

Экспериментальное исследование воздействия волны сжатия на течение в сверхзвуковом пограничном слое при числе Маха 2,5

В. Л. Кочарин¹, А. А. Яцких^{1,2}, А. Д. Косинов^{1,2}
Ю. Г. Ермолаев^{1,2}, Н. В. Семёнов¹

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН
Новосибирск, Россия*

² *Новосибирский государственный университет
Новосибирск, Россия*

Аннотация

Проведены экспериментальные исследования воздействия слабой ударной волны от двумерной неровности, установленной на боковой стенке рабочей части аэродинамической трубы, на сверхзвуковой пограничный слой притупленной плоской пластины при числе Маха 2,5. Измерения выполнены термоанемометром постоянного сопротивления в области продольных вихрей, порождаемых слабой ударной волной при взаимодействии с течением в окрестности передней кромки модели. Проведен спектральный и статистический анализ измеренных возмущений в пограничном слое. Получены амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода и статистические диаграммы измеренных возмущений в сверхзвуковой части пограничного слоя.

Ключевые слова

эксперимент, сверхзвуковой поток, ударные волны, турбулентность, пограничный слой, термоанемометрия

Источник финансирования

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610125-7). Работа выполнена с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).

Для цитирования

Кочарин В. Л., Яцких А. А., Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г., Семёнов Н. В. Экспериментальное исследование воздействия волны сжатия на течение в сверхзвуковом пограничном слое при числе Маха 2,5 // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 2. С. 46–55. DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-2-46-55

Experimental Study of the Weak Shock Wave Action on the Boundary Layer of a Plate at the Mach Number 2.5

V. L. Kocharin¹, A. A. Yatskikh^{1,2}, A. D. Kosinov^{1,2}
Yu. G. Yermolaev^{1,2}, N. V. Semionov¹

¹ *Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
Novosibirsk, Russian Federation*

² *Novosibirsk State University
Novosibirsk, Russian Federation*

Abstract

Experimental study of the effect of a weak shock wave from the protuberance of two-dimensional roughness installed on the side wall of the test section of the wind tunnel on the supersonic boundary layer of the blunted flat plate at the

Mach number 2.5 was carried out. The measurements were performed by a constant temperature hot-wire anemometer in the region of stream wise vortices generated by the shock wave from the protuberance during interaction with the flow in the vicinity of the leading edge of the model. The spectral and statistical analyses of the measured disturbances in the boundary layer were carried out. The amplitude-frequency spectra of mass flow pulsations and statistical diagrams of the measured disturbances in the supersonic part of the boundary layer were obtained.

Keywords

experiment, supersonic flow, shock wave, turbulence, boundary layer, hot-wire anemometry

Funding

The research was carried out within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of the state academies of sciences in 2013-2020 (project No. AAAA-A17-117030610125-7). The study was conducted at the Joint Access Center «Mechanics» of ITAM SB RAS.

For citation

Kocharin V. L., Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Semionov N. V. Experimental Study of the Weak Shock Wave Action on the Boundary Layer of a Plate at the Mach Number 2.5. *Siberian Journal of Physics*, 2019, vol. 14, no. 2, p. 46–55. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-2-46-55

Введение

Изучение процесса возникновения турбулентности в сверхзвуковых пограничных слоях, реализующихся около поверхности летательных аппаратов, необходимо для развития перспективной высокоскоростной летательной техники. Процесс ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковых пограничных слоях существенно зависит от уровня возмущений набегающего потока [1]. Источником возмущений может являться турбулентный пограничный слой, реализующийся на стенках аэродинамических труб, который способен излучать акустические пульсации в свободный поток [2–4]. Такие пульсации способны вызывать возбуждение собственных возмущений пограничного слоя, развитие которых может приводить к более раннему ламинарно-турбулентному переходу [5]. В аэродинамических трубах, помимо акустических пульсаций, на модели могут воздействовать квазистационарные возмущения в виде слабых ударных волн, генерируемые неровностями стенок рабочей части и сопловых вставок.

Для плоских моделей был проведен ряд экспериментальных [6–14] и численных [15–16] исследований влияния слабых ударных волн на течение в сверхзвуковых пограничных слоях, в которых было получено, что падающие на переднюю кромку слабые волны, перпендикулярные плоскости модели, способны оказывать значительное влияние на пограничный слой. Так, в работе [14] были измерены профили среднего массового расхода и среднеквадратичных пульсаций в пограничном слое пластины в области стационарных возмущений (стриков), порождаемых парной слабой ударной волной при взаимодействии с течением в окрестности передней кромки затупленной модели. Падающая слабая ударная волна приводила к значительному искажению среднего течения в пограничном слое и вызывала как уменьшение, так и увеличение толщины сдвигового слоя на поверхности модели. Помимо этого было обнаружено смещение трансзвуковой части пограничного слоя к поверхности модели. Однако в работе был проведен лишь интегральный анализ измеренных возмущений, и необходимы дальнейшие исследования для подтверждения сделанных выводов. Данная работа посвящена комплексному анализу экспериментальных данных, полученных в пограничном слое затупленной пластины в области влияния внешней слабой ударной волны, порождаемой двумерной неровностью на боковой стенке аэродинамической трубы Т-325 при числе Маха $M = 2,5$.

Постановка экспериментов

Эксперименты выполнены в малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН

при числе Маха $M = 2,5$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = (8 \pm 0,1) \times 10^6 m^{-1}$. В экспериментах использовалась модель плоской пластины длиной 440 мм и шириной 200 мм. Модель с радиусом притупления передней кромки $r = 2,5$ мм устанавливалась в рабочей части трубы под нулевым углом атаки.

Для генерации слабой ударной волны использовалась неровность на поверхности боковой стенки в рабочей части трубы. В качестве неровности использовалась клейкая лента толщиной 0,13 мм. Схема экспериментов приведена на рис. 1, где P – слабая ударная волна от выступа, L – расстояние от выступа до передней кромки пластины. Расстояние $L = 234$ мм выбиралось таким образом, чтобы в измерительном сечении волна P приходила в центральную область рабочей части трубы. Начало координат $z = 0$ соответствует центральной линии по ширине модели, $x = 0$ – передней кромке модели, $y = 0$ мм – поверхности модели. Измерения проводились по координате y (перпендикулярно модели) при $x = 90$ мм, на рис. 1 области измерений отмечены красными кругами.

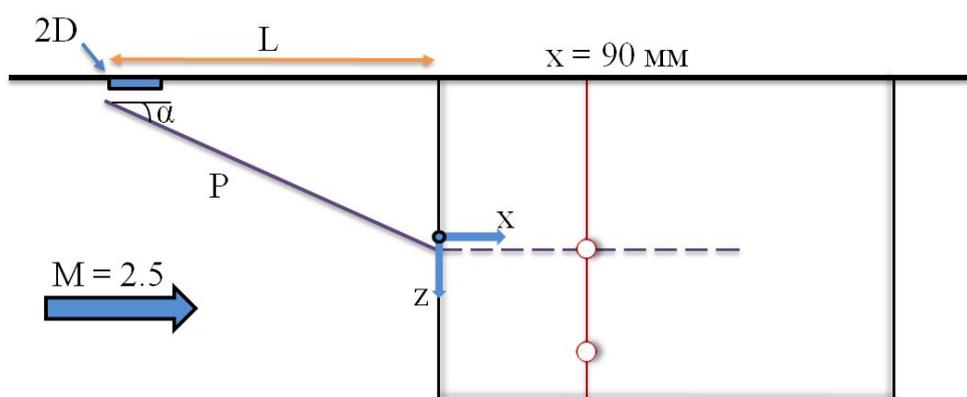


Рис. 1. Схема экспериментов

Fig. 1. Scheme of Experiments

Для измерения пульсаций и характеристик среднего течения использовался термоанемометр постоянного сопротивления. Датчик термоанемометра изготавливался из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной около 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика устанавливалась равной 0,8, измеренные возмущения на 95 % состояли из пульсаций массового расхода. С помощью термоанемометра были определены значения среднего напряжения E и осциллограммы пульсационного сигнала $e'(t)$. Для определения частотных спектров возмущений использовалось дискретное преобразование Фурье. Кроме того, проводился статистический анализ сигналов термоанемометра – строились распределения плотности вероятности. Более подробно обработка экспериментальных данных описана в [17–18].

Результаты

На рис. 2 представлены профили среднеквадратичных пульсаций и среднего массового расхода в области влияния слабой ударной волны от выступа и их сравнение с невозмущенным пограничным слоем. Толщина пограничного слоя вне области влияния слабой ударной волны составляет порядка 1 мм в обоих случаях. Среднеквадратичные пульсации в области влияния волны P (рис. 2, a) имеют много большие значения относительно невозмущенного пограничного слоя. Изменение пульсаций массового расхода относительно невозмущенного пограничного слоя наблюдается до 1,8 мм при $z = 11,5$ мм, до 2,1 мм при $z = 12,4$ мм, до 0,9 мм при $z = 15,3$ мм. Схожая картина наблюдается в распределениях среднего массово-

го расхода (рис. 2, *b*) для профилей при $z = 12,4$ мм и $z = 15,3$ мм, однако при $z = 11,5$ мм выход среднего массового расхода на постоянное значение наблюдается при $y \approx 0,7$ мм.

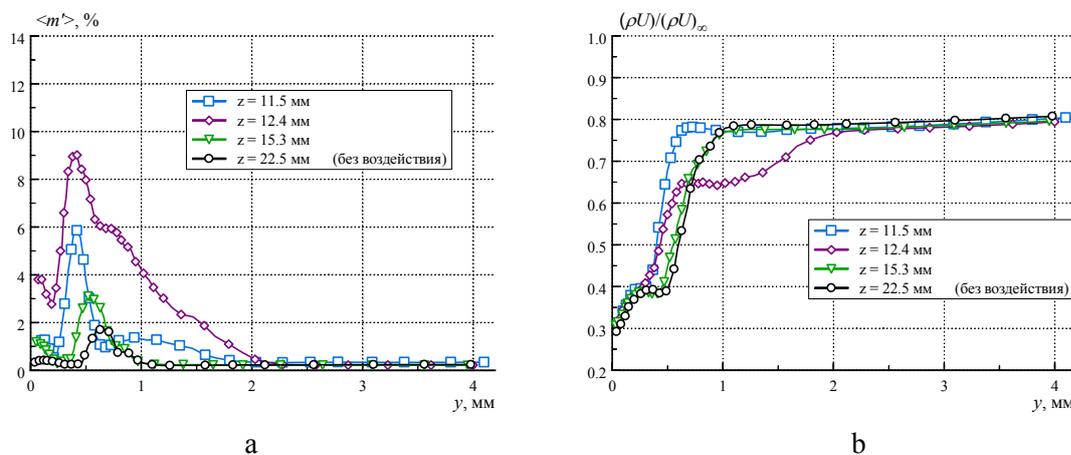


Рис. 2. Профили среднеквадратичных пульсаций (*a*) и среднего массового расхода (*b*) в пограничном слое модели

Fig. 2. Profiles of Root Mean Square Pulsation (*a*) and Mean Mass Flow (*b*) in the Boundary Layer of the Model

На рис. 3 представлены амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода и статистические диаграммы измеренных возмущений в невозмущенном пограничном слое модели при $z = 22,5$ мм. Внутри сдвигового слоя наблюдается повышенный уровень возмущений (при значениях $y < 1$ мм) в диапазоне частот до 30 кГц (рис. 3, *a*) относительно свободного потока над пограничным слоем (при $y > 1$ мм). Из сравнения распределений плотности вероятностей пульсаций в пограничном слое с Гауссовским сигналом (рис. 3, *b*) видно, что для всех измеренных значений распределение плотности вероятности соответствует нормальному распределению плотности вероятности.

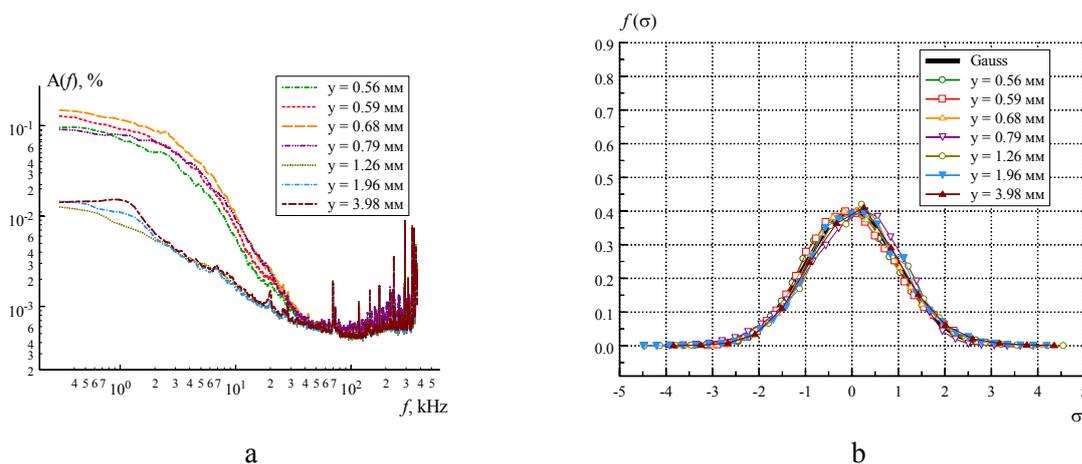


Рис. 3. Амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода (*a*) и статистические диаграммы (*b*) измеренных возмущений в пограничном слое модели при $z = 22,5$ мм

Fig. 3. Amplitude-Frequency Spectra of Mass Flow Pulsations (*a*) and Statistical Diagrams (*b*) of the Measured Disturbances in the Boundary Layer of the Model at $z = 22.5$ mm

На рис. 4–6 представлены амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода и статистические диаграммы измеренных возмущений при различных значениях y и z в области стационарных возмущений, порожденных взаимодействием ударной волны с передней кромкой модели. На спектрах для сравнения приведен спектр пульсаций свободного потока над невозмущенным пограничным слоем. Отметим, что все представленные данные получены в сверхзвуковой части пограничного слоя.

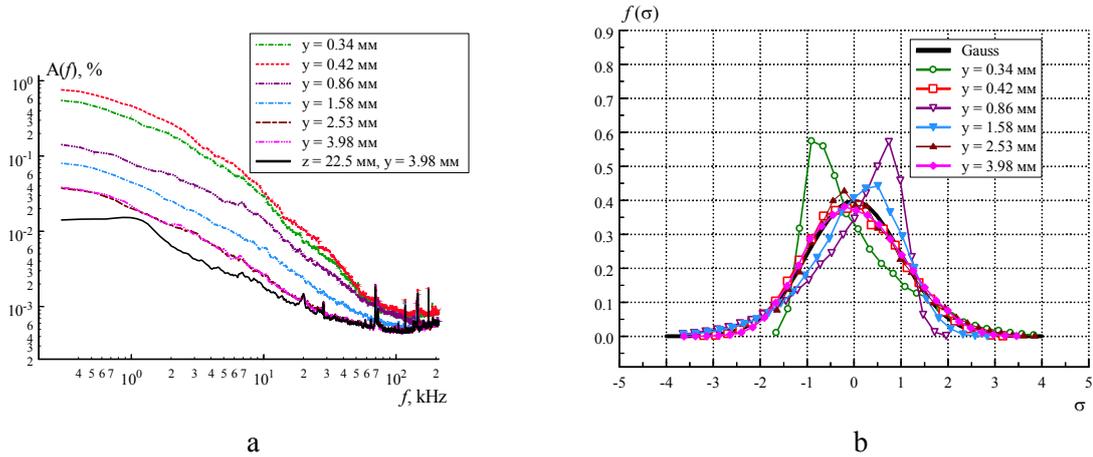


Рис. 4. Амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода (а) и статистические диаграммы (b) измеренных возмущений в пограничном слое модели при $z = 11,5$ мм
Fig. 4. Amplitude-Frequency Spectra of Mass Flow Pulsations (a) and Statistical Diagrams (b) of the Measured Disturbances in the Boundary Layer of the Model at $z = 11.5$ mm

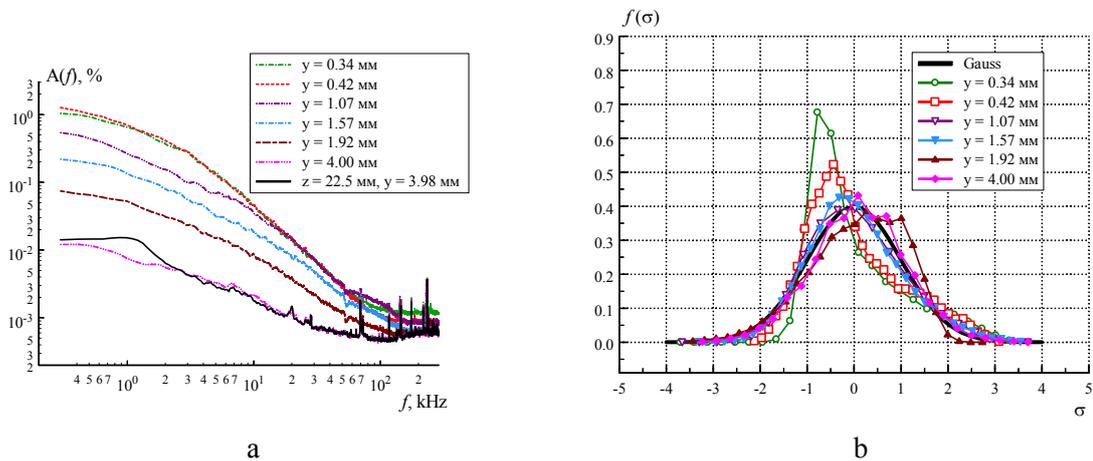


Рис. 5. Амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода (а) и статистические диаграммы (b) измеренных возмущений в пограничном слое модели при $z = 12,4$ мм
Fig. 5. Amplitude-Frequency Spectra of Mass Flow Pulsations (a) and Statistical Diagrams (b) of the Measured Disturbances in the Boundary Layer of the Model at $z = 12.4$ mm

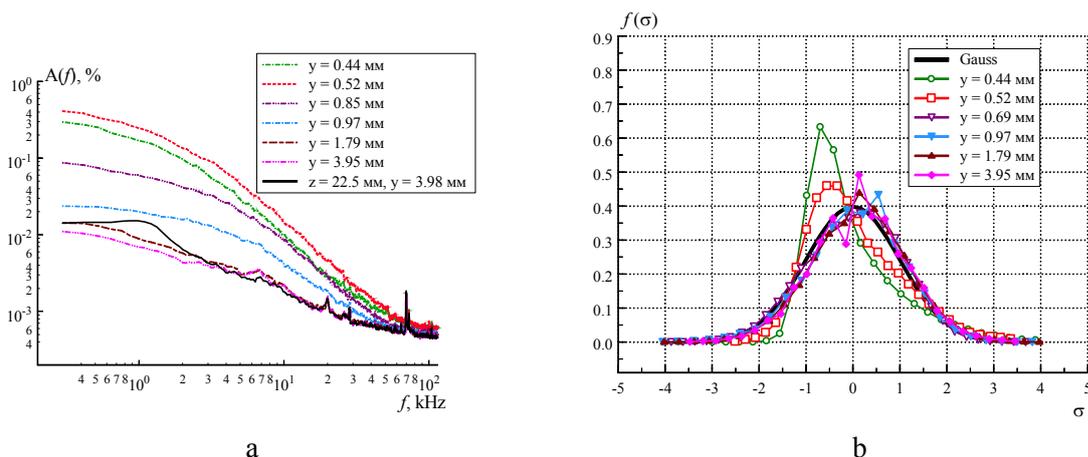


Рис. 6. Амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода (а) и статистические диаграммы (б) измеренных возмущений в пограничном слое модели при $z = 15,3$ мм

Fig. 6. Amplitude-Frequency Spectra of Mass Flow Pulsations (a) and Statistical Diagrams (b) of the Measured Disturbances in the Boundary Layer of the Model at $z = 15.3$ mm

В спектральном составе возмущений при $z = 11,5$ мм (см. рис. 4, а) происходят отклонения амплитудно-частотных спектров от спектра, измеренного над невозмущенной частью пограничного слоя, во всем измеренном сечении до $y = 3,98$ мм. Статистические показатели, представленные на рис. 4, б, также имеют отклонения от нормального распределения плотности вероятности во всем измеренном сечении.

В спектральном составе возмущений при $z = 12,4$ мм (см. рис. 5, а) наблюдаются отклонения амплитудно-частотных спектров от спектра, измеренного над невозмущенной частью пограничного слоя. При $y > 1,92$ мм наблюдается снижение отклонения спектров, при $y \approx 3,9$ мм спектральный состав возмущений подобен невозмущенному пограничному слою. Однако статистические показатели в том же профиле, представленные на рис. 5, б, имеют отклонения от нормального распределения плотности вероятности во всем измеренном профиле.

В спектральном составе возмущений при $z = 15,3$ мм (см. рис. 6, а) наблюдаются отклонения амплитудно-частотных спектров от спектра, измеренного над невозмущенной частью пограничного слоя до значений $y \approx 1$ мм, в то время как статистические показатели, представленные на рис. 6, б, имеют отклонения от нормального распределения плотности вероятности во всем измеренном сечении.

Заключение

Проведено экспериментальное исследование воздействия внешней слабой ударной волны, порождаемой двумерной неровностью на боковой стенке АДТ Т-325, на течение в пограничном слое плоской затупленной пластины при числе Маха $M = 2,5$. Пограничный слой на плоской пластине оказывается чувствительным к воздействию слабой ударной волны на переднюю кромку пластины. Уровень возмущений в пограничном слое в области влияния слабой ударной волны составляет до 9 %, что значительно больше по сравнению с уровнем пульсаций невозмущенного пограничного слоя (около 2 %).

Проведенный спектральный и статистический анализ измеренных возмущений в пограничном слое показал, что в области влияния слабой ударной волны наблюдаются отклонения

амплитудно-частотных спектров от спектров измеренного над невозмущенной частью пограничного слоя как в низкочастотных, так и в высокочастотных частях спектров. Статистический анализ сигналов термоанемометра также показал, что в области влияния слабой ударной волны на течение в пограничном слое затупленной пластины наблюдаются отклонения в распределениях сигналов от нормального распределения плотности вероятности. Отметим, что в ряде случаев изменение статистических показателей происходит выше верхней границы пограничного слоя, определенной по интегральным зависимостям, тогда как в невозмущенной части пограничного слоя статистический, спектральный и интегральный анализ дают согласующиеся результаты.

Список литературы

1. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 134 с.
2. Pate S. R. Effect of wind tunnel disturbances on boundary layer transition with emphasis on radiated noise: a review. *AIAA*, 1980, paper 80-431.
3. Laufer J. Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels. *Aerospace Sci.*, 1961, vol. 28, no. 9, p. 685–692.
4. Kendall J. M. Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition. *AIAA J.*, 1975, vol. 13, no. 3, p. 290–299.
5. Гапонов С. А., Семенов А. Н. Численное моделирование взаимодействия сверхзвукового пограничного слоя с акустической волной // Изв. РАН. МЖГ. 2018. № 6. С. 76–86.
6. Ваганов А. В., Ермолаев Ю. Г., Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Панина А. В., Семенов Н. В., Яцких А. А. К воздействию падающей волны Маха на сверхзвуковой пограничный слой // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 1. С. 45–50.
7. Kocharin V. L., Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Semionov N. V. Experimental study of weak shock waves influence on the supersonic boundary layer of the flat plate model. *EPJ Web of Conferences*, 2019, vol. 196, no. 00018.S.1, p. 1–4. DOI 10.1051/epjconf/201919600018
8. Яцких А. А., Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г., Панина А. В., Семенов Н. В. Экспериментальное исследование воздействия пары слабых волн на ламинарно-турбулентный переход на линии растекания скользящего цилиндра // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2016. Т. 11, № 2. С. 28–36.
9. Ваганов А. В., Ермолаев Ю. Г., Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Панина А. В., Семенов Н. В. О воздействии падающей волны Маха на поле пульсаций в пограничном слое при обтекании плоского дельта-крыла // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 1. С. 29–38.
10. Косинов А. Д., Голубев М. П., Павлов Ал. А. К определению механизма взаимодействия волн Маха с головной ударной волной // Сиб. физ. журн. 2017. Т. 12, № 2. С. 20–27.
11. Kocharin V. L., Semionov N. V., Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Yatskikh A. A. Experimental study of effect of a couple of weak shock waves on boundary layer of the blunt flat plate. In: *AIP Conf. Proc.*, 2018, vol. 2027, p. 040026.
12. Vaganov A. V., Kosinov A. D., Noev A. Yu., Radchenko V. N., Skuratov A. S. Regimes of flow turbulization near swept wing edge in hypersonic flow. In: *AIP Conf. Proc.*, 2018, vol. 2027, no. 1, S.I. 030112. DOI 10.1063/1.5065206
13. Kosinov A. D., Yatskikh A. A., Yermolaev Yu. G., Semionov N. V., Kolosov G. L., Piterimova M. V. On mechanisms of the action of weak shock waves on laminar-turbulent transition in supersonic boundary layer. In: *AIP Conf. Proc.*, 2017. vol. 1893, no. 1, p. 030072. DOI 10.1063/1.5007530.10.1063/1.5007530
14. Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Кочарин В. Л., Семенов Н. В., Яцких А. А. Об экспериментальном исследовании воздействия слабых ударных волн на пограничный слой

- плоской притупленной пластины при числе Маха 2.5 // Изв. РАН. МЖГ. 2019. № 2. С. 112–118. DOI 10.1134/S0568528119020051
15. Динь К. Х., Егоров И. В., Федоров А. В. Взаимодействие волн Маха и пограничного слоя при сверхзвуковом обтекании пластины с острой передней кромкой // Учен. зап. ЦАГИ. 2017. Т. 48, № 4. С. 10–19.
 16. Динь К. Х., Егоров И. В., Федоров А. В. Влияние волн Маха на ламинарно-турбулентный переход при сверхзвуковом обтекании плоской пластины // Изв. РАН. МЖГ. 2018. № 5. С. 113–124.
 17. Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G. Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Novosibirsk, 1999, 24 p. (Pre-print ITAM SB RAS; No. 6-99)
 18. Семисынов А. И., Косинов А. Д. Применение спектров высокого порядка и статистических методов для изучения нелинейной стадии перехода в сверхзвуковом пограничном слое. Новосибирск, 2002. 39 с. (Препринт ИТПМ СО РАН; No. 9-2002)

References

1. Gaponov S. A., Maslov A. A. Development of Disturbances in Compressible Flows. Novosibirsk, Nauka, 1980. (in Russ.)
2. Pate S. R. Effect of wind tunnel disturbances on boundary layer transition with emphasis on radiated noise: a review. *AIAA*, 1980, paper 80-431.
3. Laufer J. Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels. *Aerospase Sci.*, 1961, vol. 28, no. 9, p. 685–692.
4. Kendall J. M. Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition. *AIAA J.*, 1975, vol. 13, no. 3, p. 290–299.
5. Gaponov S. A., Semenov A. N., *Fluid Dynamics*, 2018, vol. 53 (6), p. 795–804.
6. Vaganov A. V., Ermolaev Yu. G., Kolosov G. L., Kosinov A. D., Panina A. V., Semionov N. V. Impact of incident mach wave on supersonic boundary layer. *Thermophysics Aeromechanics*, 2016, vol. 23 (1), p. 43–48.
7. Kocharin V. L., Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Semionov N. V. Experimental study of weak shock waves influence on the supersonic boundary layer of the flat plate model. *EPJ Web of Conferences*, 2019, vol. 196, no. 00018.S.I, p. 1–4. DOI 10.1051/epjconf/201919600018
8. Yatskikh A. A., Kolosov G. L., Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Panina A. V., Semionov N. V. Experimental study of effects of couple weak waves on laminar-turbulent transition on attachment line of swept cylinder. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2016, vol. 11, no. 2, p. 28–36. (in Russ.)
9. Vaganov A. V., Ermolaev Yu. G., Kolosov G. L., Kosinov A. D., Panina A. V., Semionov N. V. Impact of an incident mach wave on the fluctuation field in the boundary layer on a plane delta wing. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2014, vol. 9, no. 1, p. 29–38. (in Russ.)
10. Kosinov A. D., Golubev M. P., Pavlov Al. A. On the determination of the mechanism of the interaction between mach waves and a bow shock wave. *Siberian Journal of Physics*, 2017, vol. 12, no. 2, p. 20–27 (in Russ.)
11. Kocharin V. L., Semionov N. V., Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Yatskikh A. A. Experimental study of effect of a couple of weak shock waves on boundary layer of the blunt flat plate. In: AIP Conf. Proc., 2018, vol. 2027, p. 040026.
12. Vaganov A. V., Kosinov A. D., Noev A. Yu., Radchenko V. N., Skuratov A. S. Regimes of flow turbulization near swept wing edge in hypersonic flow. In: AIP Conf. Proc., 2018, vol. 2027, no. 1, S.I. 030112. DOI 10.1063/1.5065206
13. Kosinov A. D., Yatskikh A. A., Yermolaev Yu. G., Semionov N. V., Kolosov G. L., Piterimova M. V. On mechanisms of the action of weak shock waves on laminar-turbulent transition in supersonic boundary layer. In: AIP Conf. Proc., 2017. vol. 1893, no. 1, p. 030072. DOI 10.1063/1.5007530.10.1063/1.5007530

14. **Ermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Kocharin V. L., Semenov N. V., Yatskikh A. A.** Experimental investigation of the weak shock wave influence on the boundary layer of a flat blunt plate at the Mach number 2.5. *Fluid Dynamics*, 2019, vol. 54, no. 2, p. 257–263. DOI 10.1134/S0015462819020058
15. **Din Q. H., Egorov I. V., Fedorov A. V.** *Uch. Zap. TsAGI*, 2017, vol. 48 (4), p. 10–19. (in Russ.)
16. **Din Q. H., Egorov I. V., Fedorov A. V.** *Fluid Dynamics*, 2018, vol. 53 (5), p. 690–701 (in Russ.)
17. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Novosibirsk, 1999, 24 p. (Pre-print ITAM SB RAS; No. 6-99).
18. **Semisynov A. I., Kosinov A. D.** Preprint ITAM SB RAS 9-2002 (ITAM SB RAS, Novosibirsk, 2002). (in Russ.)

*Материал поступил в редколлегию
Received
09.04.2019*

Сведения об авторах / Information about the Authors

Кочарин Василий Леонидович, аспирант, Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)
Vasily L. Kocharin, PhD Student, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)
kocharin1208@gmail.com

Яцких Алексей Анатольевич, младший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия); ассистент преподавателя, Новосибирский государственный университет (ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия)
Aleksey A. Yatskikh, Junior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation); Teaching Assistant, Novosibirsk State University (2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)
73.yatskikh@gmail.com

Косинов Александр Дмитриевич, доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией, главный научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия); профессор, Новосибирский государственный университет (ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия)
Aleksandr D. Kosinov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Head of Laboratory, Principal Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation); Professor, Novosibirsk State University (2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)
kosinov@itam.nsc.ru

Ермолаев Юрий Геннадьевич, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия); ассистент преподавателя, Новосибирский государственный университет (ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия)

Yuriy G. Yermolaev, PhD, Senior Fellow, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation); Teaching Assistant, Novosibirsk State University (2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)

yermol@itam.nsc.ru

Семёнов Николай Васильевич, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Nikolay V. Semionov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Leading Research Fellow, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)

semion@itam.nsc.ru