

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^{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

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^{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

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.

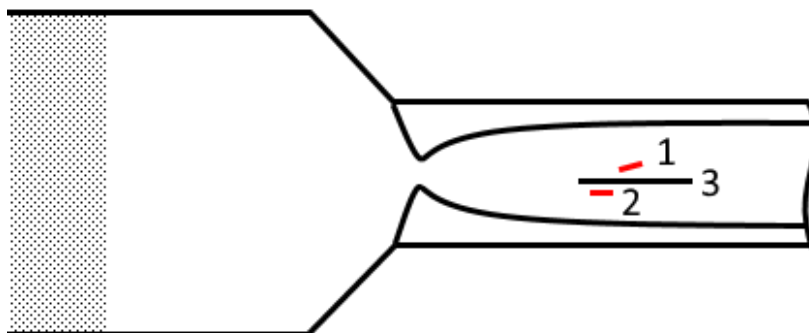


Рис. 1. Схема расположения датчиков и модели в рабочей части: 1 – датчик над пластиной, установленный на штанге с координатным устройством; 2 – датчик в свободном потоке рабочей части; 3 – модель плоской пластины

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

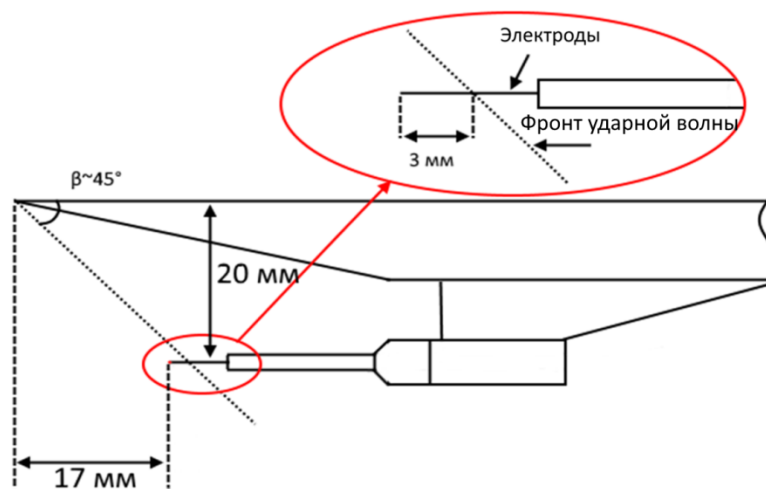


Рис. 2. Положение датчика под пластиной
Fig. 2. The position of the sensor underneath the plate

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.

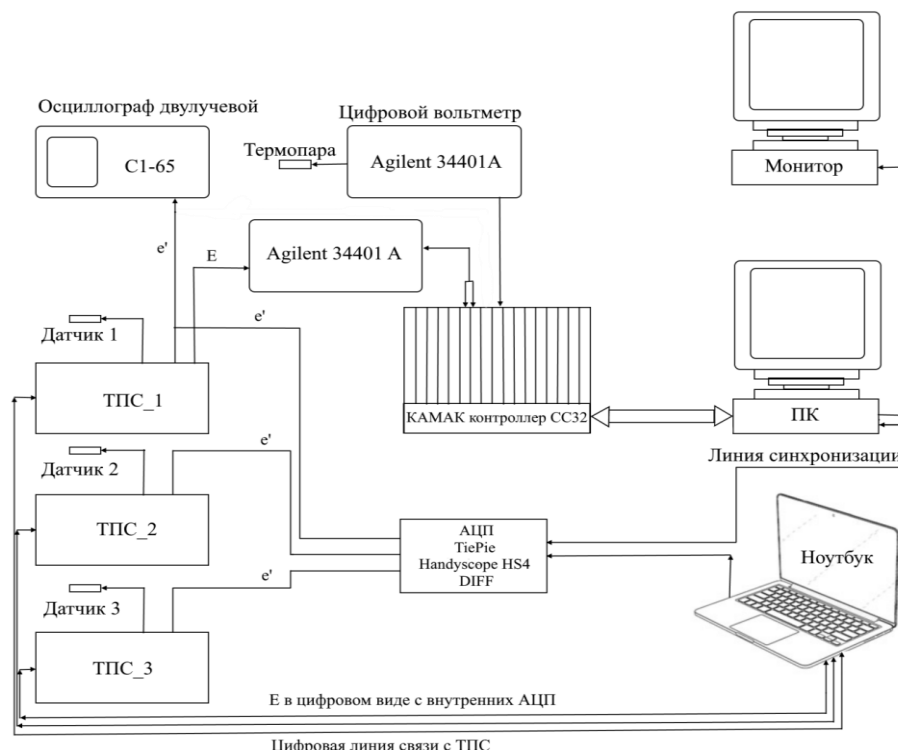


Рис. 3. Схема измерительной системы. В данном эксперименте использовалось два ТПС из трех
 Fig. 3. Diagram of the measuring system

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].

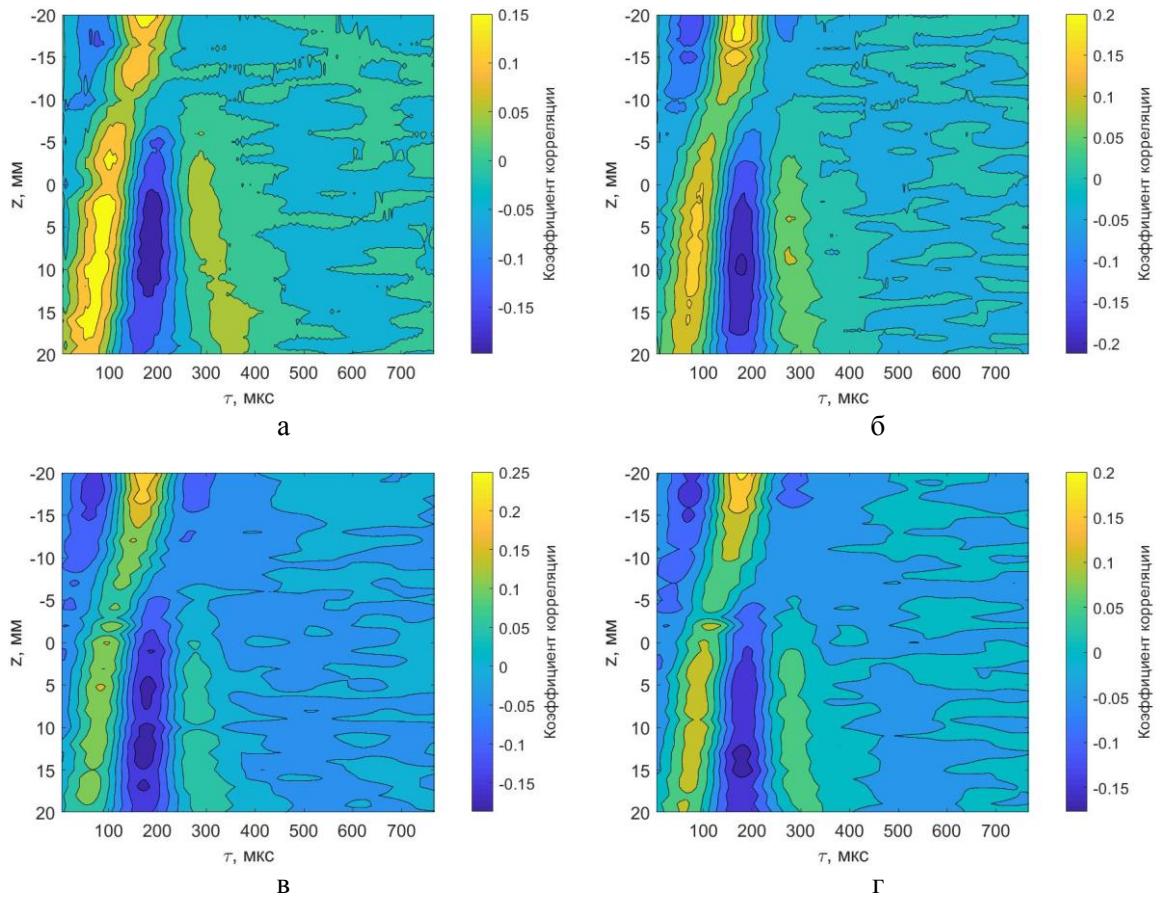


Рис. 4. Пространственно-временная корреляция при $Re_\delta = 812$:

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

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

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

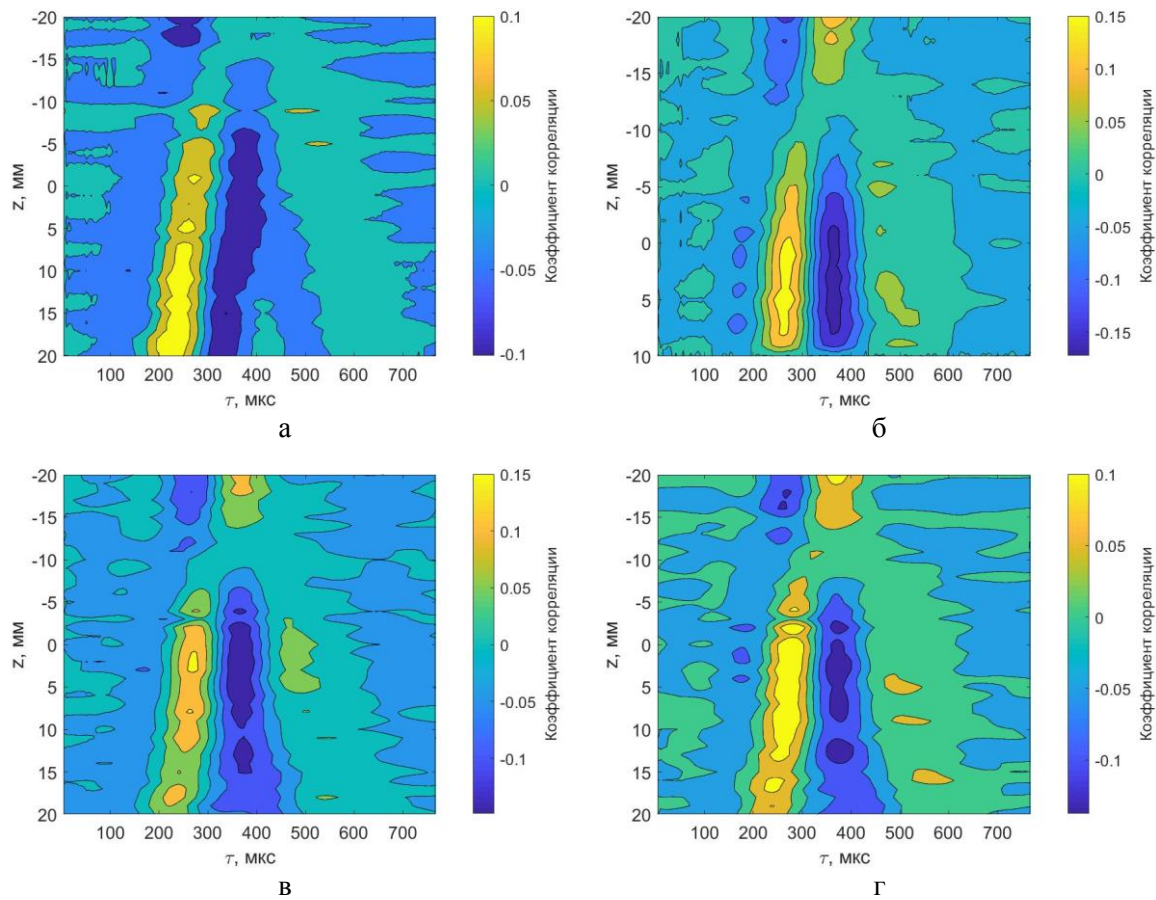


Рис. 5. Пространственно-временная корреляция при $Re_\delta = 1050$:
 $a - y/\delta \approx 1,4$; $б - y/\delta \approx 1$; $в - y/\delta \approx 0,56$; $г - y/\delta \approx 0,47$
 Fig. 5. Space-time correlation at $Re_\delta = 1050$:
 $a - y/\delta \approx 1.4$; $b - y/\delta \approx 1$; $c - y/\delta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

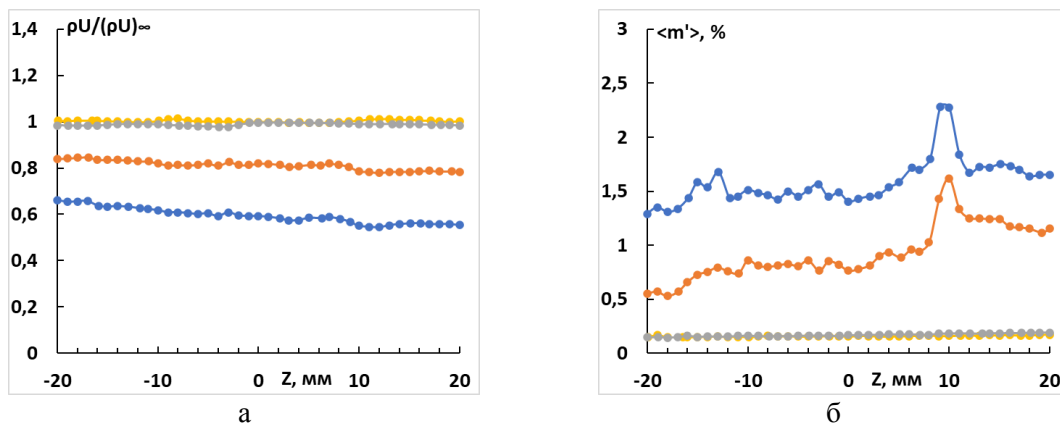


Рис. 6. Распределения массового расхода (а) и пульсаций массового расхода (б) по сечениям пограничного слоя параллельно передней кромке пластины при $Re_\delta = 812$
 Fig. 6. Isolines of mass flow and pulsations of mass flow of the boundary layer along the z sections at $Re_\delta = 812$

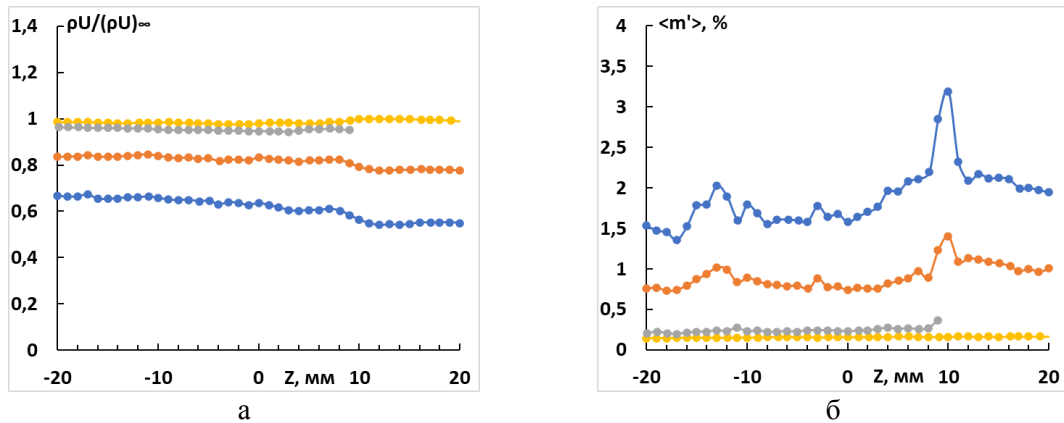


Рис. 7. Распределения массового расхода (а) и пульсаций массового расхода (б) по сечениям пограничного слоя параллельно передней кромке при $Re_{\delta} = 1050$
 Fig. 7. Isolines of mass flow and pulsations of mass flow of the boundary layer along the z sections at $Re_{\delta} = 1050$

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.

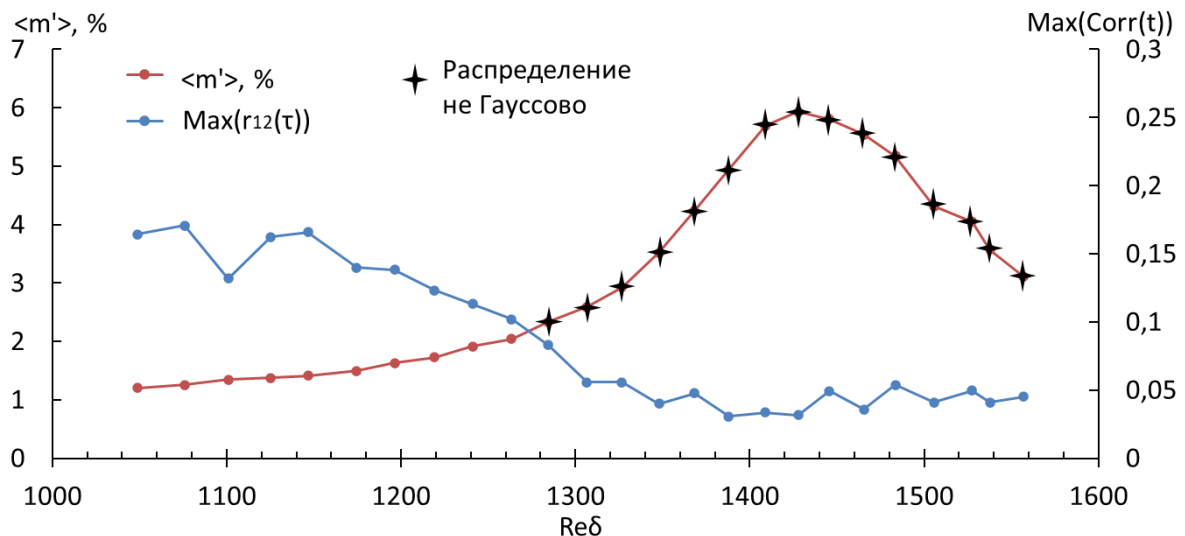


Рис. 8. Область ламинарно-турбулентного перехода ($z = 0, y/\delta \approx 0,5$), показаны среднеквадратичные пульсации массового расхода и максимум функции корреляции
 Fig. 8. The region of the laminar-turbulent transition ($z = 0, y/\delta \approx 0,5$), the mean-square pulsations of the mass flow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

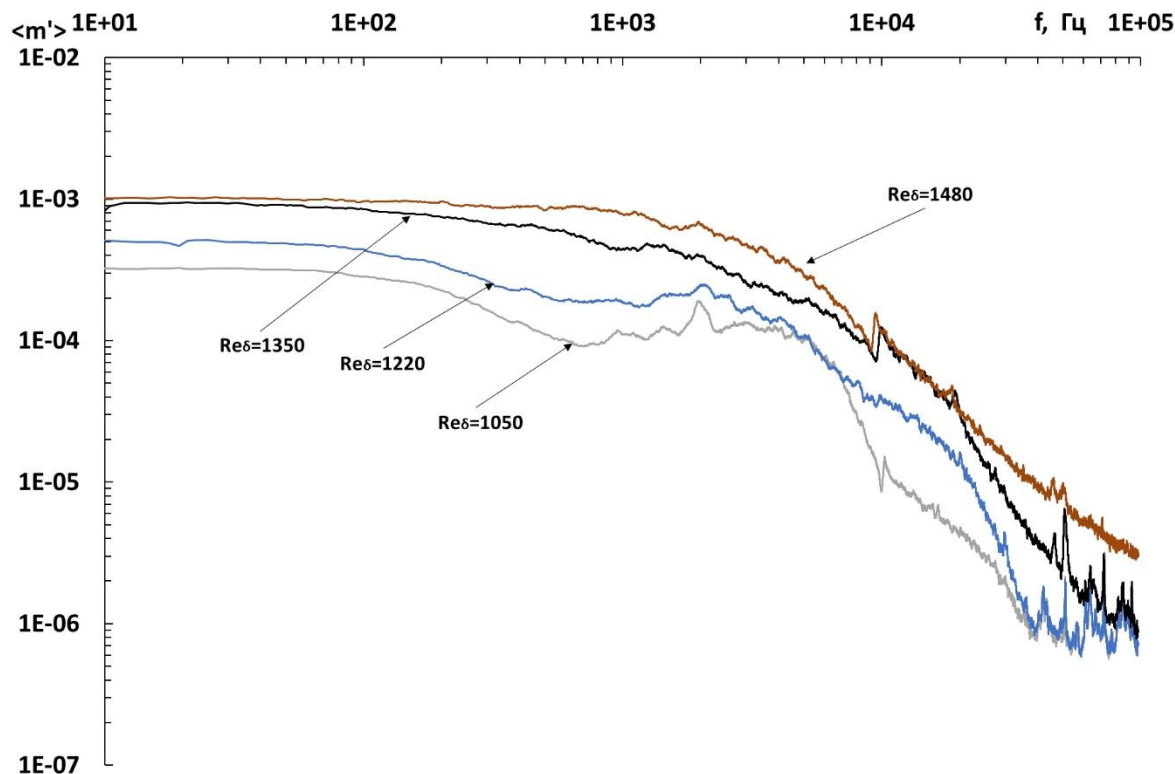


Рис. 9. Спектры возмущений в области ламинарно-турбулентного перехода
 Fig. 9. Spectra of disturbances of mass flow in the region of the laminar-turbulent transition

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