

Научная статья

УДК 532.526

DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-2-30-40

**Экспериментальное исследование влияния пары
слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход
в пограничном слое плоской пластины при числе Маха 2**

**Марина Владимировна Питеримова¹, Александр Дмитриевич Косинов²,
Николай Васильевич Семёнов³, Алексей Анатольевич Яцких⁴,
Василий Леонидович Кочарин⁵, Юрий Геннадьевич Ермолаев⁶**

¹⁻⁶Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН
Новосибирск, Россия

¹piterimova@itam.nsc.ru; ²kosinov@itam.nsc.ru;

³semion@itam.nsc.ru; ⁴73.yatskikh@gmail.com;

⁵kocharin1208@gmail.com; ⁶yermol@itam.nsc.ru

Аннотация

Проведено экспериментальное исследование влияния продольных вихрей, порождаемых слабыми ударными волнами, на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое плоской пластины при числе Маха 2. Для усиления эффекта порождения продольных вихрей использована модель с радиусом притупления передней кромки 0,5 мм. Измерения интенсивности возмущений проводились термоанемометром постоянного сопротивления и однониточным датчиком. Для изменения чисел Рейнольдса в потоке использовался метод варьирования давления в форкамере сверхзвуковой аэродинамической трубы. По условиям экспериментов уровень возмущений массового расхода в рабочей части Т-325 ИТПМ СО РАН не превышал 0,1 % от величины среднего течения в диапазоне частот от 0,2 до 50 кГц. В данной работе впервые получено, что стационарные продольные вихри, возникающие в пограничном слое плоской пластины в результате воздействия пары слабых ударных волн на ее переднюю кромку, приводят к раннему ламинарно-турбулентному переходу при разных числах Рейнольдса. В случае однородного пограничного слоя переход достигается при $Re_x \approx 3,1 \times 10^6$, а при измерениях в области вихрей от ударных волн при значениях $Re_x \approx 1,5 \times 10^6$ и $Re_x \approx 2 \times 10^6$.

Ключевые слова

сверхзвуковой поток, экспериментальные исследования, плоская пластина, ламинарно-турбулентный переход

Для цитирования

Питеримова М. В., Косинов А. Д., Семёнов Н. В., Яцких А. А., Кочарин В. Л., Ермолаев Ю. Г. Экспериментальное исследование влияния пары слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое плоской пластины при числе Маха 2 // Сибирский физический журнал. 2022. Т. 17, № 2. С. 30–40. DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-2-30-40

**Experimental study of effect of a pair of weak shock waves
on laminar-turbulent transition in the boundary layer of flat plate
at Mach number 2**

**Marina V. Piterimova¹, Alexander D. Kosinov²,
Nikolay V. Semionov³, Aleksey A. Yatskikh⁴,
Vasily L. Kocharin⁵, Yuri G. Yermolaev⁶**

¹⁻⁶S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics
Novosibirsk, Russian Federation

¹piterimova@itam.nsc.ru; ²kosinov@itam.nsc.ru;

³semion@itam.nsc.ru; ⁴73.yatskikh@gmail.com;

⁵kocharin1208@gmail.com; ⁶yermol@itam.nsc.ru

Abstract

An experimental study of the effect of longitudinal vortices generated by weak shock waves on the laminar-turbulent transition in the boundary layer of a flat plate at a Mach number 2 is conducted. To amplify the effect of the longitudinal

© Piterimova M. V., Kosinov A. D., Semionov N. V., Yatskikh A. A., Kocharin V. L., Yermolaev Yu. G., 2022

vortices generation, a model with leading edge blunting radius of 0,5 mm was used. The disturbance intensity was measured with a constant temperature hotwire anemometer and a single-wire sensor. To change the Reynolds numbers in the flow, the method of varying the pressure in the pretest section of a supersonic wind tunnel was used. According to the experimental conditions, the level of mass flow perturbations in the test section T325 of ITAM SB RAS did not exceed 0,1 % of the mean flow in the frequency range from 0,2 to 50 kHz. In this work, it is obtained for the first time that stationary streamwise vortices that arise in the boundary layer of a flat plate because of the action of a pair of weak shock waves on its leading edge lead to an early laminar-turbulent transition at different Reynolds numbers. In the case of a homogeneous boundary layer, the transition is achieved at $Re_x \approx 3,1 \times 10^6$, and in measurements in the region of vortices from shock waves at $Re_x \approx 1,5 \times 10^6$ and $Re_x \approx 2 \times 10^6$.

Keywords

supersonic flow, experimental studies, flat plate, laminar-turbulent transition

For citation

Piterimova M. V., Kosinov A. D., Semionov N. V., Yatskikh A. A., Kocharin V. L., Yermolaev Yu. G. Experimental study of effect of a pair of weak shock waves on laminar-turbulent transition in the boundary layer of flat plate at Mach number 2. *Siberian Journal of Physics*. 2022. Vol. 17, no. 2, pp. 30–40. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-2-30-40

Введение

На протяжении двух последних десятилетий проявляется интерес исследователей к изучению введения в поток продольных вихревых возмущений с целью затягивания ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на моделях, обтекаемых возмущенным потоком. Известно, что присутствие турбулентности набегающего потока может спровоцировать ранний переход [1–5]. Несмотря на сложность этого процесса, с помощью специально подобранных характеристик продольных вихрей удастся замедлить возникновение турбулентного течения и в данных условиях [6]. До недавнего времени исследования проводились в основном при дозвуковых скоростях потока. Отметим, что возмущение среднего течения квазистационарными продольными вихрями может изменить механизмы перехода. Амплитуда продольных возмущений хотя и не растет вниз по потоку, но вследствие разрушения образовавшихся при этом турбулентных пятен в пограничном слое происходит переход от ламинарного течения в турбулентное [4]. Эксперименты, проводимые в контролируемых условиях, позволяют исследовать эволюцию вводимых возмущений [4; 7; 8].

Исследования при сверхзвуковых скоростях потока начались относительно недавно. В [9] исследована генерация возмущений двумерной неровностью с поверхности стенки рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы. Исследования проводились на моделях плоских пластин с острой и притупленной передней кромкой при числе Маха 2,5. По условиям экспериментов получено, что двумерные неровности на поверхности рабочей части аэродинамической трубы генерируют в свободном потоке возмущения в виде N-волны, которые при попадании на переднюю кромку плоской пластины порождают в пограничном слое продольные стационарные возмущения. Измерения показали, что при использовании затупленной пластины интенсивность этих возмущений в несколько раз превосходит интенсивность, полученную при использовании модели с острой передней кромкой.

Теоретически явление порождения в пограничном слое стационарных продольных возмущений N-волной изучалось в [10; 11]. В исследованиях [11] получено, что возмущение, генерируемое передним фронтом N-волны, приводит к смещению начала ламинарно-турбулентного перехода вверх по потоку, в то время как возмущение от заднего фронта N-волны на положения начала перехода влияния не оказывает.

Последующие эксперименты [12] позволили начать изучение влияния продольных стационарных вихрей на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины. Однако, экспериментальные данные, полученные ранее, показали, что в измерениях переход не был достигнут. В данной работе впервые удалось экспериментально оценить числа Рейнольдса перехода в области развития пары продольных вихрей в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины в аналогичной постановке.

Постановка эксперимента

Экспериментальные исследования при числе Маха 2 проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН, которая укомплектована автоматизированной системой измерения параметров потока и универсальными измерительными программами, написанными в LabVIEW [13]. Использовалась модель плоской стальной пластины длиной 395 мм, шириной 200 мм и толщиной 10 мм. Радиус притупления передней кромки пластины r был равен 0,5 мм. Термоанемометр постоянного сопротивления (СТА2017_2 [14; 15]) с 250мным резистором номиналом 25 Ом в измерительном плече использовался для измерения среднего E и пульсационного $e'(t)$ напряжения на одноточечном датчике. Фактически это отражало зависимости среднего и пульсирующего массового расхода в сверхзвуковом течении. Возмущения массового расхода рассчитывались согласно формуле: $m'(t) = \frac{e'(t)}{S_{\rho U E}}$, где $S_{\rho U E}$ – коэффициент чувствительности датчика термоанемометра к пульсациям массового расхода. Толщина вольфрамовой нити датчика составляла 10 мкм, а длина – 1,5 мм. Значение перегрева нити задавалось равным 0,8, поскольку при таком значении перегрева датчик термоанемометра чувствителен к колебаниям массового расхода и практически не воспринимает изменение температуры торможения. Датчик ТПС присоединялся к штанге координатного устройства с возможностью передвижения в трех направлениях: в направлении по потоку (ось x), поперек потока (ось z) и по вертикали (ось y). Измерения проводились в максимуме пульсаций по пограничному слою. Цифровой мультиметр Agilent 34401А использовался для измерения напряжения E с выхода термоанемометра. Пульсационная составляющая напряжения оцифровывалась 12-разрядным аналогоцифровым преобразователем (АЦП) с частотой дискретизации 750 кГц. Длина одной цифровой осциллограммы составляла 65536 точек. В каждом измерении делалось по 4 повтора. В процессе обработки данных анализировались как результаты, полученные в каждой реализации, так и осредненные по 4 реализациям. Методика измерения и обработки экспериментальных данных более подробно описана в [13; 16].

С учетом первого опыта измерений перехода в сверхзвуковом пограничном слое на данной модели плоской пластины [12] выполнены эксперименты, близкие по постановке к [12]. Использовалась клейкая ленточка для генерации в свободный поток Т325 N-волны со стенки рабочей части близких размеров и режимы работы установки, при которых определялись характеристики, порожденных в пограничном слое продольных вихрей. Аналогично работе [12] для изменения чисел Рейнольдса в потоке использовался метод варьирования давления в форкамере сверхзвуковой аэродинамической трубы. Отметим, что характеристики N-волн были также близкими. Для изучения воздействия продольных вихрей, порожденных слабыми ударными волнами в пограничном слое модели, на ламинарнотурбулентный переход были выполнены измерения амплитуды пульсаций при различных единичных числах Рейнольдса Re_1 для случая однородного и возмущенного продольными вихрями пограничного слоя. Максимальный диапазон изменения единичных чисел Рейнольдса был от 5×10^6 до 25×10^6 м⁻¹. Положение датчика в ходе эксперимента оставалось постоянным. Измерения проводились при $x = 120$ мм. Числа Рейнольдса рассчитывались по формуле ($Re_x = x \frac{U_{\infty}}{\nu_{\infty}} = x \times Re_1$).

Схематичное представление постановки эксперимента и фото рабочей части с установленной моделью представлены на рис. 1, *a* и *б* соответственно. Генерация слабых ударных волн производилась с помощью клейкой ПВХленты шириной 2,5 мм, толщиной 130 мкм и длиной около 150 мм (2D на рис. 1). Наклейка размещалась на поверхности стенки рабочей части аэродинамической трубы на расстоянии L от передней кромки. Расстояние L было рассчитано так, чтобы волны воздействовали приблизительно на центральную область передней кромки пластины.

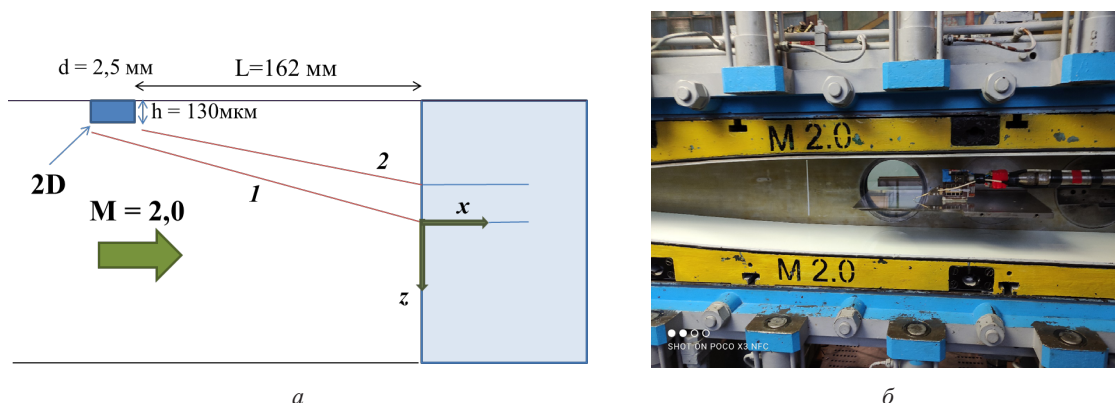


Рис. 1. Схема эксперимента (а) и фотография модели плоской пластины и генератора слабых ударных волн в рабочей части Т-325 (б)

Fig. 1. Experimental set up (a) and a photo of a flat plate model and a weak shock wave generator in the test chamber of T-325 (b)

Результаты и их анализ

На рис. 2 приведены распределения искажения среднего течения в зависимости от поперечной координаты z при $x = 120$ мм. Данные на рис. 2, а соответствуют результатам, описанным в [12], и переобработаны в соответствии с методикой, используемой для получения аналогичной зависимости (рис. 2, б) в этой работе. Относительная величина искажения среднего течения рассчитывалась по формуле (1), которая соответствует методу работы [17]:

$$\frac{\Delta(\rho U)}{\rho U} = 4 * \frac{\Delta E}{E} \quad (1)$$

Однако фактическая реализация этого метода соответствовала соотношению (2), где z_0 выбрано таким образом, что $\Delta(\rho U)(z_0) = 0$.

$$\frac{\Delta(\rho U)}{\rho U} = 4 * \frac{E(z_i) - E(z_0)}{E(z_0)} * 100\% \quad (2)$$

Для результатов, приведенных на рис. 2: $z_0 = -20$ мм.

Сравнивая данные, представленные на рис. 2, а и б, можно отметить, что в экспериментах положение вихрей по координате z , а также их амплитуды приблизительно одинаковы. В обоих случаях наиболее интенсивный вихрь порождается волной 1, а менее интенсивный – волной 2 (рис. 1, а). Область воздействия вихрей по ширине модели по результатам проведенных вновь экспериментов также не изменилась. Основное различие рис. 2, а и рис. 2, б заключается в появлении противоположно вращающегося вихря малой интенсивности в правой части распределений. Этот результат подробно описан в [18].

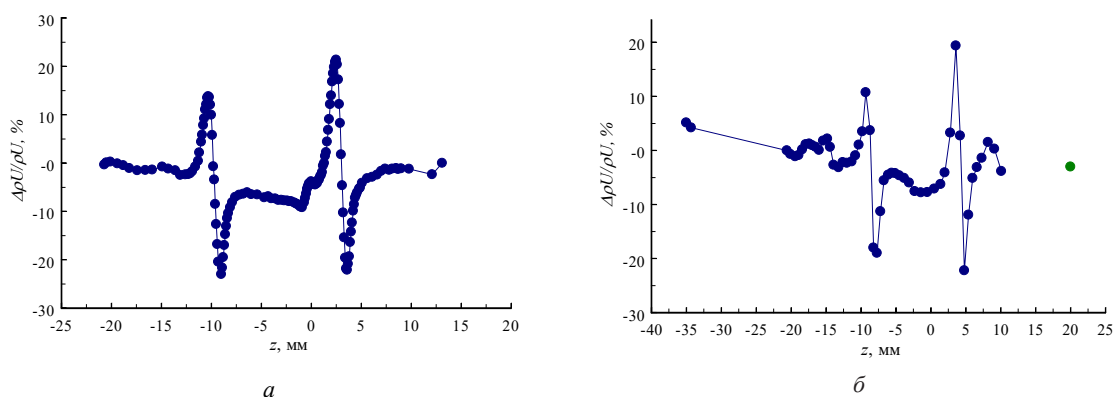


Рис. 2. Искажение среднего течения в зависимости от поперечной координаты z : данные [19] (а) и полученные экспериментальные данные (б)

Fig. 2. Mean flow distortion depending on the transverse coordinate z : data [19] (a) and experimental data obtained (b)

Целью данной работы является экспериментальная оценка числа Рейнольдса перехода в области развития пары продольных вихрей в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины в постановке, аналогичной [12] и сравнение полученных данных с неопубликованными результатами, представленными в [19]. Полученные в эксперименте и работе [19] результаты приведены на рис. 3, а, б.

На рис. 3, а представлены полученные данные измерений ламинарно-турбулентного перехода для случая однородного пограничного слоя и модулированного продольными вихрями. Измерения выполнялись в области воздействия вихря, порожденного волной 2 ($z = -10$ мм), а в однородном пограничном слое – при $z = 4,5$ мм. Из графика видно, что в случае, когда продольные вихри генерируются в пограничном слое, росту возмущений и началу переходного процесса соответствует значение $Re_x \approx 1,4 \times 10^6$, в то время как в однородном пограничном слое это значение составляет около $2,3 \times 10^6$. Завершение переходного процесса в случае модулированного пограничного слоя достигнуто не было. Таким образом, продольные вихри приводят к смещению начала ламинарно-турбулентного перехода в сторону меньших чисел Рейнольдса.

Однако, как показали данные на рис. 3, а, в экспериментах завершение переходного процесса в случае неоднородного пограничного слоя достигнуто не было. В связи с этим были проведены дополнительные эксперименты при аналогичных условиях (рис. 3, б), которые направлены на исследование влияния пары вихрей на ламинарно-турбулентный переход.

Рисунок 3, б иллюстрирует измерения в области вихря, порожденного волной 2 ($z = -8$ мм), в области вихря, порожденного волной 1 ($z = 4,2$ мм) и измерения в пограничном слое модели в стороне от вихрей ($z = 20$ мм). Показано, что рост амплитуды возмущений, порождаемых волной 1 (рис 1, а), начинается с $Re_x \approx 1,3 \times 10^6$, а рост возмущений, порождаемых волной 2 – с $Re_x \approx 1,6 \times 10^6$. Положению ламинарно-турбулентного перехода соответствуют значения чисел Рейнольдса $Re_x \approx 1,5 \times 10^6$ и $Re_x \approx 2 \times 10^6$ соответственно. В случае, когда измерения проводились в стороне от области воздействия вихрей, завершение переходного режима не достигнуто. Однако, рис. 3, а позволяет сделать вывод, что в однородном пограничном слое переход происходит при $Re_x \approx 3,1 \times 10^6$. Таким образом, полученные данные позволяют сделать вывод, что продольный вихрь, порождаемый волной 1, наиболее значительно смещает положение перехода в сторону меньших чисел Рейнольдса.

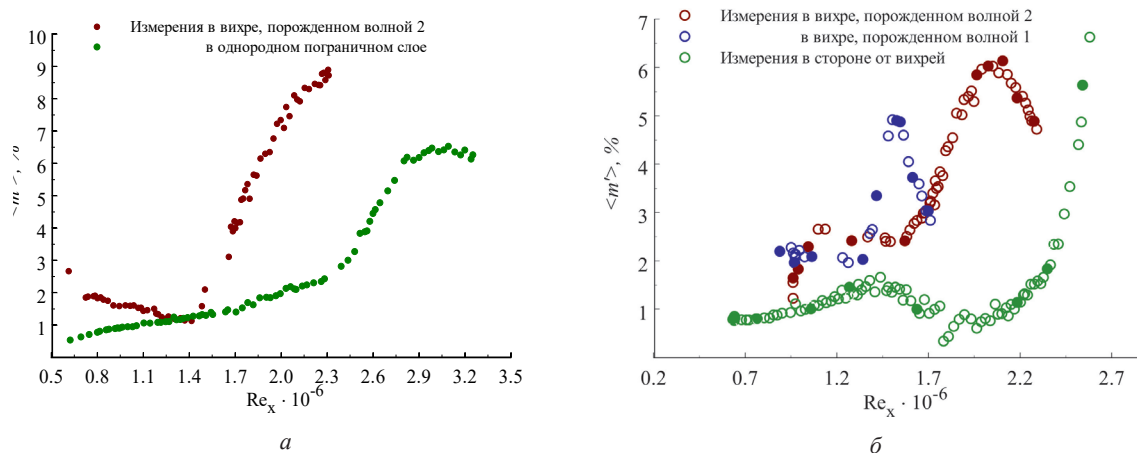


Рис. 3. Амплитуда пульсаций массового расхода в зависимости от Re_x . Результаты для сечения $x = 120$ мм: данные [19] (а) и полученные экспериментальные данные (б)

Fig. 3. Mass flow pulsations amplitude depending on Re_x . The results for $x = 120$ mm cross section: data [19] (a) and experimental data obtained (b)

Приведенные ниже спектры и плотности распределения амплитуды возмущений получены с использованием данных эксперимента, аналогичного [19].

Спектры мощности пульсаций массового расхода, представленные на рис. 4, *а*, показывают, что пульсации в высокочастотной области спектра не нарастают. Как следует из рис. 4, *б* и *в*, высокочастотная часть спектра нарастает, начиная с $Re_x \approx 1,5 \times 10^6$ и $Re_x \approx 2 \times 10^6$ для случаев, когда измерения выполнялись в области вихрей, порожденных волнами 1 и 2 соответственно.

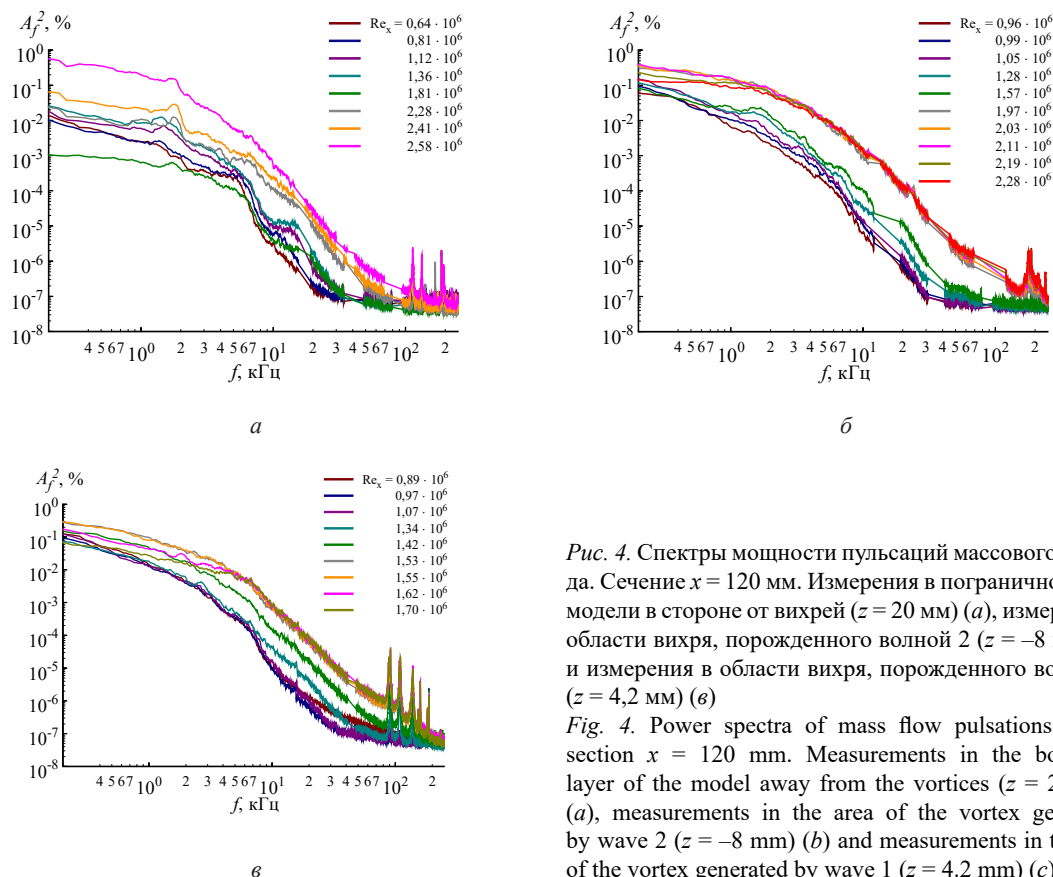


Рис. 4. Спектры мощности пульсаций массового расхода. Сечение $x = 120$ мм. Измерения в пограничном слое модели в стороне от вихрей ($z = 20$ мм) (*а*), измерения в области вихря, порожденного волной 2 ($z = -8$ мм) (*б*) и измерения в области вихря, порожденного волной 1 ($z = 4,2$ мм) (*в*)

Fig. 4. Power spectra of mass flow pulsations. Cross section $x = 120$ mm. Measurements in the boundary layer of the model away from the vortices ($z = 20$ mm) (*a*), measurements in the area of the vortex generated by wave 2 ($z = -8$ mm) (*b*) and measurements in the area of the vortex generated by wave 1 ($z = 4.2$ mm) (*c*)

Широко используемой характеристикой при анализе данных является плотность распределения амплитуды возмущений [20]. Известно, что ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое наступает вследствие возбуждения возмущений, их линейного, нелинейного роста и взаимодействия. Существует несколько способов, которые позволяют судить о наличии нелинейных эффектов.

В данной работе измерялись естественные возмущения и поэтому используется статистический подход. Его суть состоит в том, что рассматриваются плотности распределения цифровых осциллограмм пульсаций массового расхода. Их гауссовость соотносится с линейностью процесса развития возмущений, а наличие видимых отклонений от нормального распределения может свидетельствовать о нелинейном взаимодействии [20]. Из рис. 5, *а–в* следует, что, за редким исключением, в представленных в данной работе экспериментах, наблюдаемые осциллограммы (в большей или меньшей мере) отражают нелинейность возмущений в процессе ламинарно-турбулентного перехода. Плотности распределений амплитуды пульсаций (нормированные на величину стандартного отклонения $\sigma = \langle m' \rangle = \sqrt{\sum_1^N \frac{(m' - \bar{m})^2}{N-1}}$) для случая, когда измерения были выполнены в стороне от вихрей (рис. 5, *а*) показывают, что происходящие процессы носят нелинейный характер на всем протяжении ламинарно-турбулентного перехода. Отметим, что завершения переходного режима в пограничном слое в этих измерениях не получено (рис. 3, *а*).

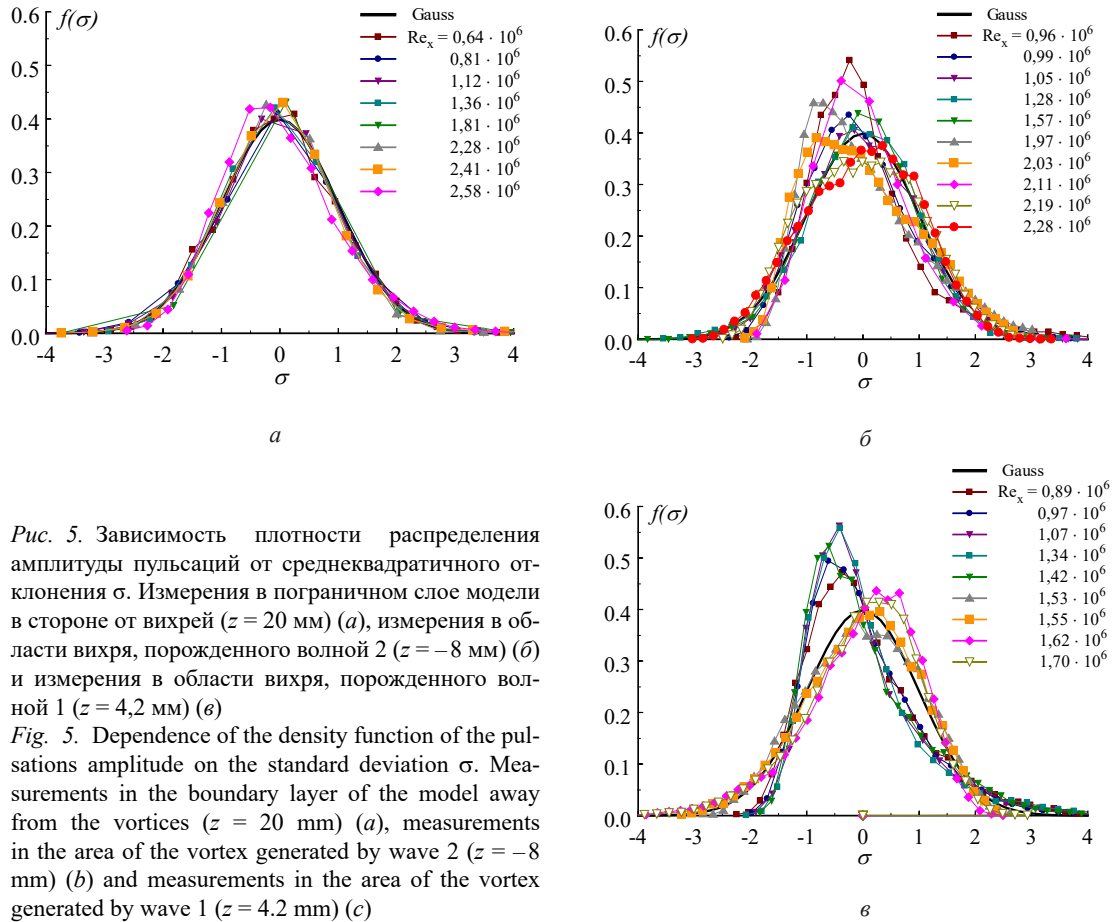


Рис. 5. Зависимость плотности распределения амплитуды пульсаций от среднеквадратичного отклонения σ . Измерения в пограничном слое модели в стороне от вихрей ($z = 20$ мм) (а), измерения в области вихря, порожденного волной 2 ($z = -8$ мм) (б) и измерения в области вихря, порожденного волной 1 ($z = 4,2$ мм) (в)

Fig. 5. Dependence of the density function of the pulsations amplitude on the standard deviation σ . Measurements in the boundary layer of the model away from the vortices ($z = 20$ mm) (a), measurements in the area of the vortex generated by wave 2 ($z = -8$ mm) (b) and measurements in the area of the vortex generated by wave 1 ($z = 4.2$ mm) (c)

На рис. 5, б и в наблюдаются более существенные отклонения в плотностях распределений амплитуды пульсаций от нормального распределения. Эти результаты получены при измерениях в области продольных вихрей и также свидетельствуют о наличии нелинейных процессов взаимодействия возмущений в пограничном слое, хотя в этих экспериментах завершение переходного режима в пограничном слое получено в обоих случаях.

Заключение

Проведено экспериментальное исследование влияния продольных вихрей, порождаемых слабыми ударными волнами, на ламинарнотурбулентный переход в пограничном слое плоской затупленной пластины при числе Маха 2. Получено, что в случае однородного пограничного слоя переход достигается при $Re_x \approx 3,1 \times 10^6$, а при измерениях в области вихрей от ударных волн 1 и 2 – при значениях $Re_x \approx 1,5 \times 10^6$ и $Re_x \approx 2 \times 10^6$, соответственно. Следовательно, продольный вихрь, порождаемый волной 1, наиболее значительно смещает положение перехода в сторону меньших чисел Рейнольдса.

Таким образом, характер порождения продольных вихрей в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины может существенно влиять на положение ламинарнотурбулентного перехода.

Работа выполнена по теме государственного задания (№ госрегистрации 121030500161-0) с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).

Список литературы

1. Гапонов С. А., Левченко В. Я. Современные проблемы перехода пограничного слоя // Успехи механики. 1981. Т. 4. Вып. 4. С. 47–90
2. Жигулев В. Н., Тумин А. М. Возникновение турбулентности. Новосибирск: Наука, 1987. 282 с.
3. Morkovin M. V. Panoramic view of changes in vorticity distribution in transition instabilities and turbulence // Boundary Layer Stability and Transition to Turbulence, ed. D. C. Reda, H. L. Reed, R. Kobayashi. The First ASME/JSME Fluids Engineering Conference, Portland, Oregon, 23-27 June, 1991. P. 1–12
4. Бойко А. В., Грек Г. Р., Довгаль А. В., Козлов В. В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 327 с.
5. Matsubara M. and Alfredsson P. H. Disturbance growth in boundary layers subjected to free stream turbulence, J. Fluid Mech. 430, 149, 2001.
6. Fransson J. H. M., Brandt L., Talamelli A. and Cossu C. Experimental and theoretical investigation of the nonmodal growth of steady streaks in a flat plate boundary layer // Physics of Fluids 16, 3627, 2004.
7. Грек Г. Р., Катаонов М. М., Козлов В. В. Моделирование полосчатых структур и возникновения турбулентного пятна в пограничном слое крыла при повышенной степени турбулентности набегающего потока // Теплофизика и аэромеханика. 2008. Т. 15, № 4. С. 585–598.
8. Boiko A. V., Westin K. J. A., Klingmann B. G. B., Kozlov V. V., and Alfredsson P. H. Experiments in a boundary layer subjected to free stream turbulence. Part 2. The role of TS-waves in the transition process, J. Fluid Mech. 281, 219, 1994.
9. 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.
10. Динь К. Х., Егоров И. В., Федоров А. В. Взаимодействие волн Маха и пограничного слоя при сверхзвуковом обтекании пластины с острой передней кромкой // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. 48. № 4. С. 10–19.
11. Din Q. H., Egorov I. V., Fedorov A. V. Mach wave effect on laminar-turbulent transition in supersonic flow over a flat plate // Fluid Dynamics. 2018. Vol. 53. No. 5. P. 690–701
12. 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. No 5. С. 113–124.
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 // AIP Conference Proceedings. 2017. Vol. 1893. P. 030072.
14. Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Nikolaev N. N., Semionov N. V., Semisynov A. I. On the measurement of the pulsation in supersonic flow by constant temperature hot – wire anemometer // 13th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR–2007): (Novosibirsk, Russia, 5–10 Febr. 2007): Proc. – Pt. 5. – Novosibirsk: Parallel, 2007. – P. 81–86.
15. Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Smorodsky B. V., Ermolaev Yu. G., Kolosov G. L. Investigation of laminar-turbulent transition of supersonic boundary layer by scanning constant temperature hot-wire anemometer // AIP Conference Proceedings: XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018). Vol. 2027. No.1. AIP Publishing, 2018. 040041(5) p.
16. Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Semionov N. V., Kolosov G. L., Panina A. V. To the analysis of the natural pulsation development during laminar-turbulent transition in supersonic boundary layer // Proceedings of the XXV Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter

- (HEPCM 2017): Dedicated to the 60th anniversary of the Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Russia, Novosibirsk, 5–9 Jun., 2017) : AIP Conference Proceedings. – Vol.1893, No.1. – S.l.: AIP Publishing, 2017. – 030073 p. DOI 10.1063/1.5007531.
17. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Novosibirsk. 1999. 24 p. (Preprint Institute of Theoretical and Applied Mechanics, No 6–99).
 18. **Panina A. V., Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** On introduction of controlled disturbances into a longitudinal vortex in a supersonic boundary layer // AIP Conference Proceedings: XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018). Vol.2027, No.1. AIP Publishing, 2018. 040077(4) p.
 19. **Косинов А. Д., Семенов Н. В., Яцких А. А., Ермолаев Ю. Г., Питеримова М. В.** Экспериментальное исследование взаимодействия слабых ударных волн со сверхзвуковым пограничным слоем плоской затупленной пластины при числе Маха 2 // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13. № 3. С. 16–23.
 20. **Питеримова М. В., Яцких А. А., Косинов А. Д., Семенов Н. В., Ермолаев Ю. Г.** Экспериментальное исследование воздействия слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: тезисы докладов XIII Всероссийской конференции молодых ученых (Новосибирск–Шерегеш, 15–22 марта 2019 г.). Новосибирск, 2019. С. 130–131.
 21. **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.

References

1. **Gaponov S. A., Levchenko V. Ya.** Modern problems of boundary layer transition // Uspechi Mehaniki. 1981. Vol. 4. Issue 4. P. 47–90 (in Russ.)
2. **Zhigulev V. N., Tumin A. M.** Occurrence of turbulence. Novosibirsk: Nauka, 1987. 282 p. (in Russ.)
3. **Morkovin M.V.** Panoramic view of changes in vorticity distribution in transition instabilities and turbulence // Boundary Layer Stability and Transition to Turbulence, ed. D.C.Redd, H.L.Reed, R.Kobayashi. The First ASME/JSME Fluids Engineering Conference, Portland, Oregon, 23–27 June, 1991. P. 1–12
4. **Boiko A. V., Grek G. R., Dovgal A. V., Kozlov V. V.** The emergence of turbulence in near-wall flows. Novosibirsk: Nauka, 1999. 327 p. (in Russ.)
5. **Matsubara M. and Alfredsson P. H.** Disturbance growth in boundary layers subjected to free stream turbulence, J. Fluid Mech. 430, 149, 2001.
6. **Fransson J. H. M., Brandt L., Talamelli A. and Cossu C.** Experimental and theoretical investigation of the nonmodal growth of steady streaks in a flat plate boundary layer // Physics of Fluids 16, 3627, 2004.
7. **Grek G. R., Katasonov M. M., Kozlov V. V.** Modelling of streaky structures and turbulent-spot generation process in wing boundary layer at high free-stream turbulence // Thermophysics and Aeromechanics. 2008. Vol. 15. № 4. P. 549–561.
8. **Boiko A. V., Westin K. J. A., Klingmann B. G. B., Kozlov V. V., and Alfredsson P. H.** Experiments in a boundary layer subjected to free stream turbulence. Part 2. The role of TS-waves in the transition process, J. Fluid Mech. 281, 219, 1994.
9. **Vaganov A. V., Ermolaev Yu. G., Kolosov G. L., Kosinov A. D., Panina A. V., Semionov N. V., Yatskikh A. A.** Impact of incident Mach wave on supersonic boundary layer // Thermophysics and Aeromechanics. 2016. Vol. 23, No.1. P. 43–48.

10. **Din Q. H., Egorov I. V., Fedorov A. V.** Interaction of Mach waves and boundary layer at a supersonic flow over a plate with a sharp leading edge // *TsAGI Science Journal*, 2017. Vol. 48, № 4. P. 317–329.
11. **Din Q. H., Egorov I. V., Fedorov A. V.** Mach wave effect on laminar-turbulent transition in supersonic flow over a flat plate // *Fluid Dynamics*. 2018. Vol. 53. No. 5. P. 690–701.
12. **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 // *AIP Conference Proceedings*. 2017. Vol. 1893. P. 030072.
13. **Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Nikolaev N. N., Semionov N. V., Semisynov A. I.** On the measurement of the pulsation in supersonic flow by constant temperature hot – wire anemometer // 13th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR–2007): (Novosibirsk, Russia, 5–10 Febr. 2007): Proc. Pt.5. Novosibirsk: Parallel, 2007. P. 81–86.
14. **Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Smorodsky B. V., Ermolaev Yu. G., Kolosov G. L.** Investigation of laminar-turbulent transition of supersonic boundary layer by scanning constant temperature hot-wire anemometer // *AIP Conference Proceedings: XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018)* (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018). Vol. 2027. No.1. AIP Publishing, 2018. 040041(5) p.
15. **Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G., Semionov N. V., Kolosov G. L., Panina A. V.** To the analysis of the natural pulsation development during laminar-turbulent transition in supersonic boundary layer // *Proceedings of the XXV Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017): Dedicated to the 60th anniversary of the Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS* (Russia, Novosibirsk, 5–9 Jun., 2017) : AIP Conference Proceedings. Vol.1893, No.1. S.l.: AIP Publishing, 2017. 030073 p. DOI 10.1063/1.5007531.
16. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Novosibirsk. 1999. 24 p. (Preprint Institute of Theoretical and Applied Mechanics, No 6–99).
17. **Panina A. V., Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** On introduction of controlled disturbances into a longitudinal vortex in a supersonic boundary layer // *AIP Conference Proceedings: XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018)* (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018). Vol.2027, No.1. AIP Publishing, 2018. 040077(4) p.
18. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Yatskikh A. A., Yermolaev Yu. G., Piterimova M. V.** Experimental study of effect of weak shock waves on supersonic boundary layer of flat plate with blunt leading edge at Mach number 2. *Siberian Journal of Physics*. 2018. 13 (3):16–23. (In Russ.)
19. **Piterimova M. V., Yatskikh A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** Experimental study of the impact of weak shock waves on the laminar-turbulent transition in the supersonic boundary layer of a flat plate // *Problems of mechanics: theory, experiment and new technologies: abstracts of the XIII All-Russian Conference of Young Scientists* (Novosibirsk-Sheregesh, March 15–22, 2019). Novosibirsk, 2019, pp. 130–131. (In Russ.)
20. **Semisynov A. I., Kosinov A. D.** Application of high-order spectra and statistical methods for studying the nonlinear transition stage in a supersonic boundary layer. Novosibirsk, 2002. 39 p.

Сведения об авторах

Питеримова Марина Владимировна, младший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Косинов Александр Дмитриевич, доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, заведующий лабораторией, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

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

Яцких Алексей Анатольевич, кандидат физико-математических наук, младший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Кочарин Василий Леонидович, младший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Ермолаев Юрий Геннадьевич, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Information about the Authors

Marina V. Piterimova, junior researcher, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

Alexander D. Kosinov, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Senior Research Officer, Head of laboratory, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

Nikolay V. Semionov, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Senior Research Officer, Leading researcher, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

Aleksey A. Yatskikh, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, junior researcher, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

Vasily L. Kocharin, junior researcher, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

Yuri G. Yermolaev, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Senior Research Officer, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

Статья поступила в редакцию 14.02.2022;

одобрена после рецензирования 31.03.2022; принята к публикации 22.06.2022

The article was submitted 14.02.2022;

approved after reviewing 31.03.2022; accepted for publication 22.06.2022