.А., Енютин Г.В., Литвинов В.М. Влияние продольного и поперечного оребрения плоской пластины на ламинарно-турбулентный переход // Учен. зап. ЦАГИ. 1990. Т. 21, № 6. С. 107–111.
13. Kozlov V.E., Kuznetsov V.R., Mineev B.I., Secundov A.N. The influence of free stream turbulence and surface ribbing on the characteristics of a transitional boundary layer // Near Wall Turbulence: Zoran Zaric Memorial Conf., Hemisphere Publ. Corp., 1990. P. 172–180.

14. **Chu D.C., Karniadakis G.E.** Direct numerical simulation of laminar and turbulent flow over riblet-mounted surfaces // *J. Fluid Mech.* 1993. Vol. 250. P. 1–42.
15. **Luchini P.** Effects of riblets upon transition // *Appl. Sci. Res.* 1995. Vol. 54. P. 313–321.
16. **Grek G.R., Kozlov V.V., Titarenko S.V.** An experimental study on the influence of riblets on transition // *J. Fluid Mech.* 1996. Vol. 315. P. 31–49.
17. **Егоров И.В., Судаков В.Г., Федоров А.В.** Численное моделирование стабилизации сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине пористым покрытием // *Изв. РАН. Механика жидкости и газа.* 2006. № 3. С. 39–49.
18. **Лукашевич С.В., Морозов С.О., Шиплюк А.Н.** Экспериментальное исследование влияния пассивного пористого покрытия на возмущения в гиперзвуковом пограничном слое. 1. Влияние протяженности пористого покрытия // *ПМТФ.* 2013. Т. 54, № 4. С. 68–73.
19. **Лукашевич С.В., Морозов С.О., Шиплюк А.Н.** Экспериментальное исследование влияния пассивного пористого покрытия на возмущения в гиперзвуковом пограничном слое. 2. Влияние положения пористого покрытия // *ПМТФ.* 2016. Т. 57, № 5. С. 127–133.
20. **Fedorov A.V.** Transition and stability of high-speed boundary layers // *Annu. Rev. Fluid Mech.* 2011. Vol. 43. P. 79–95.
21. **Bountin D., Chimitov T., Maslov A., Novikov A., Egorov I., Fedorov A., Utyuzhnikov S.** Stabilization of a hypersonic boundary layer using a wavy surface // *AIAA J.* 2013. Vol. 51, No. 5. P. 1203–1210.
22. **Egorov I.V., Novikov A.V., Fedorov A.V.** Direct numerical simulation of supersonic boundary layer stabilization using grooved wavy surface // *AIAA Paper.* 2010. No. 2010–1245.
23. **Bres G.A., Colonius T., Fedorov A.V.** Acoustic properties of porous coatings for hypersonic boundary-layer control // *AIAA J.* 2010. Vol. 48, No. 2. P. 267–274.
24. **Bres G.A., Inkman M., Colonius T., Fedorov A.V.** Second-mode attenuation and cancellation by porous coatings in a high-speed boundary layer // *J. Fluid Mech.* 2013. Vol. 726. P. 312–337.
25. **Бунтин Д.А., Лукашевич С.В., Маслов А.А., Шиплюк А.Н.** Влияние затупления носовой части конуса и ультразвук-поглощающего покрытия на переход в гиперзвуковом пограничном слое // *Изв. АН СССР. Механика и жидкости и газа.* 2010. № 6. С. 4–81.
26. **Chokani N., Bountin D.A., Shipluk A.N., Maslov A.A.** Nonlinear aspects of hypersonic boundary-layer stability on a porous surface // *AIAA J.* 2005. Vol. 43, No. 1. P. 149–155.
27. **Fedorov A.V.** Transition and stability of high-speed boundary layers // *Annu. Rev. Fluid Mech.* 2011. Vol. 43. P. 79–95.
28. **Sandham N.D., Ludeke H.** Numerical study of Mach 6 boundary-layer stabilization by means of a porous surface // *AIAA J.* 2009. Vol. 47, No. 9. P. 2243–2252.
29. **Fedorov A., Shipluk A., Maslov A., Burov E., Malmuth N.** Stabilization of a hypersonic boundary layer using an ultrasonically absorptive coating // *J. Fluid Mech.* 2003. Vol. 479. P. 99–124.
30. **Fedorov A., Soudakov V., Egorov I., Sidorenko A., Gromyko Y., Bountin D., Polivanov P., Maslov A.** High-speed boundary-layer stability on a cone with localized wall heating or cooling // *AIAA J.* 2015. Vol. 53, No. 9. P. 2512–2524.
31. **Fedorov A.V., Novikov A.V., Semenov N.N.** Toward optimal wavy surface shape for high-speed boundary layer stabilization // *Int. J. Fluid Mech. Res.* 2020. Vol. 47, No. 4. P. 329–335.
32. **Fong K.D., Wang X., Huang Y., Zhong X., McKiernan G.R., Fisher R.A., Schneider S.P.** Second mode suppression in hypersonic boundary layer by roughness: design and experiments // *AIAA J.* 2015. Vol. 53, No. 10. P. 3138–3144.
33. **Fong K.D., Zhong X.** DNS and PSE study on the stabilization effect of hypersonic boundary layer waves using 2-D surface roughness // *AIAA Paper.* 2016. No. 2016–3347. 21 p.
34. **Haley C., Casper K.M., Zhong X.** Joint numerical and experimental investigation of roughness effect on hypersonic 2nd mode instability and transition // *AIAA Paper.* 2019. No. 2019–0873. 27 p.
35. **Hao J., Wen C.Y.** Stabilization of a Mach 6 boundary layer using a two-dimensional cavity // *AIAA Paper.* 2019. No. 2019–1131. 9 p.
36. **Lukashevich S.V., Maslov A.A., Shipluk A.N., Fedorov A.V., Soudakov V.G.** Stabilization of high-speed boundary layer using porous coatings of various thicknesses // *AIAA J.* 2012. Vol. 50, No. 9. P. 1897–1904.
37. **Лукашевич С.В., Морозов С.О., Шиплюк А.Н.** Экспериментальное исследование влияния параметров пассивного пористого покрытия на развитие возмущений в гиперзвуковом пограничном слое // *Письма в ЖТФ.* 2012. Т. 38, № 23. С. 83–88.
38. **Лукашевич С.В., Морозов С.О., Шиплюк А.Н.** Экспериментальное исследование влияния пассивного пористого покрытия на возмущения в гиперзвуковом пограничном слое. 1. Влияние протяженности пористого покрытия // *ПМТФ.* 2013. Т. 54, № 4. С. 68–73.

39. Лукашевич С.В., Морозов С.О., Шиплюк А.Н. Экспериментальное исследование влияния пассивного пористого покрытия на возмущения в гиперзвуковом пограничном слое. 2. Влияние положения пористого покрытия // ПМТФ. 2016. Т. 57, № 5. С. 127–133.
40. Lukashevich S.V., Morozov S.O., Shiplyuk A.N. Passive porous coating effect on a hypersonic boundary layer on a sharp cone at small angle of attack // Exp. Fluids. 2018. Vol. 59, No. 8. P. 130–141.
41. Maslov A., Shiplyuk A., Sidorenko A., Polivanov P., Fedorov A., Kozlov V., Malmuth N. Hypersonic laminar flow control using a porous coating of Random microstructure // AIAA Paper. 2006. No. 2006–1112. 13 p.
42. Морозов С.О., Лукашевич С.В., Судаков В.Г., Шиплюк А.Н. Экспериментальное исследование влияния малых углов атаки и затупления носика конуса на стабилизацию гиперзвукового пограничного слоя пассивным пористым покрытием // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 6. С. 825–832.
43. Paredes P., Choudhari M.M., Li F. Transition delay via vortex generators in a hypersonic boundary layer at flight conditions // AIAA Paper. 2018. No.2018–3217. 13 p.
44. Paredes P., Choudhari M.M., Li F. Instability wave-streak interactions in a high Mach number boundary layer at flight conditions // J. Fluid Mech. 2019. Vol. 858. P. 474–499.
45. Paredes P., Choudhari M.M., Li F. Stabilization of hypersonic boundary layers by linear and nonlinear optimal perturbations // 47th AIAA Fluid Dynamics Conference (Denver, USA, 2017). AIAA Paper. 2017. No. 2017–3634. 16 p.
46. Rasheed A., Hornung H.G., Fedorov A.V., Malmuth N.D. Experiments on passive hypervelocity boundary-layer control using an ultrasonically absorptive surface // AIAA J. 2002. Vol. 40, No. 3. P. 481–489.
47. Sawaya J., Sasanis V., Yassir S., Sescu A., Visbal M. Assessment of the impact of two-dimensional wall deformation shape on high-speed boundary-layer disturbances // AIAA J. 2018. Vol. 56, No. 12. P. 4787–4800.
48. Si W. The influence of wavy wall on hypersonic boundary layer instability over a flared cone // Intern. J. Mod. Phys. B. 2020. Vol. 34, No. 14–16. P. 1–5.
49. Sousa V.C.B., Patel D., Chapelier J., Wartemann V., Wagner A., Scalo C. Numerical investigation of second-mode attenuation over carbon/carbon porous surfaces // J. Spacecraft Rockets. 2019. Vol. 56, No. 2. P. 319–332.
50. Tian X., Zhao R., Long T., Wen C.Y. Reverse design of ultrasonic absorptive coating for the stabilization of Mack modes // AIAA J. 2019. Vol. 57, No. 6. P. 2264–2269.
51. Wagner A., Hannemann K., Wartemann V., Giese T. Hypersonic boundary-layer stabilization by means of ultrasonically absorptive carbon-carbon material. Part 1: experimental results // AIAA Paper. 2013. No. 2013–270. 11 p.
52. Wagner A., Kuhn M., Schramm J.M., Hannemann K. Experiments on passive hypersonic boundary layer control using ultrasonically absorptive carbon-carbon material with random microstructure // Exp. Fluids. 2013. Vol. 54. P. 1606–1–1606–3.
53. Wagner A., Hannemann K., Kuhn M. Ultrasonic absorption characteristics of porous carbon-carbon ceramics with random microstructure for passive hypersonic boundary layer transition control // Exp. Fluids. 2014. Vol. 55, No. 6. P. 1750–1759.
54. Wang X., Zhong X. The stabilization of a hypersonic boundary layer using local sections of porous coating // Phys. Fluids. 2012. Vol. 24, No. 3. P. 034105-1–034105-28.
55. Wartemann V., Ludeke H., Sandham N.D. Numerical investigation of hypersonic boundary-layer stabilization by porous surfaces // AIAA J. 2012. Vol. 50, No. 6. P. 1281–1290.
56. Lukashevich S.V., Morozov S.O., Shiplyuk A.N. Experiments on the development of natural disturbances in a hypersonic boundary layer on surfaces with microgrooves // Experim. Fluids. 2021. Vol. 62, Art. 155. 14 p.
57. Lukashevich S.V., Morozov S.O., Shiplyuk A.N. Investigations of the influence of slots spacing and depth on second mode disturbances in hypersonic boundary layer // Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Res. (ICMAR 2018): AIP Conf. Proc. Novosibirsk, 2018. Vol. 2027:19. Art. 040066. 4 p.
58. Lukashevich S.V., Morozov S.O., Shiplyuk A.N. Investigation of the influence of a slot depth on disturbances in a hypersonic boundary layer // Proc. of the 25th Conf. on High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM-2017): AIP Conf. Proc. 2017. Vol. 1893. Art. 030032. 5 p.
59. Zhao R., Liu T., Wen C.Y., Zhu J., Cheng L. Impedance-near-zero acoustic metasurface for hypersonic boundary-layer flow stabilization // Phys. Rev. Appl. 2019. Vol. 11, No. 4. P. 5061–5065.
60. De Koning C. Application of acoustic metamaterials in boundary layer instability control. Master thesis, Delft University of Technology. Delft., 2021. 92 p.
61. Zhao R., Liu X., Wen C., Wang X. Broadband design of acoustic metasurfaces for the stabilization of a Mach 4 boundary layer flow // Adv. Aerodyn. 2022. Vol. 4, Art. 15. 18 p.
62. Lysenko V.I., Gaponov S.A., Smorodsky B.V., Yermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Semionov N.V. Combined influence of coating permeability and roughness on supersonic boundary layer stability and transition // J. Fluid Mech. 2016. Vol. 798. P. 751–773.



63. Лысенко В.И., Гапонов С.А., Смородский Б.В., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. О влиянии толщины пористого покрытия на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя // Вестн. НГУ. Сер. Физика. 2015. Т. 10, вып. 3. С. 41–47.
64. Багаев Г.И., Лебига В.А., Приданов В.Г., Черных В.В. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1972. С. 11–13.
65. Braslow A.L., Knox E.C., Horton E.A. Effect of distributed three-dimensional roughness and surface cooling on boundary-layer transition and lateral spread of turbulence at supersonic speeds // NASA Techn. Note. TN-D-53. 1959. 40 p.
66. Braslow A.L., Horton E.A. Effects of surface roughness on transition // NACA Conf. High-Speed Aerodyn. Ames, 1958. A Compilation of the Papers Presented. NASA-TM-X-67369. 1958. P. 439–450.
67. Braslow A.L., Hicks R.M., Harris R.V. Jr. Use of grit-type boundary-layer transition trips on wind-tunnel models // NASA Techn. Note. TN-D-3579. 1966. 18 p.
68. Jones J.J. Experimental investigation of the heat-transfer rate to a series of 20-deg. cones of various surface finishes at a Mach number of 4.95 // NASA Techn. Memorandum. NASA-MEMO-6-10-59L. 1959. 26 p.

*Статья поступила в редакцию 11 сентября 2023 г.,  
после доработки — 20 сентября 2023 г.,  
принята к публикации 21 ноября 2023 г.*