

УДК 532.526  
DOI 10.25205/2541-9447-2020-15-2-50-60

## **К взаимосвязи возмущений свободного сверхзвукового потока с возмущениями пограничного слоя при числе Маха 2**

**Л. В. Афанасьев<sup>1,2</sup>, А. Д. Косинов<sup>1,2</sup>, Ю. Г. Ермолаев<sup>1,2</sup>, Н. В. Семёнов<sup>1</sup>**

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

<sup>2</sup> *Новосибирский государственный университет  
Новосибирск, Россия*

### *Аннотация*

Проведено экспериментальное исследование влияния пульсаций свободного сверхзвукового потока на пульсации пограничного слоя плоской пластины с острой кромкой с использованием новой трехканальной термоанемометрической системы измерений. Получены пространственно-временные распределения коэффициента корреляции по сечениям пограничного слоя, а также в области ламинарно-турбулентного перехода.

### *Ключевые слова*

эксперимент, сверхзвуковые течения, термоанемометр постоянного сопротивления, коэффициент корреляции, взаимосвязь

### *Источник финансирования*

Исследование проводилось в рамках программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект № АААА-А17-117030610125-7). Эксперименты проведены с использованием оборудования ЦКП «Механика».

### *Для цитирования*

*Афанасьев Л. В., Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г., Семёнов Н. В. К взаимосвязи возмущений свободного сверхзвукового потока с возмущениями пограничного слоя при числе Маха 2 // Сибирский физический журнал. 2020. Т. 15, № 2. С. 50–60. DOI 10.25205/2541-9447-2020-15-2-50-60*

## **About the Relationship between Disturbances in a Free Supersonic Flow and Disturbances in a Boundary Layer at Mach Number 2**

**L. V. Afanasev<sup>1,2</sup>, A. D. Kosinov<sup>1,2</sup>, Yu. G. Yermolaev<sup>1,2</sup>, N. V. Semionov<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> *Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS  
Novosibirsk, Russian Federation*

<sup>2</sup> *Novosibirsk State University  
Novosibirsk, Russian Federation*

### *Abstract*

An experimental study of the effect of pulsations of free supersonic flow on the pulsations of the boundary layer of a flat plate with a sharp edge using a new three-channel hot-wire anemometer measurement system is carried out. The spatial-temporal distributions of the correlation coefficient are obtained for the boundary layer cross sections and for the laminar-turbulent transition region.

### *Keywords*

experiment, supersonic flows, constant temperature hot-wire anemometer, correlation coefficient, relationship

© Л. В. Афанасьев, А. Д. Косинов, Ю. Г. Ермолаев, Н. В. Семёнов, 2020

**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). Experiments were carried out using the equipment of the Joint Access Center "Mechanics".

**For citation**

Afanasev L. V., Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Semionov N. V. About the Relationship between Disturbances in a Free Supersonic Flow and Disturbances in a Boundary Layer at Mach Number 2. *Siberian Journal of Physics*, 2020, vol. 15, no. 2, p. 50–60. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2020-15-2-50-60

**Введение**

При проведении экспериментального исследования устойчивости сверхзвукового пограничного слоя с использованием аэродинамических установок необходимо учитывать наличие акустических возмущений в свободном потоке. Автор работы [1] отмечал, что при использовании теории устойчивости нужно учитывать ответную реакцию пограничного слоя на воздействие внешнего звукового поля. В работе [2] было проведено исследование происхождения и развития возмущений в безградиентных пограничных слоях. Кендалл доказал, что существует взаимосвязь между пульсациями внутри пограничного слоя и внешними акустическими пульсациями свободного потока; полученные им коэффициенты корреляции показывают, что влияние звукового поля на пограничный слой монотонно возрастает с числом Маха вплоть до  $M = 5,6$ . Однако автор отмечает, что механизм воздействия акустических возмущений на пограничный слой неизвестен, и этот вопрос требует дополнительных исследований.

Несмотря на то что использование корреляционных функций для исследования структуры турбулентности применяется довольно часто [3–5], в литературе не удалось найти других работ с применением корреляционного метода для исследования отклика сверхзвукового пограничного слоя на возмущения внешнего потока. По всей видимости, Кендалл был первым, кто применил подобный метод исследования применительно к сверхзвуковому пограничному слою.

Особого внимания требует методика проведения измерений в работе [2]. Все измерения пульсационных характеристик потока проводились посредством термоанемометра постоянного тока, при измерении коэффициентов корреляции использовались линия задержки и модуль аналогового умножения. Получены распределение корреляции при времени задержки в 100 мкс и числе Маха 4,5, однако углы распространения волн в пограничном слое не были получены.

Для решения проблемы восприимчивости пограничного слоя к акустическим возмущениям необходимо иметь оборудование для синхронных измерений в сверхзвуковых потоках. Таким образом, цель данной работы – провести проверку ранее созданной трехканальной термоанемометрической системы [6] путем проведения эксперимента и сравнения результатов с уже имеющимися экспериментальными данными.

**Постановка экспериментов**

Эксперимент выполнен в малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН. Изучение взаимосвязи между свободным потоком и пограничным слоем плоской пластины проводились при числе Маха 2 и единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = (11 \pm 0,1) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ , схема эксперимента изображена на рис. 1–3. Для получения корреляционных функций между пульсациями свободного потока и пульсациями пограничного слоя плоской пластины один из датчиков термоанемометра был установлен под пластиной таким образом, чтобы его ниточка

располагалась перед ударной волной (номер 2 на рис. 1), такое месторасположение продиктовано следующими соображениями:

- датчик не должен создавать возмущений в потоке над пластиной;
- после прохождения скачка уплотнения акустические возмущения переходят в другие моды: вихревые, энтропийные, акустические; для исключения влияния ударной волны на измеряемые параметры ниточка датчика выносится перед скачком уплотнения.

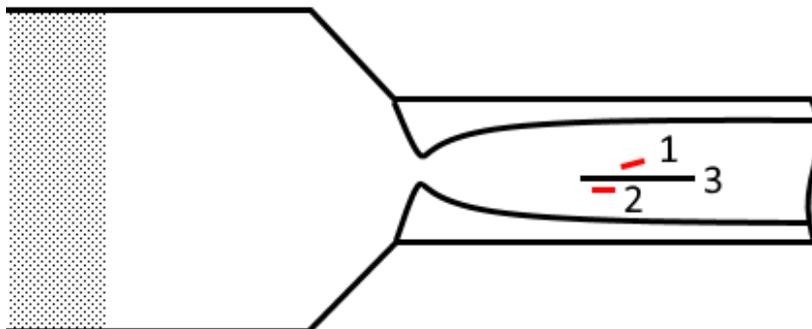


Рис. 1. Схема расположения датчиков и модели в рабочей части: 1 – датчик над пластиной, установленный на штанге с координатным устройством; 2 – датчик в свободном потоке рабочей части; 3 – модель плоской пластины

Fig. 1. Schematic diagram of sensors location and model in the test section: 1 – sensor above the flat plate; 2 – sensor in the free flow of the test section; 3 – model of a flat plate

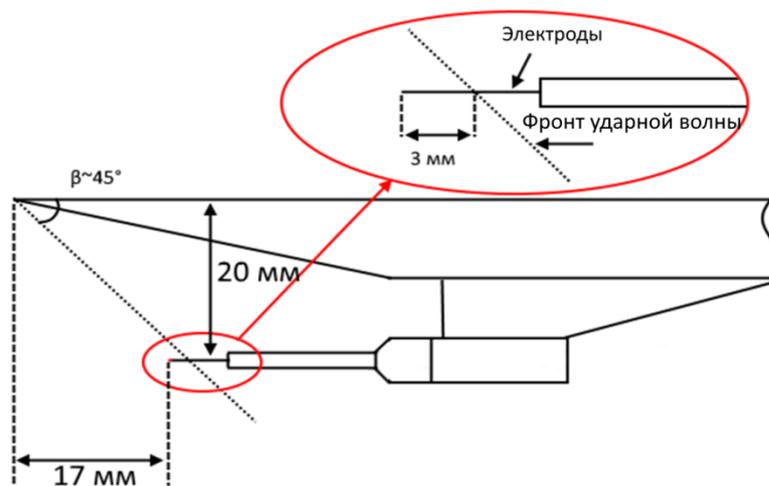


Рис. 2. Положение датчика под пластиной  
Fig. 2. The position of the sensor underneath the plate

Для измерения пульсационных и средних параметров течения использовались два термоанемометра постоянного сопротивления серии СТА-2017 [7]. Датчики термоанемометров были изготовлены из вольфрамовой нити толщиной 10 мкм и длиной 1,7 мм. Измерения проводились при перегреве равном 0,7. Измерительная система представлена на рис. 3.

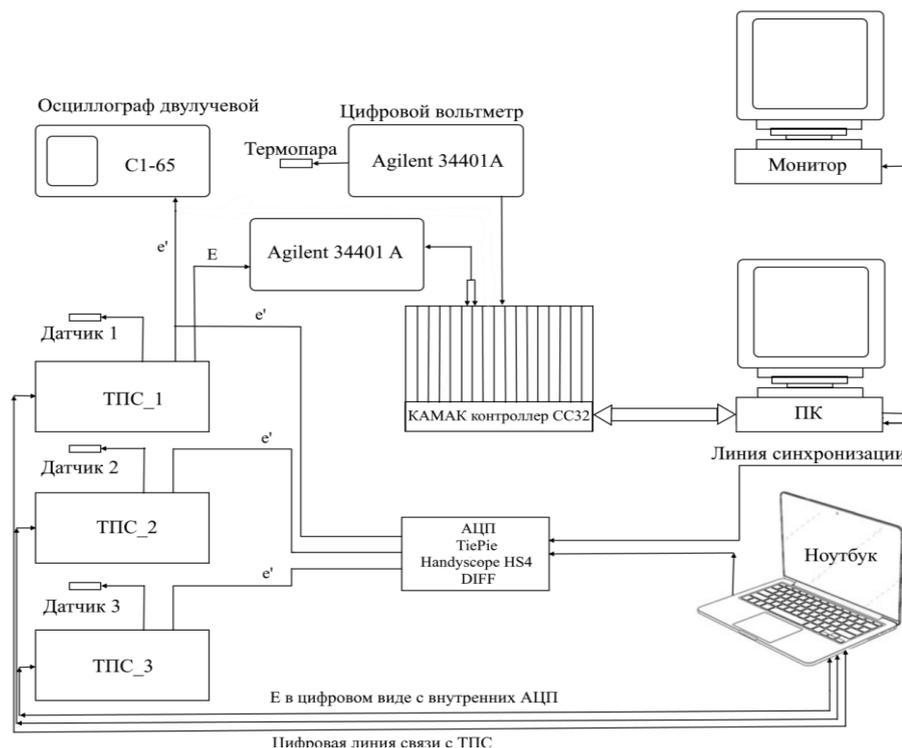


Рис. 3. Схема измерительной системы. В данном эксперименте использовалось два ТПС из трех  
 Fig. 3. Diagram of the measuring system

С помощью термоанемометров постоянного сопротивления получены данные о пульсациях массового расхода. Измерение средних напряжений каждого канала происходило с помощью внутренних АЦП с разрядностью 24 бита. Пульсационный сигнал оцифровывался с помощью АЦП TiePie Handyscope HS4 DIFF с разрешением 14 бит и частотой дискретизации 195,3125 кГц, длина реализации 131 072 точек, что соответствует 0,67 секунды.

Оценка взаимосвязи электрических сигналов производилась с помощью построения корреляционной функции вида

$$r_{12}(\tau) = \frac{\int f_1(t) f_2(t - \tau) dt}{\sqrt{\int f_1(t)^2 dt * \int f_2(t - \tau)^2 dt}}$$

Необходимо отметить, что взаимовлияние каналов, обусловленное приборами, мало и не учитывается [6].

## Результаты

Получены пространственно-временные распределения коэффициента корреляции по сечениям  $Z$  (ось параллельна передней кромке) при  $Re_\delta = 812$  и  $Re_\delta = 1050$  (ось  $X$  направлена вдоль потока). Положение датчика по  $Y$  (по нормали к пластине) было выбрано исходя из характерных уровней пульсаций потока; сечения сняты в свободном потоке ( $y/\delta \approx 1,4$ ), на границе пограничного слоя ( $y/\delta \approx 1$ ), над максимумом пульсаций ( $y/\delta \approx 0,56$ ) и в максимуме пульсаций пограничного слоя ( $y/\delta \approx 0,47$ ).

На рис. 4 и 5 представлены полученные распределения, демонстрирующие, что коэффициент корреляции в некоторых областях измерений значительно выше ( $r_{12}$  достигает значений 0,25), чем коэффициенты корреляции, представленные в работе Кендалла [2] ( $r_{12} \approx 0,1$  для Маха  $M = 2,2$  и  $Re_1 = 3,4 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ ). Показано, что изолинии коэффициентов корреляции имеют несимметричное распределение, в отличие от представленных Кендаллом [2] для числа Маха  $M = 4,5$  и  $Re_1 = 7,2 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Необходимо отметить, что пространственно-временные распределения во всех измеренных сечениях схожи.

На рис. 6 и 7 явно заметна неравномерность распределений массового расхода и его пульсаций по сечениям внутри пограничного слоя. Подобная несимметричная картина распределений пульсаций, массового расхода и коэффициента корреляции может быть объяснена наличием возмущений набегающего потока преимущественно исходящих от стенки рабочей части. Для подтверждения такого сценария необходимы дополнительные исследования. Для усиления возмущений, исходящих с одной стенки трубы, возможно проведение исследований с установленным на стенке контролируемым источником возмущений, аналогично тому, как это делается в работах [10–14].

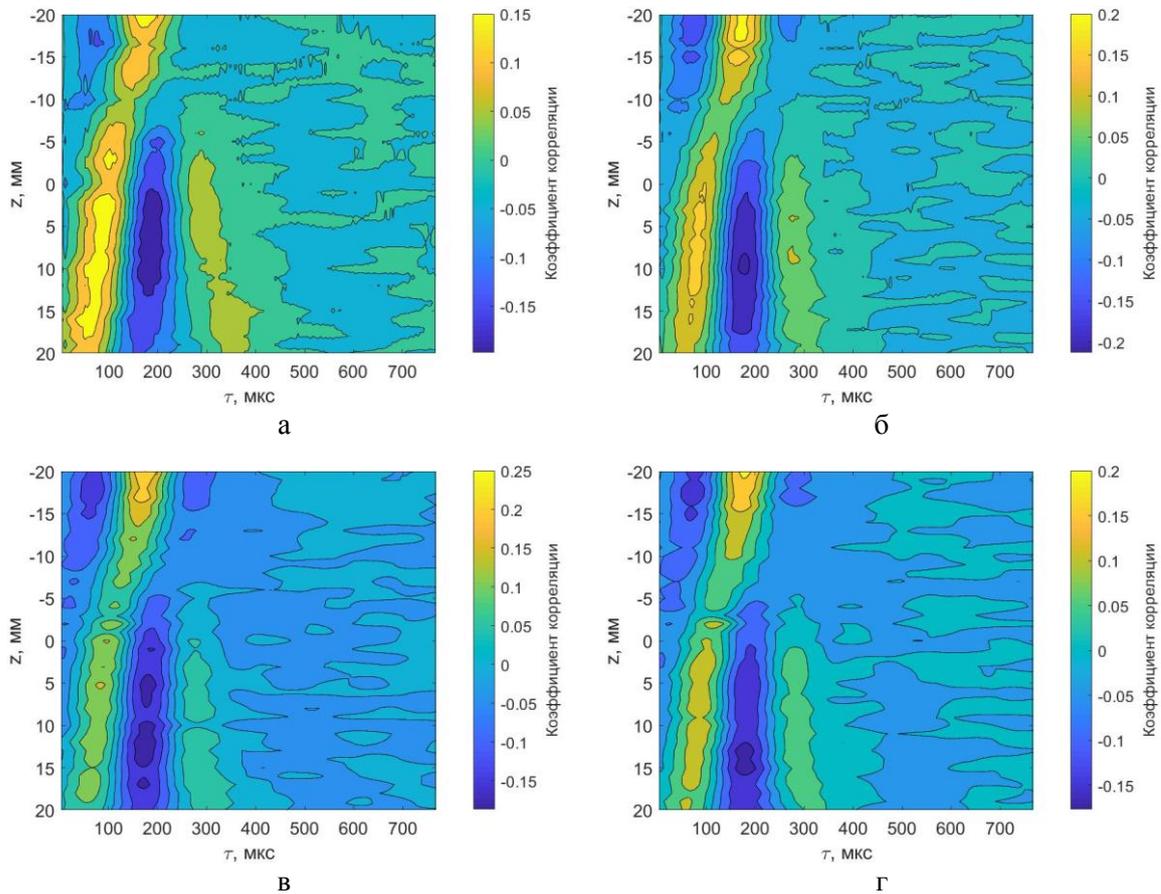


Рис. 4. Пространственно-временная корреляция при  $Re_\delta = 812$ :

$a - y/\delta \approx 1,4$ ;  $б - y/\delta \approx 1$ ;  $в - y/\delta \approx 0,56$ ;  $г - y/\delta \approx 0,47$

Fig. 4. Space-time correlation at  $Re_\delta = 812$ :

$a - y/\delta \approx 1.4$ ;  $b - y/\delta \approx 1$ ;  $c - y/\delta \approx 0.56$ ;  $d - y/\delta \approx 0.47$

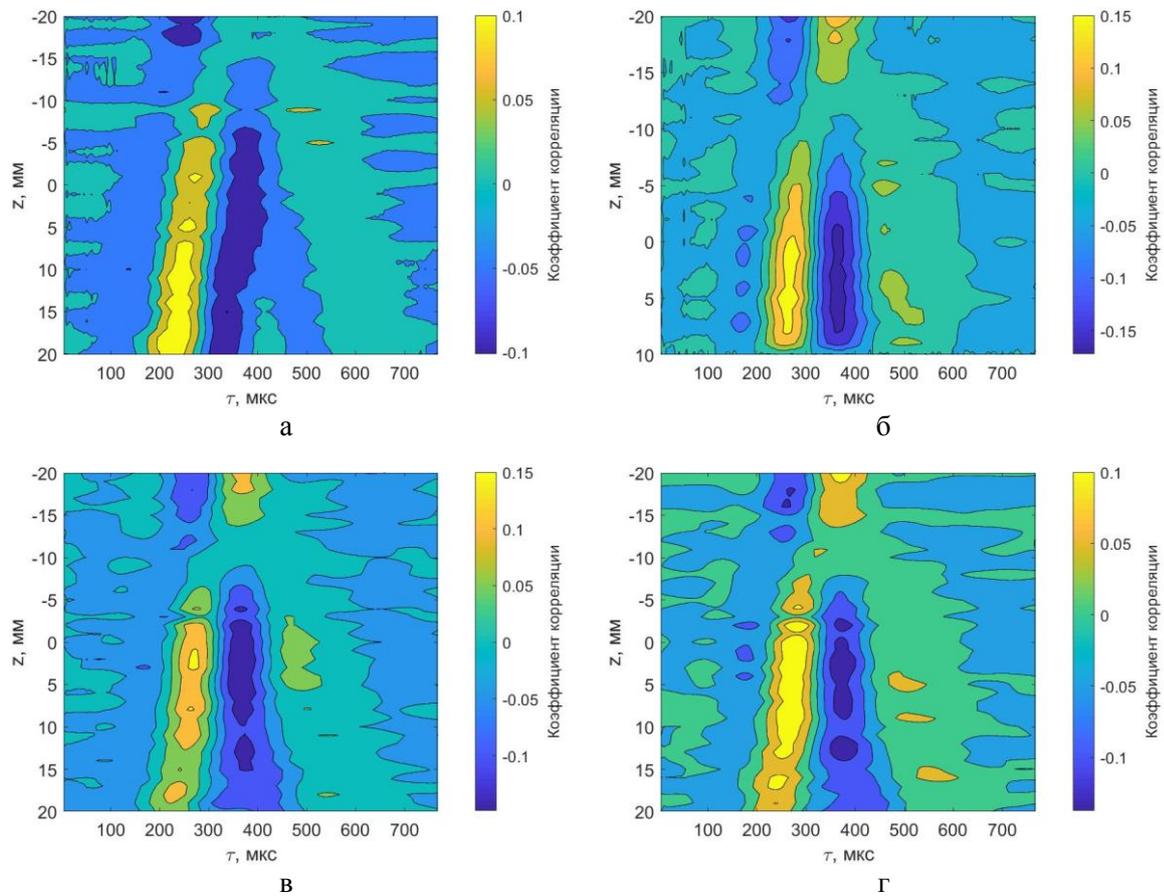


Рис. 5. Пространственно-временная корреляция при  $Re_\delta = 1050$ :  
 $a - y/\delta \approx 1,4$ ;  $б - y/\delta \approx 1$ ;  $в - y/\delta \approx 0,56$ ;  $г - y/\delta \approx 0,47$   
 Fig. 5. Space-time correlation at  $Re_\delta = 1050$ :  
 $a - y/\delta \approx 1.4$ ;  $b - y/\delta \approx 1$ ;  $c - y/\delta \approx 0.56$ ;  $d - y/\delta \approx 0.47$

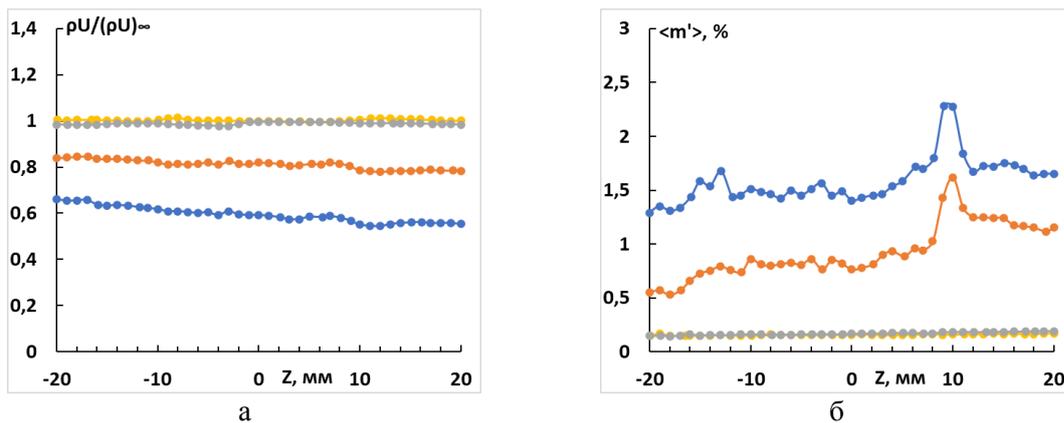


Рис. 6. Распределения массового расхода (а) и пульсаций массового расхода (б) по сечениям пограничного слоя параллельно передней кромке пластины при  $Re_\delta = 812$   
 Fig. 6. Isolines of mass flow and pulsations of mass flow of the boundary layer along the z sections at  $Re_\delta = 812$

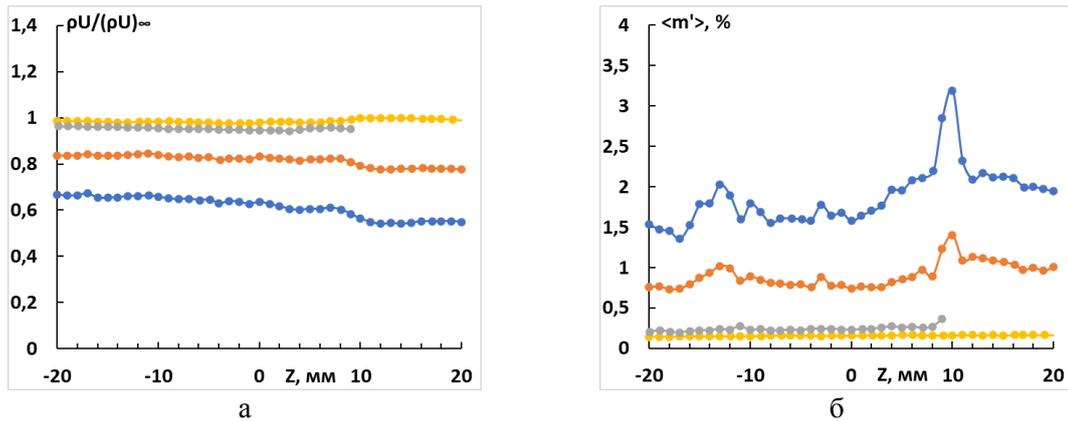


Рис. 7. Распределения массового расхода (а) и пульсаций массового расхода (б) по сечениям пограничного слоя параллельно передней кромке при  $Re_{\delta} = 1050$   
 Fig. 7. Isolines of mass flow and pulsations of mass flow of the boundary layer along the  $z$  sections at  $Re_{\delta} = 1050$

Также были проведены измерения коэффициента корреляции вдоль оси  $X$ , внутри пограничного слоя в области максимального уровня возмущений. При этом положение датчика по нормальной к поверхности координате  $Y$  определялось условием неизменности массового расхода, а  $y/\delta \approx 0,5$ . На рис. 8 представлены полученные данные: максимальное значение коэффициента корреляции, среднеквадратичные значения возмущений пограничного слоя, а также отмечены точки с нелинейным развитием возмущений. При построении коэффициента корреляции в области ламинарно-турбулентного перехода из исходного сигнала с помощью Фурье преобразований вычитались низкие частоты.

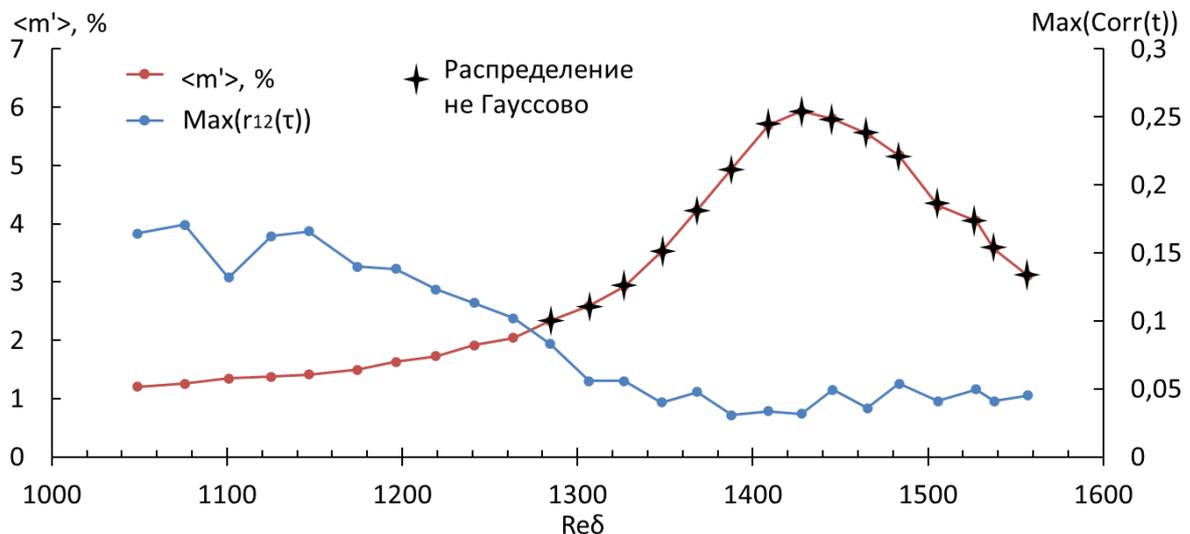


Рис. 8. Область ламинарно-турбулентного перехода ( $z = 0, y/\delta \approx 0,5$ ), показаны среднеквадратичные пульсации массового расхода и максимум функции корреляции  
 Fig. 8. The region of the laminar-turbulent transition ( $z = 0, y/\delta \approx 0,5$ ), the mean-square pulsations of the mass flow rate and the maximum of the correlation function are shown

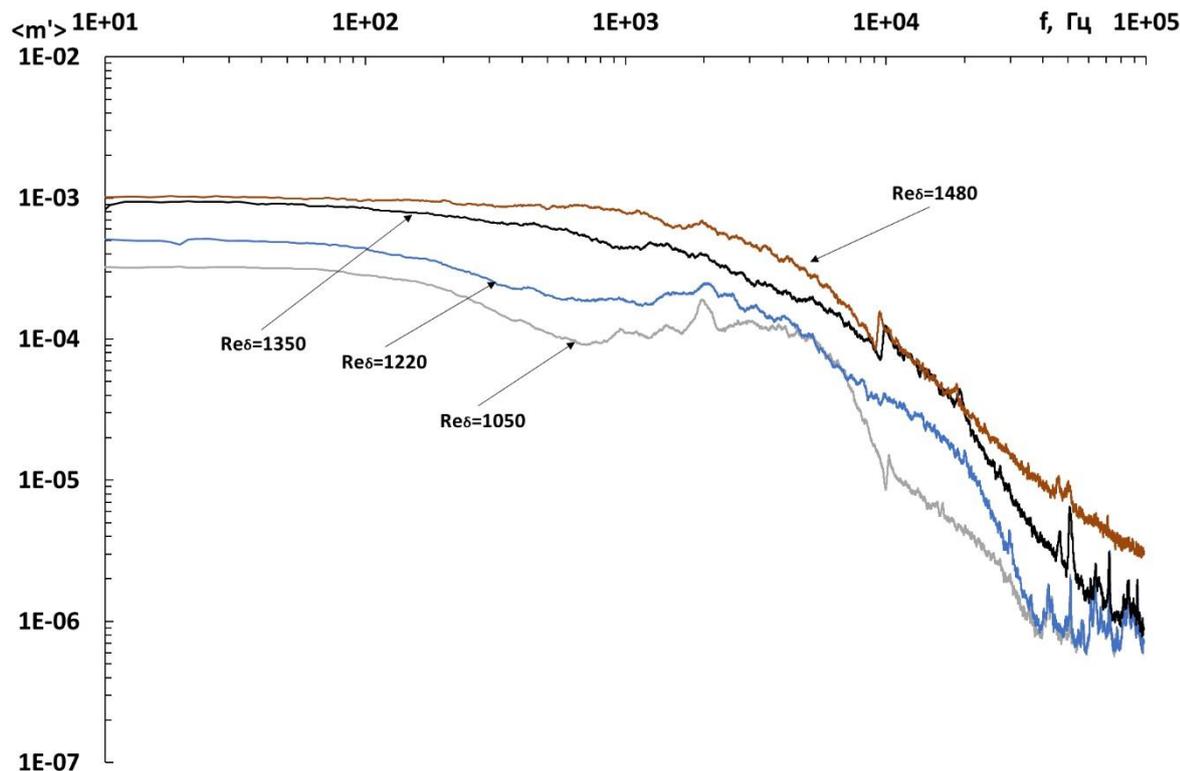


Рис. 9. Спектры возмущений в области ламинарно-турбулентного перехода  
 Fig. 9. Spectra of disturbances of mass flow in the region of the laminar-turbulent transition

Снижение коэффициента корреляции происходит при приближении к области, в которой наблюдается нелинейное развитие возмущений в пограничном слое. Анализ линейности развития возмущений в пограничном слое выполнен по методике, описанной в [8; 9]. Выполненный анализ статистического распределения сигнала с датчика в пограничном слое показывает, что область, в которой возникает нелинейное развитие возмущений внутри пограничного слоя, начинается с  $Re_\delta \sim 1280$  (см. рис. 8).

На рис. 9 изображены спектры возмущений в области ламинарно-турбулентного перехода. В первых двух спектрах (при  $Re_\delta = 1050$  и  $Re_\delta = 1220$ ) видно нарастание возмущений с частотами 6–30 кГц. Вниз по потоку наблюдается заполнение спектра возмущений в пограничном слое.

### Заключение

Проведено экспериментальное исследование взаимосвязи пульсаций свободного сверхзвукового потока и пульсаций пограничного слоя пластины с острой кромкой при числе Маха  $M = 2$  и числе Рейнольдса  $Re_1 = 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Получены пространственно-временные распределения коэффициента корреляции в сечениях параллельных передней кромки. Эксперименты проводились на установке АДТ-325 ИТПМ СО РАН.

Обнаружено, что возмущения набегающего потока связаны с возмущениями пограничного слоя. Экспериментально полученные пространственно-временные распределения коэффициента корреляции демонстрируют, что величина коэффициента может достигать значений до 0,25. Несимметричность распределений, возможно, связана с особенностями данных экспериментов, здесь требуются дальнейшие исследования.

Установлено, что коэффициент корреляции значительно снижается в области нелинейного развития возмущений до значений, не позволяющих утверждать о влиянии внешних возмущений потока на развитие возмущений в пограничном слое.

### Список литературы

1. **Mack L. M.** Linear Stability Theory and the Problem of Supersonic Boundary Layer Transition. *AIAA Journal*, 1975, vol. 13 (3), p. 278–289.
2. **Kedall J. M.** Wind Tunnel Experiments Relating to Supersonic and Hypersonic Boundary-Layer Transition. *AIAA Journal*, 1975, vol. 13 (3), p. 290–299.
3. **Jones G. S., Stainback P. C., Harris C. D., Brooks C. W., Clukey S. J.** Flow Quality Measurements for the Langley 8-Foot Transonic Pressure Tunnel LFC Experiment. In: AIAA-89-0150, 1989.
4. **Лебига В. А., Зиновьев В. Н., Пак А. Ю.** Применение термоанемометра для измерения характеристик произвольного акустического поля в сжимаемых потоках // Прикладная механика и техническая физика. 2002. Т. 43, № 3. С. 176–181.
5. **Frenkiel F. N., Klebanoff P. S.** Correlation Measurement in a Turbulent Flow using High Speed Computing Methods. *The Physics of Fluids*, 1967, no. 10, p. 1737.
6. **Afanasev L. V., Kocharin V. L., Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G., Kolosov G. L.** The correlation of the pulsations of flow in the settling chamber with the pulsations of supersonic flow. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2019, vol. 1404, p. 012074.
7. **Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Smorodsky B. V., Ermolaev Y. G., Kolosov G. L.** Investigation of laminar-turbulent transition of supersonic boundary layer by scanning constant temperature hot-wire anemometer. In: AIP Conf. Proc., 2018, vol. 2027 (1), p. 040041.
8. **Kosinov A. D., Semisynov A. I.** Character of Evolution of Natural Disturbances in a Supersonic Boundary Layer on a Flat Plate. *Teplofiz. Aeromekh.*, 2003, vol. 10 (1), p. 41–46. [Thermophys. Aeromech., 2003, vol. 10 (1), p. 39–44].
9. **Kosinov A. D., Semisynov A. I.** Using of high-order spectral analysis and statistical features of disturbances for investigation of nonlinear stages of transition in supersonic boundary layer. Preprint.
10. **Kocharin V. L., Afanasev L. V., Kosinov A. D., Yatskikh A. A., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** Experimental investigation of effect of an external wave on supersonic boundary layer of the blunt flat plate. In: AIP Conf. Proc., 2019, vol. 2125 (030104), p. 1–6.
11. **Kocharin V. L., Kosinov A. D., Yatskikh A. A., Afanasev L. V., Ermolaev Yu. G., Semionov N. V.** The experimental study of the weak shock wave action on the boundary layer of the sweep flat plate. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2019, vol. 1404 (012083), p. 1–4.
12. **Kocharin V. L., Kosinov A. D., Yatskikh A. A., Ermolaev Yu. G., Semionov N. V., Piterimova M. V., Shevelkov S. G., Minin O. P.** The impact of weak shock waves on the flow in the boundary layer of a flat plate with a variable sweep angle of the leading edge. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2019, vol. 26 (6), p. 803–809.
13. **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.
14. **Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Kocharin V. L., Semionov N. V., Yatskih 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 (2), p. 257–263.

## References

1. **Mack L. M.** Linear Stability Theory and the Problem of Supersonic Boundary Layer Transition. *AIAA Journal*, 1975, vol. 13 (3), p. 278–289.
2. **Kedall J. M.** Wind Tunnel Experiments Relating to Supersonic and Hypersonic Boundary-Layer Transition. *AIAA Journal*, 1975, vol. 13 (3), p. 290–299.
3. **Jones G. S., Stainback P. C., Harris C. D., Brooks C. W., Clukey S. J.** Flow Quality Measurements for the Langley 8-Foot Transonic Pressure Tunnel LFC Experiment. In: AIAA-89-0150, 1989.
4. **Lebiga V. A., Zinoviev V. N., Pak A. Yu.** The use of a hot-wire anemometer for measuring the characteristics of an arbitrary acoustic field in compressible flows. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2020, vol. 43, no. 3, p. 176–181. (in Russ.)
5. **Frenkiel F. N., Klebanoff P. S.** Correlation Measurement in a Turbulent Flow using High Speed Computing Methods. *The Physics of Fluids*, 1967, no. 10, p. 1737.
6. **Afanasev L. V., Kocharin V. L., Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G., Kolosov G. L.** The correlation of the pulsations of flow in the settling chamber with the pulsations of supersonic flow. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2019, vol. 1404, p. 012074.
7. **Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Smorodsky B. V., Ermolaev Y. G., Kolosov G. L.** Investigation of laminar-turbulent transition of supersonic boundary layer by scanning constant temperature hot-wire anemometer. In: AIP Conf. Proc., 2018, vol. 2027 (1), p. 040041.
8. **Kosinov A. D., Semisynov A. I.** Character of Evolution of Natural Disturbances in a Supersonic Boundary Layer on a Flat Plate. *Teplofiz. Aeromekh.*, 2003, vol. 10 (1), p. 41–46. [Thermophys. Aeromech., 2003, vol. 10 (1), p. 39–44].
9. **Kosinov A. D., Semisynov A. I.** Using of high-order spectral analysis and statistical features of disturbances for investigation of nonlinear stages of transition in supersonic boundary layer. Preprint.
10. **Kocharin V. L., Afanasev L. V., Kosinov A. D., Yatskikh A. A., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** Experimental investigation of effect of an external wave on supersonic boundary layer of the blunt flat plate. In: AIP Conf. Proc., 2019, vol. 2125 (030104), p. 1–6.
11. **Kocharin V. L., Kosinov A. D., Yatskikh A. A., Afanasev L. V., Ermolaev Yu. G., Semionov N. V.** The experimental study of the weak shock wave action on the boundary layer of the sweep flat plate. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2019, vol. 1404 (012083), p. 1–4.
12. **Kocharin V. L., Kosinov A. D., Yatskikh A. A., Ermolaev Yu. G., Semionov N. V., Piterimova M. V., Shevelkov S. G., Minin O. P.** The impact of weak shock waves on the flow in the boundary layer of a flat plate with a variable sweep angle of the leading edge. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2019, vol. 26 (6), p. 803–809.
13. **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.
14. **Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Kocharin V. L., Semionov 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 (2), p. 257–263.

Материал поступил в редколлегию

Received  
31.08.2020

**Сведения об авторах / Information about the Authors**

**Афанасьев Леонид Владимирович**, лаборант, ИТПМ СО РАН (Новосибирск, Россия)

**Leonid V. Afanasev**, laboratory assistant, ITPM SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

l.afanasev@itam.nsc.ru

**Косинов Александр Дмитриевич**, доктор физ.-мат. наук, старший научный сотрудник, заведующий лабораторией, ИТПМ СО РАН (Новосибирск, Россия)

**Aleksandr D. Kosinov**, Doctor of Science (Physics and Mathematics), senior researcher, заведующий лабораторией, ITPM SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

kosinov@itam.nsc.ru

**Ермолаев Юрий Геннадьевич**, кандидат физ.-мат. наук, старший научный сотрудник, ИТПМ СО РАН (Новосибирск, Россия)

**Yuri G. Yermolaev**, PhD, senior researcher, ITPM SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

yermol@itam.nsc.ru

**Семёнов Николай Васильевич**, доктор физ.-мат. наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник, ИТПМ СО РАН (Новосибирск, Россия)

**Nikolai V. Semionov**, Doctor of Science (Physics and Mathematics), senior researcher, leading researcher, ITPM SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

semion@itam.nsc.ru