

**А. А. Яцких**<sup>1,2</sup>, **Г. Л. Колосов**<sup>1,2</sup>, **А. Д. Косинов**<sup>1,2</sup>, **Ю. Г. Ермолаев**<sup>1</sup>  
**А. В. Панина**<sup>1</sup>, **Н. В. Семенов**<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН  
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

<sup>2</sup> *Новосибирский государственный университет  
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия*

*73.yatskikh@gmail.com, kolosov@itam.nsc.ru, kosinov@itam.nsc.ru  
yermol@itam.nsc.ru, avpanina@itam.nsc.ru, semion@itam.nsc.ru*

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ ПАРЫ СЛАБЫХ ВОЛН НА ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД НА ЛИНИИ РАСТЕКАНИЯ СКОЛЬЗЯЩЕГО ЦИЛИНДРА**

Представлены результаты экспериментального исследования влияния внешней пары слабых ударных волн на процесс ламинарно-турбулентного перехода течения на линии растекания скользящего цилиндра в сверхзвуковом потоке. Пара волн генерировалась с помощью двумерной неоднородности на стенке рабочей части трубы. Обнаружено, что ламинарно-турбулентный переход на линии растекания цилиндра сопровождается скачкообразным ростом пульсаций. При падении волн на большом расстоянии от точки измерения их влияния на переход не наблюдается. В случае падения пары волн на линию растекания вблизи области измерения ламинарно-турбулентный переход наступает при меньшем единичном числе Рейнольдса.

*Ключевые слова:* сверхзвуковой поток, линия растекания, ламинарно-турбулентный переход, эксперимент, термоанемометрия.

### **Введение**

Сценарий ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковых пограничных слоях в значительной степени зависит от уровня возмущений в свободном потоке. Например, в большинстве сверхзвуковых аэродинамических труб существует высокий уровень акустических пульсаций в рабочей части, вызывающих возбуждение собственных возмущений пограничного слоя, развитие которых приводит к раннему ламинарно-турбулентному переходу. Кроме акустических пульсаций в рабочей части аэродинамической трубы на модели летательных аппаратов могут воздействовать квазистационарные возмущения в виде слабых удар-

ных волн. Так, в экспериментах [1] обнаружены аномально высокие уровни пульсаций массового расхода (до 20 % от локальной величины среднего массового расхода) в пограничном слое плоского треугольного крыла с углом скольжения передних кромок 55°. Причину возникновения этих высокоинтенсивных возмущений можно связать либо с воздействием внешней волны Маха на пограничный слой (с возможным образованием локальной зоны отрыва) вдоль линии растекания на скользящей передней кромке крыла, либо с ее взаимодействием с боковым головным скачком.

Для проверки этого предположения в работе [2] экспериментально исследовалось возбуждение высокоинтенсивных возмуще-

*Яцких А. А., Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г., Панина А. В., Семенов Н. В.* Экспериментальное исследование воздействия пары слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход на линии растекания скользящего цилиндра // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2016. Т. 11, № 2. С. 28–36.

ний внешней слабой волной в пограничном слое на моделях дельта-крыла с радиусом боковых кромок, в несколько раз большим по сравнению с [1], и углом скольжения передних кромок 55 и 68°. Для последней модели эксперименты проводились при числах Маха  $M_\infty = 2, 2,5, 4$ , что по характеру обтекания соответствовало дозвуковой, околозвуковой и сверхзвуковой передним кромкам соответственно. Обнаружено, что максимальная величина пульсаций массового расхода достигает 12–15 % и слабо изменяется от условий обтекания дельта-крыла. Таким образом, эффект от взаимодействия падающей внешней слабой ударной волны с боковым головным скачком может быть несущественным. Возбуждения интенсивных пульсаций внешними слабыми ударными волнами в пограничном слое плоских пластин изучалось в [3]. Однако необходимо детально исследовать и другие актуальные случаи. Отметим, что влияние внешних слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход на линии растекания скользящей передней кромки крыла до сих пор не изучалось. Для моделирования течения вдоль передней кромки крыла обычно используется скользящий цилиндр [4].

Известно, что характер течения на линии растекания передней кромки крыла определяет состояние пограничного слоя на несущей поверхности [4–6]. В случае гладкой поверхности на передней кромке и малого уровня пульсаций набегающего потока переход на линии растекания характеризуется развитием неустойчивых возмущений. При наличии шероховатости в области линии растекания или интенсивных возмущений во внешнем потоке переход вызывается нелинейным развитием волновых пакетов возмущений. Однако известно, что для тонких передних кромок турбулентное течение вдоль линии растекания не возникает ни при каких условиях обтекания. Анализ, основанный на линейной теории устойчивости для данного типа течения, предсказывает существование критического числа Рейнольдса. При числах Рейнольдса меньших критического в пограничном слое на линии растекания скользящей передней кромки возмущения всегда устойчивы. Более полные представления о процессах ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на линии растекания рассматриваются в [6] для дозвуковых скоростей и в [7; 8] для

сверхзвуковых скоростей набегающего потока. Отметим, что экспериментальные исследования перехода проводились с использованием как двумерных, так и трехмерных одиночных шероховатостей на линии растекания передних кромок. В работе [9] проводится анализ устойчивости акустических возмущений и пульсаций сжимаемого пограничного слоя. Показано существование двух критических чисел Рейнольдса для каждого типа возмущений. Определено, что акустическая мода возмущений становится неустойчивой при меньших числах Рейнольдса, чем вихревые пульсации. Представляется интересным подход, использованный в работах [10; 11], в которых экспериментально исследовалось влияние искусственных стационарных возмущений от шероховатости или вдува на устойчивость течения в области линии растекания при малых дозвуковых скоростях, однако такой подход не связан напрямую с проблемой турбулизации течения в пограничном слое на линии растекания. Отметим, что имеющиеся теоретические и экспериментальные данные все еще не дают полной картины явлений, связанных с переходом пограничного слоя в окрестности передней кромки. А исследований влияния внешних слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход на линии растекания скользящего крыла до сих пор не проводилось.

Данная работа посвящена исследованию влияния внешней пары слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход течения на линии растекания скользящего цилиндра.

### Постановка экспериментов

Эксперименты выполнялись в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН при числе Маха  $M = 2,5$ . Уровень пульсаций массового расхода в рабочей части по условиям эксперимента составлял около 0,4 %. В экспериментах использовалась модель скользящего цилиндра диаметром 38,4 мм с углом скольжения 68°. Длина цилиндра по оси примерно составляла 450 мм. Для создания пары стационарных слабых ударных волн использовалась двумерная неоднородность в виде плоского вы-

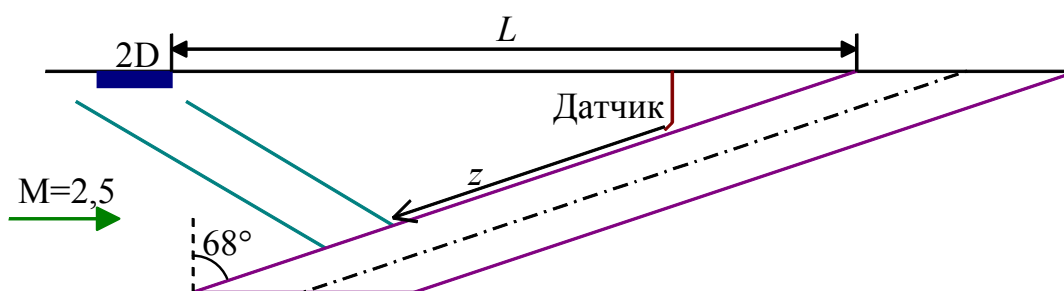


Рис. 1. Схема эксперимента

ступа / уступа, устанавливаемая на боковой стенке рабочей части трубы. Для измерения пульсаций и характеристик среднего течения использовался термоанемометр постоянного сопротивления (ТПС). Принципиальная схема эксперимента представлена на рис. 1. На схеме показано относительное расположение модели цилиндра, двумерной неоднородности и датчика термоанемометра. На боковой стенке вертикально крепились 2D-лента толщиной  $0,13 \pm 0,01$  мм, шириной  $14 \pm 0,5$  мм и длиной около 150 мм. Аналогичный генератор слабых скачков уплотнения использовался в [2], где приведена теневая визуализация пары слабых ударных волн, порожденных передним и задним краями двумерной ленты, установленной на верхней сопловой вставке Т-325. При измерении ламинарно-турбулентного перехода датчик термоанемометра устанавливался в пограничном слое на линии растекания на расстоянии около 0,5 мм от поверхности цилиндра. Его положение вдоль линии растекания было фиксировано и составляло примерно 230 мм от свободного конца цилиндра. Измерения ламинарно-турбулентного перехода проводились при вариации единичного числа Рейнольдса набегающего потока ( $Re_1 = U/v$ , где  $U$  – скорость потока, а  $v$  – кинематическая вязкость) в диапазоне от  $4 \cdot 10^6$  до  $13 \cdot 10^6$  1/м. Эксперименты выполнены как в случае гладкой стенки рабочей части трубы (т.е. без воздействия внешней пары слабых ударных волн), так и при наличии 2D-источника внешних волн.

Поскольку ударные волны от двумерной неоднородности поверхности распростра-

няются под маховским углом, то место падения волн на линию растекания скользящего цилиндра можно определить с достаточной точностью [2]. Так, ближайшая к датчику термоанемометра (см. рис. 1) ударная волна генерировалась в окрестности задней кромки тонкой двумерной неоднородности поверхности (уступ). При расчете области падения этой волны на цилиндр принималось, что ударная волна представляется плоскостью, которая проходит через заднюю кромку 2D-неоднородности. Для расчета распространения второй ударной волны необходимо учитывать пограничный слой на боковой стенке рабочей части трубы и положение передней кромки двумерной неоднородности поверхности. Принималось, что плоскость ударной волны от выступа 2D-неоднородности проходила через линию, расположенную на боковой стенке рабочей части Т-325 на 23 мм выше по потоку от края неоднородности. Такой метод расчета справедлив для случая  $M = 2,5$  и верифицирован в экспериментах [2; 3].

Место падения ударных волн на модель варьировалось с помощью изменения расположения 2D-неоднородности относительно крепления цилиндра к рабочей части трубы ( $L$ ). Данные в этой работе представлены с использованием переменной  $z$ , которая обозначает расстояние от области взаимодействия ударной волны, исходящей от заднего края двумерной неоднородности поверхности, с пограничным слоем на линии растекания до датчика. Ниже приведены положения неоднородности поверхности ( $L$ ), использованные в экспериментах, и соответствующие им значения  $z$ :

$L$ , мм	540	506	459	449	445
$z$ , мм	51	32	6	0,3	-2

Датчики термоанемометра изготавливались из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной около 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика устанавливалась равной 0,8, а измеренные возмущения на 95 % состояли из пульсаций массового расхода. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной измерительной системой [1–3; 12]. С помощью термоанемометра были определены значения среднего напряжения  $E$  и осциллограммы пульсационного сигнала  $e'(t)$ . Постоянная составляющая напряжения с выхода термоанемометра  $E$  измерялась цифровым вольтметром Agilent 34401A. Пульсационный сигнал с выхода термоанемометра оцифровывался 12-разрядным аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и записывался в компьютер. Частота дискретизации АЦП составляла 750 кГц, а длина реализации – 65 536 точек. При измерении записывались четыре реализации сигнала, что позволяло уменьшить их среднеквадратичную погрешность в два раза.

Обработка экспериментальных данных заключалась в получении интегральных значений пульсаций, амплитудно-частотных спектров возмущений и проведении статистического анализа. Безразмерные пульсации массового расхода определялись следующим образом:

$$m'(t) = \frac{(\rho U)'}{\rho U} \approx \frac{1}{S_{\rho U}} \cdot \frac{e'(t)}{E},$$

где  $S_{\rho U}$  – коэффициент чувствительности датчика термоанемометра к пульсациям массового расхода [12]. Для термоанемометра постоянного сопротивления значение  $S_{\rho U}$  является постоянным и приближенно равно  $0,25 \pm 0,02$ . Среднеквадратичные значения пульсаций вычислялись по формуле:

$$\langle m' \rangle = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (m'(t_i) - \bar{m})^2}.$$

Для определения частотных спектров возмущений использовалось дискретное преобразование Фурье в виде

$$\hat{X}(f) = \frac{\sqrt{2}}{N} \sum_{k=1}^N X(t_k) \cdot e^{-i2\pi f t_k},$$

$$A(f) = |\hat{X}(f)|.$$

Статистический анализ данных состоял в построении гистограмм и выявлении нелинейных процессов развития возмущений в пограничном слое на линии растекания. При определении нелинейного взаимодействия возмущений использовался известный факт, что Гауссов сигнал на входе и выходе системы соответствует линейному процессу, а его отклонение от нормального распределения указывает на нелинейность процесса.

### Результаты

Эксперименты выполнены на модели скользящего цилиндра с  $\chi = 68^\circ$ , что при  $M = 2,5$  соответствует случаю околозвуковой передней кромки. В первую очередь были проведены исследования ламинарно-турбулентного перехода на линии растекания скользящего цилиндра в естественных условиях, когда двумерная неоднородность поверхности боковой стенки рабочей части трубы отсутствовала. Зависимости среднеквадратичного уровня пульсаций массового расхода и среднего напряжения на датчике термоанемометра от значения единичного числа Рейнольдса показаны на рис. 2.

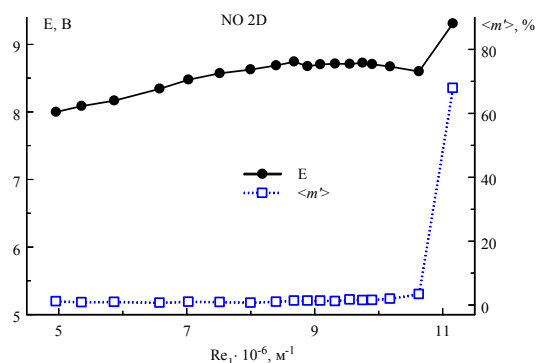


Рис. 2. Кривые нарастания безразмерных пульсации массового расхода и среднего напряжения на датчике термоанемометра («естественный» случай)

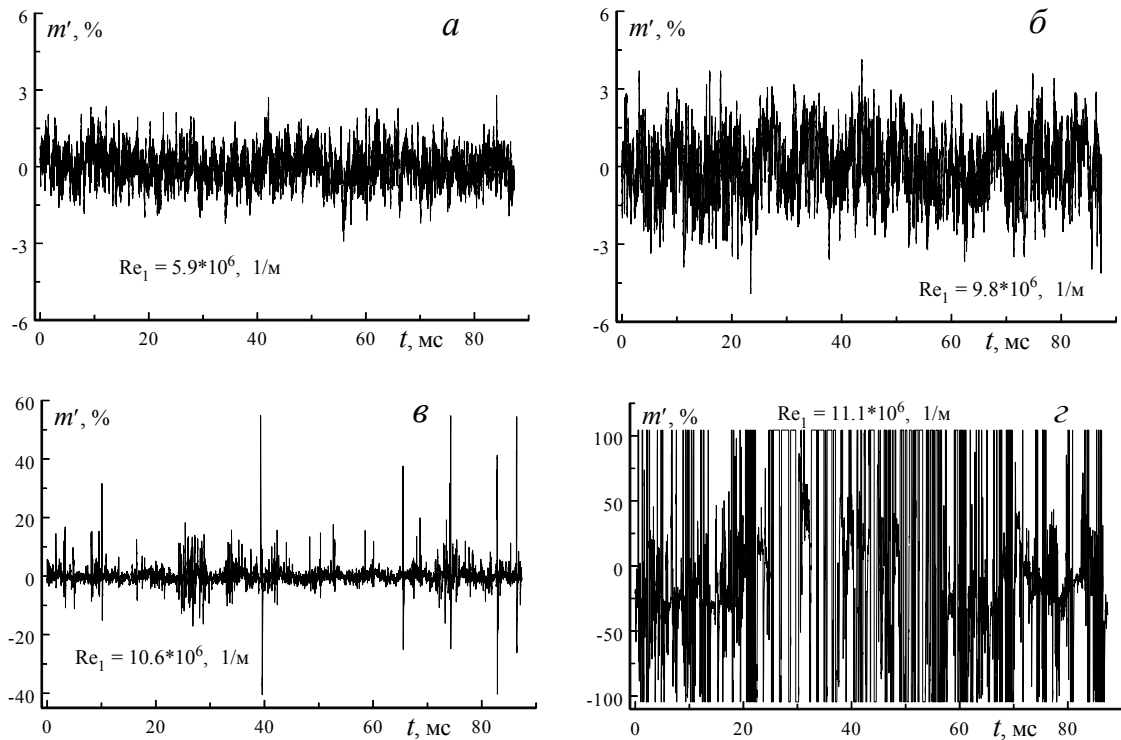


Рис. 3. Осциллограммы пульсационного сигнала при различных значениях  $Re_1$

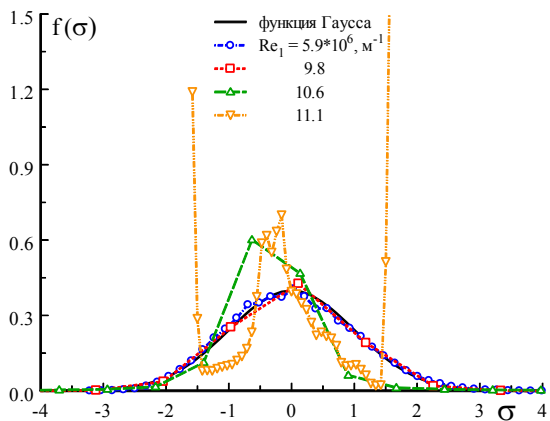


Рис. 4. Распределения плотности вероятности пульсаций при различных значениях  $Re_1$

При  $Re_1 < 10 \cdot 10^6$  1/м среднеквадратичный уровень пульсаций имеет практически постоянное значение, которое не превышает 1,5–2 % от среднего течения. Рост интегральных пульсаций начинается с  $Re_1 > 10 \cdot 10^6$  1/м, а при  $Re_1 \approx 11,1 \cdot 10^6$  1/м они имеют максимальный уровень более 50 %. Такое поведение среднеквадратичного уровня возмущений характерно для пере-

хода к турбулентности на линии растекания скользящего цилиндра. Так, в [7; 8] отмечалось, что разрушение ламинарного течения на линии растекания происходит скачкообразно и сопровождается резким утолщением пограничного слоя.

Наступление ламинарно-турбулентного перехода на линии растекания скользящего цилиндра, определяемое по интегральной зависимости, можно легко спутать с началом нелинейного взаимодействия. Для прояснения этого вопроса на рис. 3 приведены осциллограммы измеренного пульсационного сигнала при различных единичных числах Рейнольдса. Первые две осциллограммы (рис. 3, а, б) соответствуют линейному развитию естественных возмущений на линии растекания. С увеличением  $Re_1$  уровень пульсаций возрастает, что отражается в медленном росте среднеквадратичных пульсаций. Как указывалось выше, переход к турбулентности на линии растекания при сверхзвуковых скоростях происходит «взрывным образом». Этот факт демонстрируется на рис. 3, в, г. При  $Re_1 = 10,6 \cdot 10^6$  м<sup>-1</sup> в осциллограмме наблюдаются «шипы», которые характерны для поздней стадии перехода. Перемежающийся режим обтекания

показан на рис. 3, з. Этот режим характеризуется резким, в несколько раз, утолщением пограничного слоя, интенсивным ростом амплитуды пульсаций и сильно нелинейным взаимодействием возмущений [7; 8]. Амплитуда регистрируемых возмущений была настолько высокой, что максимального диапазона используемого аналогово-цифрового преобразователя  $\pm 10$  В было не достаточно для корректной оцифровки данного сигнала. Дальнейшее увеличение единичного числа Рейнольдса приводит к турбулентности. Поэтому достижение режима перемежаемости связывается с наступлением перехода на линии растекания [7; 8].

Результаты статистического анализа данных, представленных на рис. 3, показаны на рис. 4. Здесь приведены гистограммы пульсационного сигнала, которые строились по 35 равноотстоящим интервалам. Для сравнения с нормальным распределением плотности вероятности на графике сплошной линией показана функция Гаусса с нулевым средним и единичной дисперсией:

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp(-x^2/2).$$

Как видно из рис. 4, вплоть до  $Re_1 = 9,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  гистограммы пульсационного сигнала практически совпадают с функцией Гаусса. Можно сказать, что в этом диапазоне единичных чисел Рейнольдса на линии растекания скользящего цилиндра реализуется ламинарное течение. В гистограммах значительные отклонения от нормального закона наблюдаются при  $Re_1 > 10^7 \text{ м}^{-1}$ , что соответствует процессу нелинейного взаимодействия возмущений.

На рис. 5 представлены амплитудно-частотные спектры при различных значениях единичного числа Рейнольдса для случая отсутствия двумерной неоднородности поверхности на боковой стенке рабочей части трубы. В области линейного развития возмущений (вплоть до  $Re_1 = 9,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ ) в спектрах наблюдается усиление низкочастотных ( $< 10$  кГц) пульсаций массового расхода. При  $Re_1 = 10,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  амплитудный спектр близок к турбулентному, в области от 10 до 200 кГц амплитуда гармоник в логарифмическом масштабе спадает по линейному закону. Но уровень пульсаций с  $f < 1$  кГц сравним со случаем линейного развития возмущений. Поскольку осциллограмма при  $Re_1 = 11,1 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  была записана

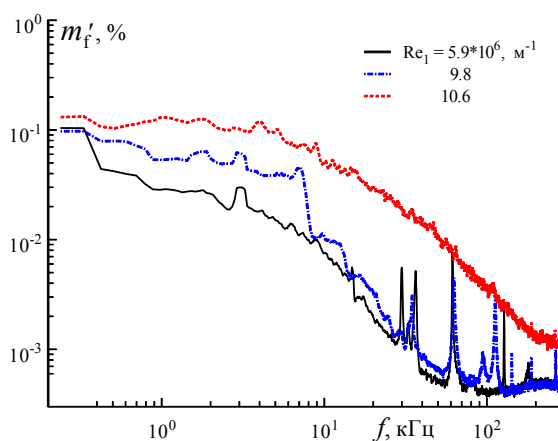


Рис. 5. Амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода («естественный» случай)

с переполнением аналогово-цифрового преобразователя, то определить амплитудно-частотный спектр было невозможно.

Результаты изучения влияния внешней пары слабых ударных волн на возникновение турбулентности на линии растекания скользящего цилиндра представлены на рис. 6. Здесь показаны зависимости среднеквадратичных пульсаций от значений  $Re_1$  при различных положениях места падения ударных волн, генерируемых двумерной неоднородностью поверхности, на цилиндр. Положение перехода определялось с помощью комплексного анализа интегральных зависимостей, амплитудно-частотных спектров и гистограмм измеренных пульсаций. Среднеквадратичный уровень возмущений в ламинарном течении на линии растекания не превышает 2–3 %. Ламинарно-турбулентный переход происходит скачкообразно, аналогично естественному случаю. При этом приближение области взаимодействия ударных волн с пограничным слоем скользящего цилиндра к датчику термоанемометра приводит к более раннему переходу.

Влияние положения падающих слабых ударных волн на устойчивость пограничного слоя скользящего цилиндра на линии растекания показано на рис. 7: приведена зависимость единичного числа Рейнольдса ( $Re_1^*$ ), при котором наступает переход, от величины  $z$ . Горизонтальной линией на графике обозначен уровень  $Re_1$ , соответствующий естественному переходу на линии растекания скользящего цилиндра.

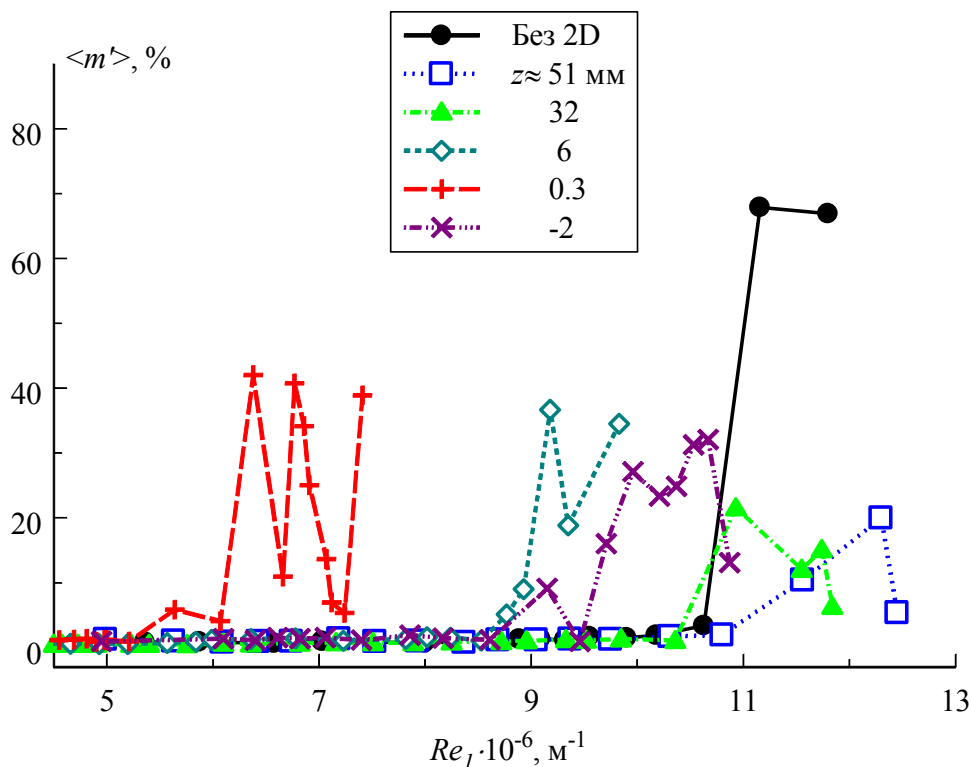


Рис. 6. Распределения среднеквадратичного уровня пульсаций при различном расстоянии падения волн от 2D-неоднородности до датчика

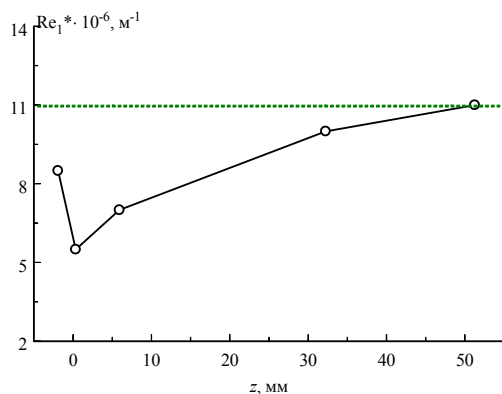


Рис. 7. Зависимость  $Re_1^*$  перехода от расстояния между падающей волной и датчиком термоанемометра

Когда расстояние  $z$  между областью падения ударной волны и датчиком больше 50 мм, результаты измерения перехода совпадают с данными естественного разрушения ламинарного течения на линии растекания. В этом случае происходит снос возмущений, вызванных взаимодействием пограничного слоя с ударной волной, по криволинейным линиям тока. При приближении ударной волны к области измерения ( $30 < z < 50$ ) число Рейнольдса перехода

медленно уменьшается и для  $z = 32$  мм составляет 90 % от естественного случая. Дальнейшее приближение падающей ударной волны к области измерения провоцирует ускорение процесса перехода на линии растекания. Минимальное единичное число Рейнольдса, соответствующее переходу, наблюдается в случае падения ударной волны в окрестности датчика термоанемометра ( $z \approx 0,3$  мм) и составляет  $Re_1^* \approx 5,5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ .

При отрицательных значениях величины  $z$  датчик термоанемометра располагается между двумя ударными волнами. Волна от задней кромки 2D-неоднородности поверхности находится ниже по потоку от точки измерения и, по-видимому, слабо влияет на ламинарно-турбулентный переход. Вторая волна, генерируемая выступом двумерной неоднородности, падает на скользящий цилиндр выше датчика по линии растекания и, скорее всего, вносит основной вклад в дестабилизацию течения в точке измерения. Представленные рассуждения, возможно, являются некоторым объяснением того факта, что при  $z = -2$  мм значение единичного числа Рейнольдса, соответствующее переходу, возрастает до  $Re_1^* \approx 8,5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Оцен-

ки показывают, что при  $z = -2$  мм расстояние от места падения второй волны до положения датчика термоанемометра составляет примерно 18,8 мм. Этот результат согласуется с зависимостью единичного числа Рейнольдса, при котором наблюдается ламинарно-турбулентный переход, от расстояния до падения ударной волны.

### Выводы

Выполнено экспериментальное исследование влияния внешней пары слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход течения на линии растекания скользящего цилиндра с углом скольжения  $68^\circ$  и диаметром 38,4 мм при  $M_\infty = 2,5$ .

Ламинарно-турбулентный переход в естественных условиях (падающая ударная волна отсутствует) наступает при единичном числе Рейнольдса  $Re_1^* \approx 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . На скользящем цилиндре переход происходит скачкообразно и сопровождается резким ростом высокоинтенсивных пульсаций.

Наибольшее влияние внешней слабой ударной волны на переход к турбулентности на линии растекания наблюдается в случае, когда волна падает на скользящий цилиндр вблизи точки проведения измерений. При этом единичное число Рейнольдса, соответствующее переходу, уменьшается в два раза до значения  $Re_1^* \approx 5,5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Увеличение расстояния между падающей ударной волной и областью измерения на линии растекания приводит к росту числа Рейнольдса перехода. Когда это расстояние больше 50 мм, число Рейнольдса перехода соответствует естественному случаю, и влияния внешней ударной волны на ламинарно-турбулентный переход не наблюдается.

### Список литературы

1. Ваганов А. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В., Шалаев В. И. Экспериментальное исследование структуры течения и перехода в пограничном слое треугольного крыла с затупленными передними кромками при числах Маха 2, 2,5 и 4 // Тр. МФТИ. 2013. Т. 5, № 3. С. 164–173.

2. 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 // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 1. С. 29–38.

3. 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.

4. Pfenninger W. Flow phenomena at the leading edge of swept wings // Recent developments in boundary layer research: AGARDograph 97. 1965. Pt 4.

5. Gaster M. A simple device for preventing turbulent contamination on swept leading edges // J. Roy. Aeronaut. Soc. 1965. Vol. 69. P. 788.

6. Poll D. I. A. The development of intermittent turbulence on the swept attachment line including the effects of compressibility // Aeronaut. Quart. 1983. Vol. 34. P. 1–23.

7. Семисынов А. И., Федоров А. В., Новиков В. Е., Семенов Н. В., Косинов А. Д. Исследование устойчивости и перехода на скользящем цилиндре в сверхзвуковом потоке // ПМТФ. 2003. Т. 44, № 2. С. 72–82.

8. Косинов А. Д., Новиков В. Е., Семенов Н. В., Семисынов А. И., Федоров А. В. Экспериментальное исследование условий перехода на скользящем цилиндре в сверхзвуковом потоке // Препринт № 4-2000, ИТПМ СО РАН. Новосибирск, 2000. 27 с.

9. Mack C. J., Schmid P. J. Global stability of swept flow around a parabolic body: the neutral curve // Journal of Fluid Mechanics. 2011. Vol. 678. P. 589–599.

10. Толкачев С. Н., Горев В. Н., Козлов В. В. Экспериментальные методики изучения структуры вихревых возмущений, порождаемых точечным вдувом, на передней кромке скользящего крыла // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2012. Т. 7, № 2. С. 80–84.

11. Толкачев С. Н., Горев В. Н., Козлов В. В. Исследование продольных вихрей за шероховатостью и их вторичной неустойчивости на передней кромке скользящего крыла // ДАН. 2014. Т. 459, № 2. С. 178–181

12. Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G. Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Preprint Institute of Theoretical and Applied Mechanics, № 6-99. Novosibirsk, 1999. 24 p.



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

<sup>1</sup> *S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, SB RAS  
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

<sup>2</sup> *Novosibirsk State University  
2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

*73.yatskikh@gmail.com, kolosov@itam.nsc.ru, kosinov@itam.nsc.ru  
yermol@itam.nsc.ru, avpanina@itam.nsc.ru, semion@itam.nsc.ru*

### **EXPERIMENTAL STUDY OF EFFECTS OF COUPLE WEAK WAVES ON LAMINAR-TURBULENT TRANSITION ON ATTACHMENT LINE OF SWEEP CYLINDER**

Experimental data of investigation of the influence of outer couple weak shock waves on the laminar-turbulent transition on attachment line of swept cylinder in supersonic flow are presented. The couple of waves were generated by a two-dimensional roughness on the wall of the test section of supersonic tunnel. It was found that the laminar-turbulent transition on the attachment line of sliding cylinder followed by abrupt perturbation growth. In case of the great distance between falling of the waves on attachment line and the point of measurement the impact on transition was not observed. In case of the short distance between falling of the waves on attachment line and the point of measurement the laminar-turbulent transition was observed at lower unit Reynolds numbers.

*Keywords:* supersonic flow, attachment line, laminar-turbulent transition, experiment, hot-wire measurements.