

Научная статья

УДК 532.526

DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-2-41-47

## Развитие возмущений в сверхзвуковом пограничном слое при вдуве в него гелия

Владимир Иванович Лысенко<sup>1</sup>  
Борис Владимирович Смородский<sup>2</sup>  
Александр Дмитриевич Косинов<sup>3</sup>

<sup>1-3</sup> Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича  
Сибирского отделения Российской академии наук  
Новосибирск, Россия

<sup>1</sup> vl@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0003-0209-6299>

<sup>2</sup> smorodsk@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-6557-8327>

<sup>3</sup> kosinov@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-8626-4669>

### Аннотация

Проведено исследование влияния распределенного вдува гелия с обтекаемой поверхности в сверхзвуковой пограничный слой на развитие возмущений в нем. Показано, что в некотором диапазоне значений расхода гелия его инжекция ведет к уменьшению скоростей роста естественных возмущений.

### Ключевые слова

сверхзвуковой пограничный слой, развитие возмущений, гелий

### Источник финансирования

Работа выполнена в рамках государственного задания (№ госрегистрации 121030500161-0)

### Для цитирования

Лысенко В. И., Смородский Б. В., Косинов А. Д. Развитие возмущений в сверхзвуковом пограничном слое при вдуве в него гелия // Сибирский физический журнал. 2021. Т. 16, № 2. С. 41–47. DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-2-41-47

## Development of Disturbances in the Supersonic Boundary Layer under Helium Injection from the Surface

Vladimir I. Lysenko<sup>1</sup>, Boris V. Smorodsky<sup>2</sup>  
Alexander D. Kosinov<sup>3</sup>

<sup>1-3</sup> Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics  
of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences  
Novosibirsk, Russian Federation

<sup>1</sup> vl@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0003-0209-6299>

<sup>2</sup> smorodsk@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-6557-8327>

<sup>3</sup> kosinov@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-8626-4669>

### Abstract

Experiments on the influence of distributed injection of helium on the development of the supersonic boundary layer unstable disturbances have been performed. It is revealed, that injection of helium in a certain range of blowing mass flow rate, leads to a certain decrease of spatial amplification rates of natural disturbances.

© Лысенко В. И., Смородский Б. В., Косинов А. Д., 2021

ISSN 2541-9447

Сибирский физический журнал. 2021. Том 16, № 2. С. 41–47  
Siberian Journal of Physics, 2021, vol. 16, no. 2, pp. 41–47

**Keywords**

supersonic boundary layer, development of disturbances, helium

**Funding**

The research was carried out within the state assignment of Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (project no. 121030500161-0)

**For citation**Lysenko V. I., Smorodsky B. V., Kosinov A. D. Development of Disturbances in the Supersonic Boundary Layer under Helium Injection from the Surface. *Siberian Journal of Physics*, 2021, vol. 16, no. 2, pp. 41–47. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-2-41-47

## Введение

В ряде задач возникает вопрос об управлении пограничным слоем. Один из методов такого управления – отсасывание газа из пограничного слоя через проницаемую поверхность, с помощью которого можно замедлить процесс турбулизации пограничного слоя (стабилизирующая роль отсасывания объясняется уменьшением толщины пограничного слоя и формированием более устойчивого профиля скорости). Вопросу стабилизации течения (как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях) посвящены статьи [1; 2].

Пористые покрытия являются шероховатыми по природе, ввиду этого их влияние на переход связано как с проницаемостью (нестационарное течение газа внутри пористого покрытия), так и с воздействием шероховатости. В работах [3–6] при определении положения ламинарно-турбулентного перехода и исследовании устойчивости пограничного слоя как к естественным, так и искусственным возмущениям получено, что пористое покрытие ускоряет переход и оказывает дестабилизирующее воздействие на первую моду возмущений.

В то же время, как показали расчеты авторов данной работы [7–9], можно стабилизировать сверхзвуковой пограничный слой с помощью инжекции (вдува) тяжелого газа в пристеночный слой этого погранслоя, тем самым выгодно меняя (делая более устойчивым) течение за счет изменения профиля плотности поперек пограничного слоя.

Также представляет интерес исследование влияния инжекции газа с большой удельной теплоемкостью в сверхзвуковой пограничный слой на его устойчивость, однако подобные исследования (по крайней мере, экспериментальные) ранее не проводились.

Цель данной работы – экспериментальное исследование влияния распределенного вдува гелия в сверхзвуковой ( $M = 2$ ) пограничный слой на его устойчивость.

## 1. Постановка эксперимента

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

Экспериментальная модель располагалась в рабочей части установки в потоке воздуха, а в качестве инжектируемого в пограничный слой газа использовался гелий – газ с большой удельной теплоемкостью  $C_p = 5\,296$  Дж/(кг К) (т. е. в 5,3 раза большей, чем у воздуха), плотностью  $\rho = 0,178$  кг/м<sup>3</sup> и температурой кипения  $t_{\text{кип}} = -269$  °С. Эксперименты проводились при вдуве гелия в пристенную область пограничного слоя с разным расходом газа.

В качестве модели использовалась теплоизолированная плоская пластина, изготовленная из нержавеющей стали Х18Н9Т, длиной 440, толщиной 10 и шириной 200 мм с носиком, скошенным под углом 14°, и радиусом притупления передней кромки около 0,05 мм (та же, что и в работах [6; 8]). Начало отсчета используемой в дальнейшем продольной (вдоль направления внешнего течения) координаты  $x$  находится на передней кромке модели. На участке  $x = 50 \div 170$  мм рабочей поверхности (на всю ширину пластины) в модели был сформирован паз, в который вставлялась заподлицо с основной поверхностью модели пористая

вставка-пластинка с пористостью 39 %, с чистой фильтрации (аналог размера пор) 10 мкм и толщиной 2,5 мм (с шероховатостью поверхности  $R_z \approx 11\text{--}12$  мкм). Эта вставка выполнена из пористой нержавеющей стали ПНС-8, производимой Выксунским металлургическим заводом (спеченной из порошка с размером зерен порядка 70 мкм). В силу конструкции модели проникаемая часть пористой вставки располагалась на участке  $x = 65 \div 155$  мм и  $z = \pm 85$  мм (от оси модели). Пластина жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части трубы и устанавливалась под нулевым углом атаки.

Измерения устойчивости пограничного слоя к естественным возмущениям выполнялись с помощью термоанемометра постоянного сопротивления с одноточечным датчиком из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика составляла 0,8, вследствие этого можно утверждать, что фиксировались преимущественно пульсации массового расхода. Исследования естественных возмущений в пограничном слое модели проводились вблизи максимума пульсаций при  $E = \text{const}$  (где  $E$  – среднее напряжение в диагонали моста термоанемометра), что соответствовало линии равного массового расхода.

Пульсационные и средние характеристики потока измерялись с помощью автоматизированной системы сбора данных, которой оборудована аэродинамическая труба Т-325. Пульсационное напряжение с термоанемометра записывалось в персональный компьютер с помощью двенадцатиразрядного амплитудно-цифрового преобразователя с частотой отсчетов 750 кГц. Длина реализаций составляла 65 536 точек. В каждой точке для контроля повторяемости результатов выполнялось по четыре измерения. Среднее напряжение термоанемометра фиксировалось вольтметром Agilent 34401A и записывалось в компьютер через последовательный порт. Показания средних и пульсационных характеристик поля потока снимались в основном через каждые 2 мм по продольной координате  $x$ . Амплитудно-частотный спектр  $A(f, x)$  рассчитывался как результат осреднения спектров мощности.

## 2. Результаты

Воздух и гелий сильно отличаются двумя параметрами – гелий существенно легче воздуха (молекулярный вес меньше), но у гелия в 5,3 раза больше удельная теплоемкость. И на результаты исследования воздействия вдува гелия (по сравнению с воздухом) на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя влияют одновременно два противоположно действующих фактора – происходит дестабилизация пограничного слоя за счет уменьшения плотности (меньшего молекулярного веса) газа [7–9] и одновременно стабилизация за счет роста удельной теплоемкости (рис. 1, здесь приведены результаты расчетов (на основе уравнений Навье – Стокса и прямого численного моделирования) авторов работы [11] для гелия; видно значительное падение температуры возле стенки, что способствует стабилизации пограничного слоя [12]). Поэтому заранее (до эксперимента) не было известно, что будет в итоге – дестабилизация или стабилизация (причем в каком-то диапазоне расхода вдува гелия).

Результаты экспериментов для естественных возмущений при  $M_\infty = 2$ ,  $Re_1 = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  и  $x = 85$  мм показаны на рис. 2. Приведены степени нарастания возмущений  $-\alpha_i$  от частоты возмущения  $f$  для пяти значений расхода гелия  $Q = 0; 0,25; 1,6; 5,5$  и  $9$  л/мин (кривые 1–5 соответственно). На рисунке видно, что с ростом  $Q$  степени нарастания сначала уменьшаются, а затем (начиная с  $Q \approx 1,6$  л/мин) растут. Но даже при  $Q = 9$  л/мин степени нарастания всё еще остаются меньше, чем для  $Q = 0,25$  л/мин.

Рисунок 2 показывает, что в наших экспериментах в некотором диапазоне  $Q$  вдува гелия стабилизация пограничного слоя за счет роста удельной теплоемкости оказалась сильнее дестабилизации за счет уменьшения молекулярного веса.

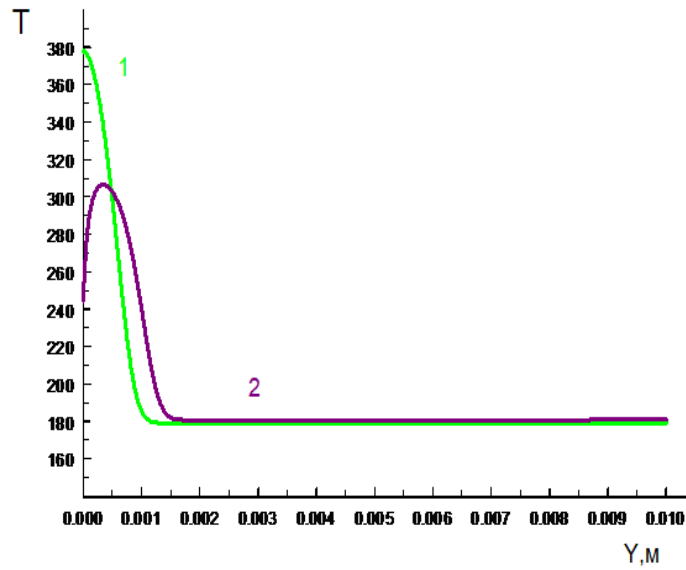


Рис. 1. Профили температуры в сверхзвуковом пограничном слое: без вдува (1) и со вдувом гелия (2);  $M = 2,5$ ,  $Re_{1\infty} = 5,5 \cdot 10^6 m^{-1}$ , концентрация гелия на поверхности пластины  $c_{1,w} \approx 12\%$ ,  $x = 60$  мм. Результаты расчетов предоставлены авторами работы [11]

Fig. 1. Supersonic boundary layer temperature profiles at zero injection (1), and under helium injection (2);  $M = 2,5$ ,  $Re_{1\infty} = 5,5 \cdot 10^6 m^{-1}$ , concentration of helium at the wall  $c_{1,w} \approx 12\%$ ,  $x = 60$  mm (computation of [11])

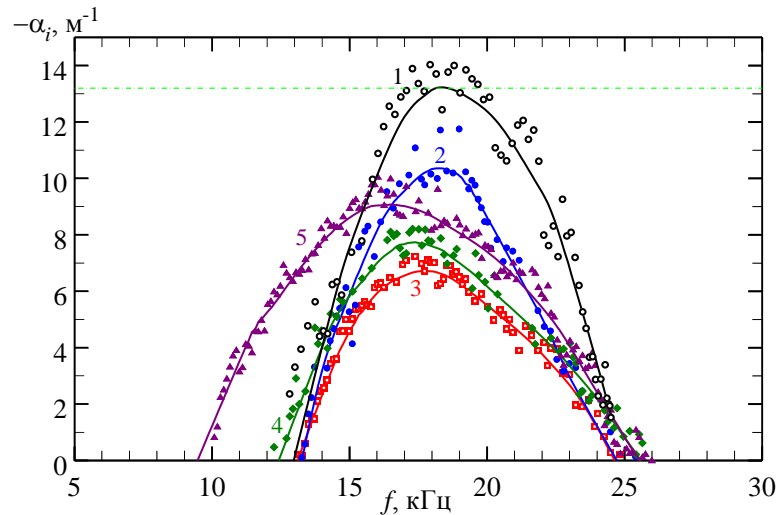


Рис. 2. Скорости пространственного нарастания  $-\alpha_i$  возмущений в зависимости от частоты  $f$  для различных значений расхода вдуваемого гелия  $Q = 0; 0,25; 1,6; 5,5$  и  $9$  л/мин (кривые 1–5 соответственно),  $M_\infty = 2$ ,  $Re_{1\infty} = 6,6 \cdot 10^6 m^{-1}$ ,  $x = 85$  мм

Fig. 2. Spatial amplification rate of disturbances  $-\alpha_i$  versus frequency  $f$  for various values of helium injection flow rate  $Q = 0, 0,25, 1,6, 5,5$  and  $9$  liter/min (curves 1–5 respectively),  $M_\infty = 2$ ,  $Re_{1\infty} = 6,6 \cdot 10^6 m^{-1}$ ,  $x = 85$  mm

Таким образом, несмотря на дестабилизирующее [7–9] влияние малой (по сравнению с воздухом) плотности, вдув газа со значительно большей (чем у воздуха) удельной теплоемкостью  $C_p$  может вести к стабилизации сверхзвукового пограничного слоя в некотором диапазоне значений расхода этого газа.

### Выводы

Проведено исследование влияния распределенного вдува гелия в сверхзвуковой пограничный слой на развитие возмущений в нем. Эксперименты проводились на плоской пластине при числе Маха 2.

Показано, что в некотором диапазоне значений расхода гелия его вдув ведет к уменьшению степеней нарастания возмущений.

### Список литературы

1. **Бойко А. В., Грек Г. Р., Довгаль А. В., Козлов В. В.** Физические механизмы перехода к турбулентности в открытых течениях. Москва; Ижевск: НИЦ РХД, Ин-т комп. исслед., 2006. 304 с.
2. **Гапонов С. А., Маслов А. А.** Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
3. **Гапонов С. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Лысенко В. И., Семенов Н. В., Смородский Б. В.** Теоретическое и экспериментальное исследование развития первой моды неустойчивости в сверхзвуковых пограничных слоях на пористых поверхностях // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 2. С. 65–74.
4. **Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Лысенко В. И., Семенов Н. В., Смородский Б. В.** Совместное влияние проницаемости и шероховатости поверхности на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2014. № 5. С. 52–59.
5. **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 // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2015. Т. 10, № 3. С. 41–47.
6. **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, pp. 751–773.
7. **Лысенко В. И., Смородский Б. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д.** Экспериментальное исследование влияния инъекции тяжелого газа в сверхзвуковой пограничный слой на его устойчивость // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 2. С. 191–198.
8. **Lysenko V. I., Gaponov S. A., Smorodsky B. V., Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D.** Influence of Distributed Heavy-Gas Injection on Stability and Transition of Supersonic Boundary-Layer Flow. *Physics of Fluids*, 2019, vol. 31, p. 104103.
9. **Лысенко В. И., Гапонов С. А., Зубков Н. Н., Смородский Б. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д.** Влияние распределенного тангенциального вдува тяжелого газа в сверхзвуковой пограничный слой на его устойчивость // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13, № 1. С. 25–32.
10. **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.
11. **Гапонов С. А., Семенов А. Н.** Влияние направления вдува газа через пористую поверхность на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2015. Т. 10, № 2. С. 18–26.

12. **Lysenko V. I., Maslov A. A.** The effect of cooling on the supersonic boundary layer stability. *J. Fluid Mech.*, 1984, vol. 147, pp. 39–52.

### References

1. **Boiko A. V., Grek G. R., Dovgal A. V., Kozlov V. V.** Physical mechanisms of transition to turbulence in open flows. Moscow, 2006. (in Russ.)
2. **Gaponov S. A., Maslov A. A.** Development of disturbances in compressible flows. Novosibirsk, Nauka, 1980, 144 p. (in Russ.)
3. **Gaponov S. A., Ermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Lysenko V. I., Semionov N. V., Smorodsky B. V.** Theoretical and experimental investigation of the first instability mode development in supersonic boundary layers on porous coatings. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2014, vol. 9, no. 2, pp. 65–74. (in Russ.)
4. **Ermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Gaponov S. A., Semionov N. V., Smorodsky B. V.** Joint permeability and roughness effect on the supersonic flat-plate boundary layer stability and transition. *Fluid Dynamics*, 2014, vol. 49, no. 5, pp. 608–613.
5. **Lysenko V. I., Gaponov S. A., Smorodsky B. V., Ermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Semionov N. V.** On the influence of porous coating thickness on supersonic boundary layer stability. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2015, vol. 10, no. 3, pp. 41–47. (in Russ.)
6. **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, pp. 751–773.
7. **Lysenko V. I., Smorodsky B. V., Ermolaev Yu. G., Kosinov A. D.** Stability of supersonic boundary layer under the influence of heavy gas injection: experimental study. *Thermophysics & Aeromechanics*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 183–190.
8. **Lysenko V. I., Gaponov S. A., Smorodsky B. V., Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D.** Influence of Distributed Heavy-Gas Injection on Stability and Transition of Supersonic Boundary-Layer Flow. *Physics of Fluids*, 2019, vol. 31, p. 104103.
9. **Gaponov S. A., Gaponov S. A., Zoobkov N. N., Smorodsky B. V., Ermolaev Y. G., Kosinov A. D.** Influence of Dispersed Tangential Heavy-Gas Blowing into the Supersonic Boundary-Layer on Its Stability. *Siberian Journal of Physics*, 2018, vol. 13, no. 1, pp. 25–32. (in Russ.)
10. **Bagaev G. I., Lebiga V. A., Pridanov V. G., Chernykh V. V.** T-325 low-turbulence supersonic wind tunnel. In: *Aerophysical Research*. ITAM, USSR Acad. Sci. Novosibirsk, 1972, pp. 11–13. (in Russ.)
11. **Gaponov S. A., Semenov A. N.** Influence of the direction of gas injection through a porous surface on supersonic boundary layer stability. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2015, vol. 10, no. 2, pp. 18–26. (in Russ.)
12. **Lysenko V. I., Maslov A. A.** The effect of cooling on the supersonic boundary layer stability. *J. Fluid Mech.*, 1984, vol. 147, pp. 39–52.

### Информация об авторах

**Владимир Иванович Лысенко**, доктор физико-математических наук  
**Борис Владимирович Смородский**, кандидат физико-математических наук  
**Александр Дмитриевич Косинов**, доктор физико-математических наук

### Information about the Authors

**Vladimir I. Lysenko**, Doctor of Science (Physics and Mathematics)

**Boris V. Smorodsky**, Candidate of Science (Physics and Mathematics)

**Alexander D. Kosinov**, Doctor of Science (Physics and Mathematics)

*Статья поступила в редакцию 01.01.2021;  
одобрена после рецензирования 01.03.2021; принята к публикации 01.03.2021  
The article was submitted 01.01.2021;  
approved after reviewing 01.03.2021; accepted for publication 01.03.2021*