

А. Д. Косинов, Н. В. Семёнов, А. А. Яцких, Ю. Г. Ермолаев, М. В. Питеримова

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

*Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия*

kosinov@itam.nsc.ru

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СЛАБЫХ УДАРНЫХ ВОЛН СО СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ ПЛОСКОЙ ЗАТУПЛЕННОЙ ПЛАСТИНЫ ПРИ ЧИСЛЕ МАХА 2

Представлены результаты экспериментального исследования воздействия пары слабых ударных волн на пограничный слой плоской пластины с затупленной передней кромкой при числе Маха 2. Генерация слабых ударных волн осуществлялась с помощью двумерных наклеек. Было проведено две серии экспериментов: с наклейками шириной 2,5 мм и толщиной 120 мкм, шириной 2,5 мм и толщиной 230 мкм, расположенными на боковой стенке рабочей части. Возмущения, генерируемые в свободном потоке, имеют вид N-волны, амплитуда которой составляет 5 и 11 % соответственно. В пограничном слое обнаружено порождение стационарных продольных вихрей фронтами N-волны, которые вниз по потоку практически не расплываются. Взаимодействие слабых волн Маха с пограничным слоем приводит к усилению низкочастотных колебаний сдвигового слоя.

Ключевые слова: сверхзвуковые скорости, экспериментальные исследования, плоская пластина с затупленной передней кромкой, ламинарно-турбулентный переход.

Введение

Процесс ламинарно-турбулентного перехода представляет собой фундаментальное и мало изученное явление, которое имеет большое значение в механике жидкости и газа. В настоящее время изучение возникновения турбулентности в сжимаемых пограничных слоях вблизи поверхностей современных летательных аппаратов необходимо для дальнейшего развития высокоскоростной авиационной техники. общепринятым считается связь ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое с потерей устойчивости течения [1–5].

При сверхзвуковых скоростях потока экспериментальные исследования осложнены тем, что кроме акустических пульсаций в

рабочей части аэродинамических установок на обтекание моделей могут оказывать воздействие квазистационарные возмущения в виде волн Маха. Так, в экспериментах [6; 7] на модели дельта-крыла в пограничном слое обнаружены области высокоинтенсивных пульсаций массового расхода. Причиной их возникновения, вероятно, является воздействие падающей волны Маха на пограничный слой на линии растекания. Энергия пульсаций в основном сосредоточена в области низких частот (до 3 кГц). Данное явление может увеличивать тепловые потоки на несущую поверхность крыла, поэтому его необходимо учитывать при оценке уровня теплового нагружения аппарата.

Результаты исследований воздействия пары слабых ударных волн на переход к тур-

Косинов А. Д., Семёнов 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.

булентности в пограничном слое цилиндра представлены в [8]. Измерения проходили на линии растекания модели при числе Маха 2,5. Угол скольжения составлял 68° . В работе получено, что слабая ударная волна оказывает наиболее сильное влияние на переход в случае, когда расстояние от нее до области измерений минимально, а его увеличение приводит к росту числа Рейнольдса перехода.

Возбуждение интенсивных пульсаций падающими слабыми ударными волнами в пограничном слое плоских пластин с острой и затупленной передними кромками изучалось в [9]. Слабые ударные волны генерировались с помощью двумерной наклейки шириной 15 мм, установленной на поверхности боковой стенки рабочей части трубы. При попадании слабых ударных волн на переднюю кромку пластины в пограничном слое обнаружены продольные вихри. Для острой передней кромки эффект порождения стационарных продольных возмущений оказывается слабым, а при увеличении радиуса притупления интенсивность вихрей возрастает. Однако необходимо исследовать влияние внешних слабых ударных волн на переход и при других параметрах наклейки. Например, изменяя ее ширину и толщину.

Данная работа посвящена выявлению механизмов зарождения и развития стационарных возмущений в пограничном слое при числе Маха 2 при взаимодействии слабых ударных волн с затупленной передней кромкой плоской пластины.

Постановка экспериментов

Экспериментальные исследования проводились в малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН при числе Маха $M = 2$. Измерения выполнены на модели плоской пластины с затупленной передней кромкой, радиус притупления которой (R) был равен 0,6 мм. Модель имела следующие размеры: длина 395 мм, ширина 240 мм, толщина 10 мм. Плоская пластина устанавливалась под нулевым углом атаки.

Для создания пары слабых ударных волн использовалась двумерная неровность, представляющая собой плоский выступ / уступ, расположенная на поверхности боковой стенки рабочей части установки. По услови-

ям эксперимента, волны распространяются под разными углами. Согласно оценкам величины углов, полученным при помощи теневой визуализации [10], различие составляет $1,7 \pm 0,7^\circ$. Принципиальная схема эксперимента показана на рис. 1.

Было проведено две серии экспериментов, в которых в качестве неровности использовалась изолента шириной 2,5 мм, длиной около 150 мм, толщиной (h) 120 мкм и 230 мкм соответственно. При этом в свободный поток генерировалось возмущение в виде пары волн Маха, порождаемых передним и задним краями 2D-неровности.

Измерения пульсаций и характеристик среднего течения были сделаны с помощью термоанемометра постоянного сопротивления (ТПС). Датчик ТПС изготавливался из тонкой вольфрамовой проволоки. Толщина нити датчика 10 мкм, длина 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика устанавливалась равной 0,7. Постоянная составляющая напряжения E измерялась цифровым вольтметром Agilent 34401A. Пульсационный сигнал $e'(t)$ с выхода термоанемометра был оцифрован 12-разрядным аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и далее записывался в компьютер. Частота дискретизации данного АЦП составляет 750 кГц, длина реализации – 65 536 точек. В каждой точке по пространству было выполнено по 4 измерения, что позволяло уменьшить среднеквадратичную погрешность измерений.

Датчик ТПС присоединялся к штанге координатного устройства и имел возможность передвижения по трем осям: в направлении потока (ось x), поперек набегающего потока (ось z) и по вертикали (ось y). Координаты отсчитываются следующим образом: x – от передней кромки модели по направлению набегающего потока, y – вверх от поверхности модели по нормали, z – перпендикулярно направлению потока ($z = 0$ соответствует центральной линии симметрии модели).

Результаты и их анализ

Измерения возмущений свободного потока, генерируемых с помощью двумерной неоднородности, проводились при числе Маха $M = 2$, единичных числах Рейнольдса $Re_1 \approx 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

Лента шириной 2,5 мм и толщиной 120 мкм (либо 230 мкм) наклеивалась на

расстоянии 162 мм (150 мм) вверх по потоку от передней кромки модели, соответственно. Тем не менее, различие в расположении неровности не оказывает значительного влияния на физику явления, а только лишь на положение возмущений по z . Измерения в свободном потоке выполнены на расстоянии $x = -10$ мм от передней кромки модели. Результаты измерений представлены на рис. 2 и рис. 3 в виде зависимостей нормированного среднего массового расхода и уровней среднеквадратичных пульсаций массового расхода от координаты z .

Как видно из распределений на рис. 2, двумерные неровности шириной 2,5 мм на поверхности боковой стенки рабочей части аэродинамической трубы генерируют возмущение в виде N-волны. В случае толщины неровности, равной 120 мкм, эта волна имеет амплитуду 5%, а в случае $h = 230$ мкм – 11%. Возмущение, порожденное наклейкой

толщиной 230 мкм, занимает большую область по z , чем возмущение от наклейки с $h = 120$ мкм.

На уровень пульсационного сигнала термоанемометра увеличение толщины неровности влияния практически не оказывает. На рис. 3 в обоих случаях можно видеть два значительных пика, появление которых связано с взаимодействием слабых ударных волн с датчиком термоанемометра. Различное положение данных пиков обусловлено тем, что расстояние L в экспериментах, проведенных с двойной и одинарной наклейками, различается, и, соответственно, волны попадают на переднюю кромку в разные места.

Результаты экспериментальных исследований воздействия слабых ударных волн на пульсации в пограничном слое затупленной плоской пластины при числе Маха 2 представлены на рис. 4 и 5.

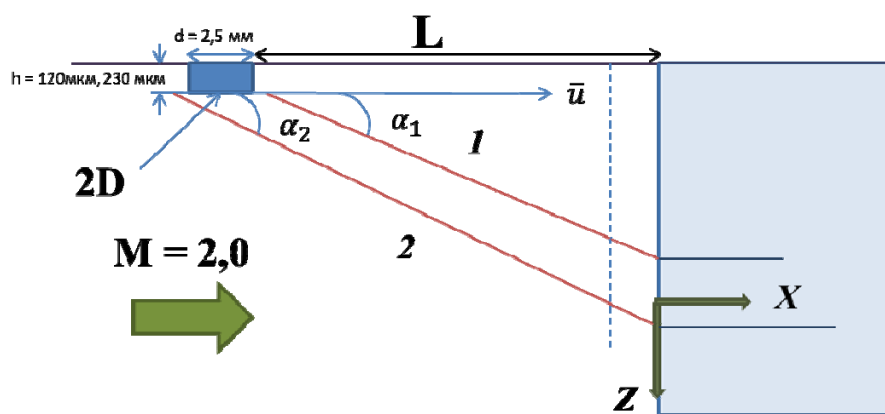


Рис. 1. Схема эксперимента

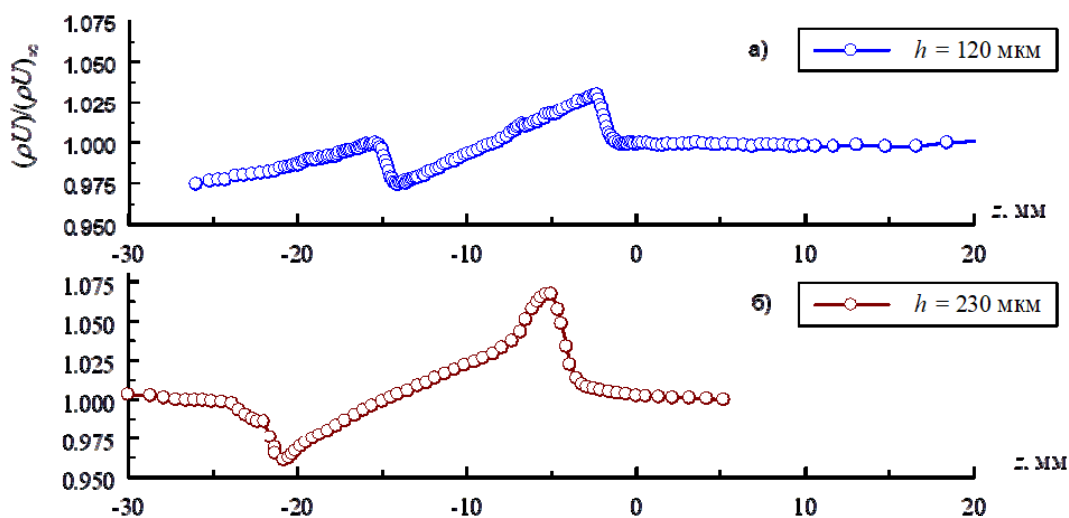


Рис. 2. Зависимость нормированной величины среднего массового расхода от координаты z

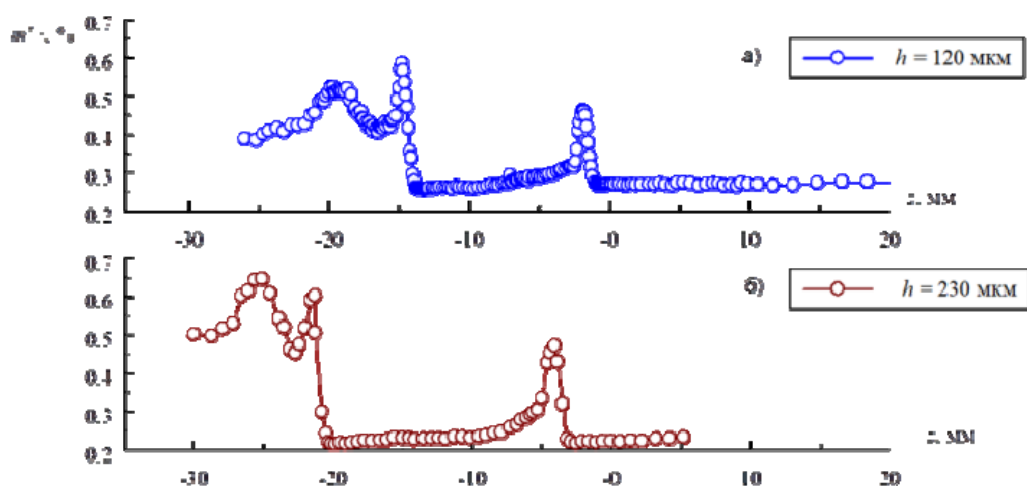


Рис. 3. Зависимость амплитуды пульсаций массового расхода от координаты z

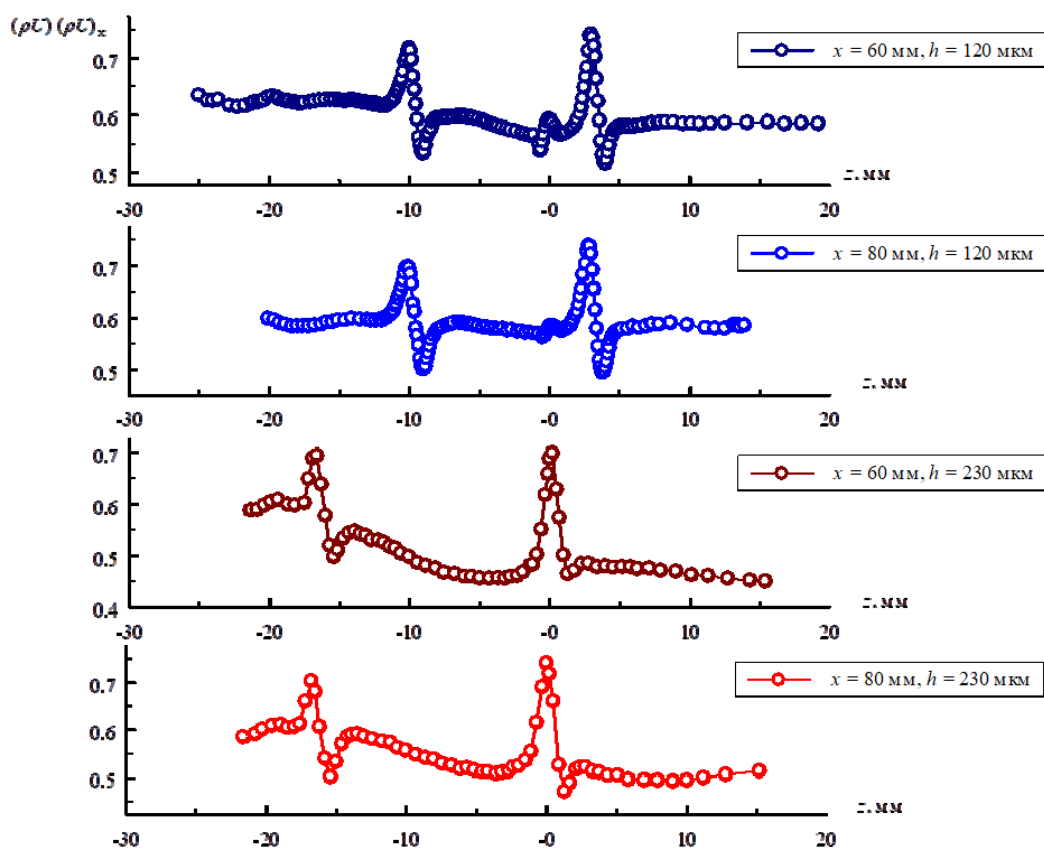


Рис. 4. Зависимость нормированной величины среднемассового расхода в пограничном слое от координаты z для наклеек толщиной 120 и 230 мкм

При воздействии N-волны на переднюю кромку модели экспериментально зафиксирована генерация пары стационарных продольных вихрей, вращающихся в одном направлении (случай $h = 230 \text{ мкм}$).

Как видно из рис. 4, в случае толщины наклейки $h = 120 \text{ мкм}$ между совращающимися вихрями наблюдается порождение дополнительного вихря малой интенсивности, который вращается в противоположную

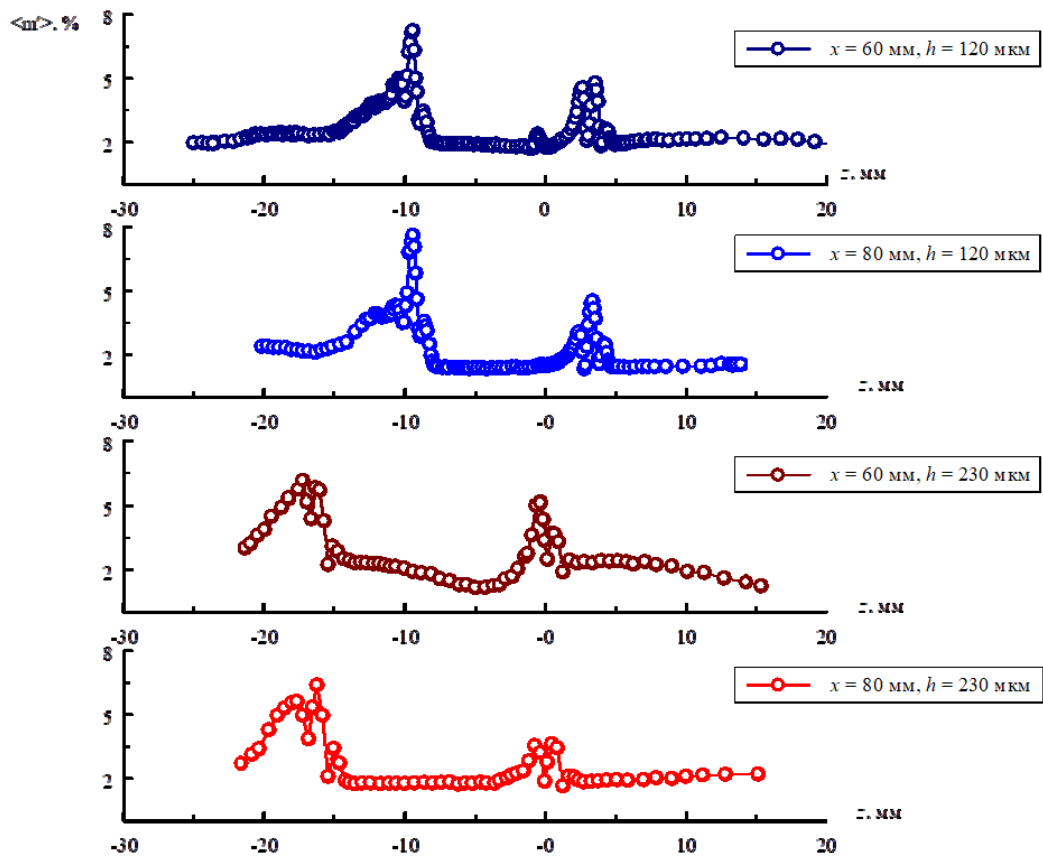


Рис. 5. Зависимость амплитуды пульсаций массового расхода в пограничном слое для наклеек толщиной 120 и 230 мкм

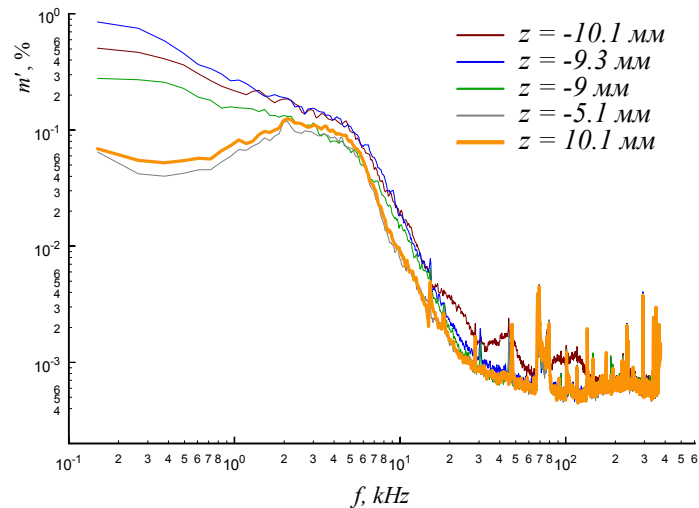


Рис. 6. Амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода в пограничном слое при $x = 60 \text{ мм}$, $h = 120 \text{ мкм}$

сторону. Однако данное явление зафиксировано лишь однажды. Сравнивая результаты с полученными ранее [6–9], можно предположить, что, вероятно, появление дополнительного пика в распределениях среднего течения вдоль передней кромки не связано с

воздействием слабых ударных волн на пограничный слой пластины, а вызвано другими причинами.

Отметим, что размах амплитуды вихрей, а также их поперечный размер и положение по ширине модели остается почти постоян-

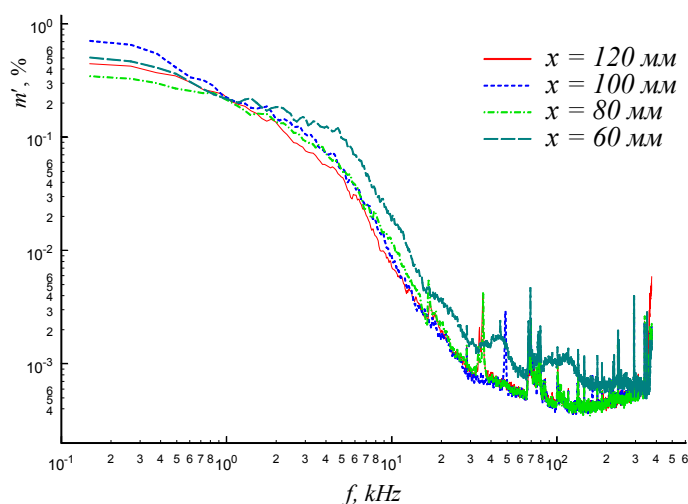


Рис. 7. Амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода в пограничном слое при $z = -10,1$ мм, $h = 120$ мкм

ным вниз по потоку. Передний фронт N-волны порождает вихрь большей интенсивности, чем задний фронт. Соотношение амплитуд этих вихрей 1 : 0,75.

Распределение уровней пульсационного сигнала (см. рис. 5) содержит два пика, амплитуда которых примерно одинакова в обоих рассматриваемых случаях и практически не изменяется вниз по потоку. Положение пиков соответствует максимальному градиенту среднего массового расхода (области продольных вихрей). Можно заметить, что расстояния между пиками значительно отличаются: в случае, когда толщина наклейки h составляет 120 мкм оно равно приблизительно 15 мм, а в случае $h = 230$ мкм – почти 20 мм.

Был выполнен спектральный анализ измеренных пульсаций.

На рис. 6 представлены амплитудно-частотные спектры величины пульсаций массового расхода, измеренные в пограничном слое в сечении $x = 60$ мм для случая, когда толщина наклейки составляет 120 мкм.

Спектр при $z = 10,1$ мм, измерен в области невозмущенного течения (см. рис. 4). Здесь естественные возмущения распределены в области частот до 40–50 кГц. Возмущения при $f > 50$ кГц характеризуют шум измерительного прибора.

После прохождения ударной волны от переднего края 2D-неоднородности пограничный слой восстанавливается, и спектр

при $z = -5,1$ мм практически не отличается от невозмущенного спектра.

Спектр при $z = -9 \div 10,1$ мм соответствует положению вихря, порожденного задним фронтом N-волны. Здесь происходит усиление амплитуды спектра в области частот от 0,2 примерно до 15 кГц относительно невозмущенного случая.

На рис. 7 представлены амплитудно-частотные спектры величины пульсаций массового расхода для наклейки толщиной 120 мкм, измеренные в пограничном слое при значении $z = -10,1$ мм. Данная координата соответствует максимальному градиенту массового расхода (см. рис. 4). Спектры отражают эволюцию возмущений вниз по потоку.

Как можно видеть из графиков, все спектры подобны. Есть незначительные различия, которые, вероятно, обусловлены тем, что измерения проводились в разных слоях течения. Также спектральный анализ показывает, что порождаемые в пограничном слое стационарные продольные вихри не приводят к раннему ламинарно-турбулентному переходу течения, поскольку усиление возмущений вниз по потоку не наблюдается.

Заключение

Выполнено экспериментальное исследование воздействия внешних слабых ударных

волн со сверхзвуковым пограничным слоем плоской пластины с затупленной передней кромкой. В качестве источника слабых ударных волн использовались двумерные наклейки шириной 2,5 мм, толщиной 120 и 230 мкм, установленные на боковой поверхности рабочей части Т-325. По результатам данной работы можно сделать следующие выводы.

1. Двумерные неровности (шириной 2,5 мм, толщиной 120 и 230 мкм) генерируют возмущения в виде N-волны в свободном потоке амплитудой 5 и 11 % соответственно.

2. При попадании N-волны на переднюю кромку плоской пластины обнаружен эффект порождения пары стационарных продольных вихрей, вращающихся в одном направлении.

3. Вихри локализованы в одном месте по ширине модели и практически не расплываются вниз по потоку. Наиболее интенсивный вихрь порождается передним фронтом N-волны. Соотношение амплитуд вихрей порождаемых передним и задним фронтами 1 : 0,75.

4. Спектральный анализ показал, что вихри не вызывают ранний ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое.

Список литературы

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 744 с.
2. Линь Ц. Ц. Теория гидродинамической устойчивости. М.: ИЛ, 1958. 196 с.
3. Гольдштик М. А., Штерн В. Н. Гидродинамическая устойчивость и турбулентность. Новосибирск: Наука, 1977. 366 с.
4. Качанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое. Новосибирск: Наука, 1982. 151 с.
5. Козлов Л. Ф., Бабенко В. В. Экспериментальные исследования пограничного слоя. Киев: Наук. дум., 1978. 184 с.
6. Ваганов А. В., Косинов А. Д., Семенов Н. В. Об исследованиях ламинарно-турбулентного перехода на модели плоского треугольного крыла при $M = 4$ // Аэродинамика и прочность конструкций летательных аппаратов: Тр. Всерос. юбилейной науч.-техн. конф., посвящ. 70-летию со дня осно-

вания СибНИА. Новосибирск, 2011. С. 172–178.

7. 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.

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

9. Ваганов А. В., Ермолаев Ю. Г., Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Панина А. В., Семенов Н. В., Яцких А. А. К воздействию падающей волны Маха на сверхзвуковой пограничный слой // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, вып. 1.

10. Косинов А. Д., Голубев М. П., Павлов Ал. А. К определению механизма взаимодействия волн Маха с головной ударной волной // Сибирский физический журнал. 2017. Т. 12, № 2. С. 20–27.

**A. D. Kosinov, N. V. Semionov, A. A. Yatskikh
Yu. G. Yermolaev, M. V. Piterimova**

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

*Novosibirsk State University
2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

kosinov@itam.nsc.ru

**EXPERIMENTAL STUDY OF EFFECT OF WEAK SHOCK WAVES
ON SUPERSONIC BOUNDARY LAYER OF FLAT PLATE
WITH BLUNT LEADING EDGE AT MACH NUMBER 2**

The experimental results of investigation of the effect of a pair of weak shock waves on the boundary layer of a flat plate with a blunt leading edge are presented at Mach number 2. Generation of weak shock waves was carried out using two-dimensional stickers 2.5 mm wide and 120 μm in thickness and 230 μm in thickness. The perturbations generated in the free flow have the configuration of N-wave. Its amplitude is 5 and 11 % respectively. In the boundary layer the generation of stationary longitudinal vortices by fronts of the N wave was detected. They do not spread downstream. The interaction of weak Mach waves with the boundary layer leads to an increase of the low-frequency vibrations of the shear layer.

Keywords: supersonic flow, experimental investigations, flat plate with blunt leading edge, laminar-turbulent transition.

For citation:

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, vol. 13, no. 3, p. 16–23. (in Russ.)

DOI 10.25205/2541-9447-2018-13-3-16-23