

УДК 532.526

## Экспериментальное исследование воздействия слабых ударных волн на течение в пограничном слое стреловидной пластины при числе Маха 2\*

А.Д. Косинов, Н.В. Семенов, А.В. Шмакова, А.А. Яцких

Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

E-mail: semion@itam.nsc.ru

Проведены экспериментальные исследования воздействия пары слабых ударных волн на сверхзвуковой пограничный слой плоской стреловидной пластины с радиусом притупления передней кромки 2,5 мм при числе Маха 2. Трансверсальные термоанемометрические измерения проводились в пограничном слое при фиксированном положении датчика от поверхности модели. Получено, что при изменении угла стреловидности передней кромки от 35 до 45 градусов наблюдается снижение интенсивности воздействия слабых ударных волн на течение в пограничном слое. Установлено, что при увеличении угла стреловидности передней кромки до 50 градусов наблюдается отсутствие влияния слабых ударных волн на течение в сверхзвуковом пограничном слое стреловидной пластины.

**Ключевые слова:** эксперимент, сверхзвуковой пограничный слой, слабые ударные волны, турбулентность, термоанемометр.

### Введение

Исследования процесса возникновения турбулентности при сверхзвуковых скоростях необходимы для развития перспективной высокоскоростной летательной техники. Известно, что ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковых пограничных слоях существенно зависит от уровня возмущений в свободном потоке [1 – 3]. В рабочей части аэродинамических труб помимо акустических пульсаций на процесс обтекания моделей могут воздействовать квазистационарные возмущения в виде слабых ударных волн (УВ), генерируемые неровностями сопловых вставок или стенок рабочей части.

Обзор современных экспериментальных и теоретических исследований по воздействию слабых ударных волн, распространяющихся от неоднородности на стенке рабочей части аэродинамической трубы на сверхзвуковой пограничный слой, приведен в работах [4, 5]. Указанные исследования посвящались изучению воздействия слабых УВ, падающих на переднюю кромку под большим углом. Фундаментальный и практический

\* Исследование выполнено за счет гранта РНФ № 22-19-00666; работа проведена на базе ЦКП «Механика» ИТПМ СО РАН.

интерес вызывает случай «сонаправленных или догоняющих» слабых УВ, падающих на скользящую переднюю кромку под малым углом. В экспериментальной работе [6] изучалось воздействие слабых УВ на пограничный слой плоской пластины с радиусом притупления передней кромки 2,5 мм при углах стреловидности по передней кромке от  $\chi = 0$  до  $\chi = 25^\circ$  (т.е. при изменении угла между слабыми ударными волнами и передней кромкой от  $60^\circ$  до  $35^\circ$ ). Было получено, что при уменьшении угла между передней кромкой модели и слабыми ударными волнами влияние на течение в пограничном слое уменьшается. Также исследования показали, что при изменении угла стреловидности по передней кромке от 0 до  $25^\circ$  под действием догоняющих волн имеет место расширение возмущенной области в сверхзвуковом пограничном слое.

Целью настоящих исследований является выявление степени влияния слабых УВ, падающих на переднюю кромку, на среднее течение в пограничном слое при изменении угла стреловидности и определение критического угла стреловидности затупленной передней кромки, при котором в пограничном слое не происходит порождения продольных вихрей с «сонаправленной или догоняющей» слабой ударной волной. В проводимых экспериментах угол стреловидности меняется от  $\chi = 35^\circ$  до  $\chi = 50^\circ$  при  $M = 2$  (т.е. угол между слабыми ударными волнами и передней кромкой меняется от  $25^\circ$  до  $10^\circ$ ).

### Постановка экспериментов

Эксперименты выполнялись в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = (8 \pm 0,1) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  и числе Маха  $M = 2$  на модели плоской пластины с радиусом притупления передней кромки  $r = 2,5$  мм, которая устанавливалась в центре рабочей части трубы под нулевым углом атаки. В отличие от экспериментов [6], где применялась модель плоской пластины с начальным нулевым углом стреловидности по передней кромке, описываемые в настоящей работе результаты получены на модели плоской пластины с начальным углом стреловидности  $35^\circ$ . В экспериментах использовался механизм поворота модели (такой же, как и в исследовании [6]), позволяющий изменять угол стреловидности по передней кромке непосредственно в ходе эксперимента. В качестве генератора слабых УВ использовалась клейкая лента шириной 7 мм и толщиной 0,13 мм, которая размещалась на боковой стенке в рабочей части трубы. Постановка экспериментов приведена на рис. 1, где указаны основные ее особенности и применяемые обозначения (здесь 2D — генератор слабых УВ, P1 — передний фронт слабой УВ, P2 — задний фронт слабой УВ). Начало отсчета для координаты  $z$  соответствовало середине рабочей части, а для координаты  $x$  оно производилось от носика модели (крайней вверх по потоку части передней кромки модели при начальном угле стреловидности  $35^\circ$ ).

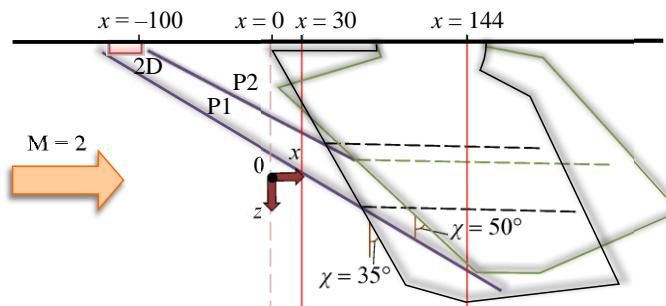


Рис. 1. Постановка экспериментов  
в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325.

Начальное расстояние от генератора слабых УВ до модели выбиралось так, чтобы задний фронт слабой ударной волны (Р2) попадал на переднюю кромку пластины для углов стреловидности от  $35^\circ$  до  $50^\circ$  и составляло  $x = -100$  мм. Вертикальными красными линиями показаны области измерения вдоль координаты  $z$ . Измерение характеристик слабых УВ в свободном потоке перед моделью проводилось при  $x = 30$  мм, а характеристики течения в пограничном слое на модели — при  $x = 144$  мм для всех углов стреловидности. Значение координаты  $u$  по нормали к поверхности модели выбиралось так, чтобы при  $\chi = 35^\circ$  для положения датчика  $x = 144$  мм,  $z = -25$  мм последний находился в окрестности максимума пульсаций поперек пограничного слоя. Определенное таким образом значение координаты  $u \approx 0,5$  мм было зафиксировано во всей серии измерений.

Измерения пульсаций массового расхода и среднего течения проводились с помощью термоанемометра постоянного сопротивления. Использовался однониточный датчик, изготовленный из вольфрамовой проволоки диаметром 10 мкм. Перегрев датчика термоанемометра устанавливался на значении 0,8, что обеспечивало измерение пульсаций массового расхода [7, 8]. Постоянная составляющая напряжения с выхода термоанемометра  $E$  измерялась цифровым вольтметром Agilent 34401A. Пульсационный сигнал  $e'(t)$  с выхода термоанемометра оцифровывался аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и записывался в компьютер. Во всех экспериментах, результаты которых приводятся в данной работе, использовался 12-ти разрядный АЦП, а частота дискретизации составляла 750 кГц [8]. Процедуры пересчета среднего напряжения  $E$  в значения локального массового расхода  $\rho U$  в сверхзвуковом потоке и сверхзвуковой части пограничного слоя, определения нормированных пульсаций массового расхода  $m'$  и оценки сглаженных амплитудно-частотных спектров пульсаций массового расхода рассматривались в работе [4].

## Результаты

Для оценки интенсивности падающих ударных волн проводились измерения в набегающем потоке перед передней кромкой модели. На рис. 2 показаны распределения среднеквадратичных пульсаций  $\langle m' \rangle$  и нормированного среднего массового расхода

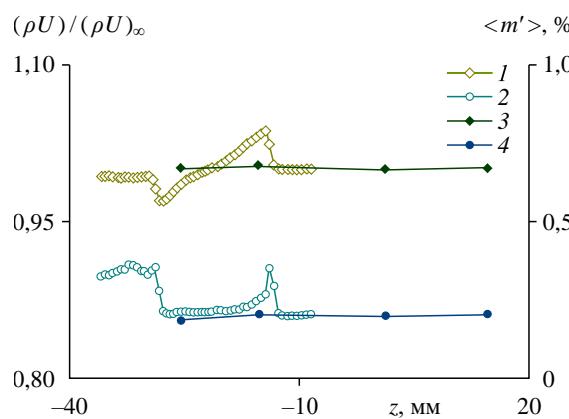


Рис. 2. Распределения величины среднего массового расхода (1, 3) и амплитуды среднеквадратичных пульсаций (2, 4) в набегающем потоке с генератором слабых УВ на стенке (1, 2) и без источника возмущений (3, 4).

в зависимости от поперечной координаты  $z$  для двух случаев: с генератором слабых УВ на боковой стенке рабочей части АДТ Т-325 и с гладкой стенкой без источника возмущений. В первом случае в набегающем потоке перед моделью регистрируется возмущение в виде  $N$ -волны. Область  $z > -12$  мм соответствует невозмущенному набегающему течению. При  $z = -12 \div -15$  мм наблюдается значительный поперечный градиент среднего течения, который сопровождается скачком в распределении пульсаций массового расхода. Эта область соответствует волне Р1. В области  $z = -15 \div -28$  мм наблюдается монотонное снижение среднего массового расхода, а уровень пульсаций соответствует невозмущенному потоку. При  $z = -28 \div -36$  мм фиксируется протяженная возмущенная область за фронтом от уступа, характеризующаяся значительным повышением уровня пульсаций массового расхода. Такой эффект имел место в экспериментах с генератором слабых УВ при числе Маха 2, выполненных другого вида на плоской пластиине с механизмом поворота модели [6]. В экспериментах без механизма поворота при  $M = 2$  [4] уровень пульсаций в области (в трансверсальном направлении) до волны Р2 демонстрировал постоянный уровень, близкий к невозмущенному пограничному слою. Сглаженные фронты волн Р1 и Р2 в настоящих экспериментах связаны с особенностью постановки последних — датчик термоанемометра при измерениях располагался параллельно плоскости модели. Расстояние между волнами Р1 и Р2 в направлении оси  $z$  составляло приблизительно 16 мм.

При увеличении угла стреловидности область падения УВ на кромку удаляется от генератора, но, как следует из работы [4], при этом уровень возмущений от неоднородности в области измерений практически не изменяется.

Рассмотрим результаты измерения характеристик течения в пограничном слое модели для случаев гладкой стенки рабочей части АДТ Т-325 и с установленным генератором слабых УВ. На рис. 3а представлены распределения среднеквадратичных пульсаций и нормированного на свободный поток среднего массового расхода в зависимости от поперечной координаты  $z$  в пограничном слое стреловидной пластины при  $\chi = 35^\circ$ . Область при  $z > -7$  мм соответствует области течения перед падением волны Р2. Область при  $-11 < z < -7$  мм — расчетная область взаимодействия волны Р2 с передней кромкой пластины. В области воздействия волны от заднего края неровности (Р2) наблюдается немонотонное изменение среднего массового расхода, сопровождающееся некоторым повышением уровня пульсаций. Область при  $z < -11$  мм — область течения без воздействия слабых УВ.

Для случая без неоднородности на стенке рабочей части трубы (кривая 3 на рис. 3а) значение среднего массового расхода монотонно падает с уменьшением координаты  $z$  в силу увеличения расстояния до передней кромки модели и, следовательно, толщина пограничного слоя растет (см. рис. 1). Снижение уровня пульсаций при  $z \approx -17 \div -20$  мм (кривая 4 на рис. 3а) связано с выходом датчика термоанемометра из сверхзвуковой части пограничного слоя. Однако при воздействии слабой ударной волны происходит перестройка течения и пограничный слой остается сверхзвуковым во всем измеренном сечении. На рис. 3б представлены амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода в возмущенном пограничном слое модели при  $z = -11 \div -6$  мм и их сравнение с невозмущенным пограничным слоем. Если для случая гладкой стенки полученные спектры совпадают, то при воздействии слабых УВ на переднюю кромку пластины наблюдается возбуждение амплитуды в низкочастотной части спектра и в диапазоне частот с 15 до 50 кГц. Результаты измерений при  $\chi = 40^\circ$  подобны предыдущему случаю при  $\chi = 35^\circ$ ,

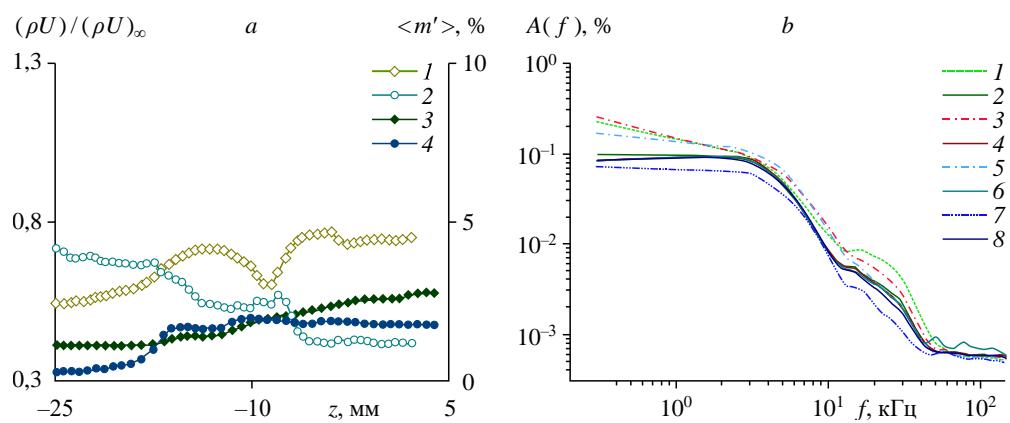


Рис. 3. Зависимости величины среднего массового расхода (1, 3) и амплитуды среднеквадратичных пульсаций (2, 4) в пограничном слое модели с генератором слабых УВ на стенке (1, 2) и в случае гладкой стенки (3, 4) (a), а также амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода в пограничном слое модели в области воздействия заднего фронта слабой ударной волны и без воздействия при  $\chi = 35^\circ$  при различных значениях координаты  $z$  (b).

b: с воздействием —  $z = -11$  (1),  $-9$  (3),  $-7,5$  (5),  $-6$  (7);  
без воздействия —  $z = -11$  (2),  $-9$  (4),  $-7,5$  (6),  $-6$  (8).

т.е. воздействие слабой ударной волны приводит к изменению течения во всем измеренном сечении.

Полученные распределения среднеквадратичных пульсаций и среднего массового расхода в зависимости от поперечной координаты  $z$  в пограничном слое стреловидной пластины при  $\chi = 45^\circ$  представлены на рис. 4a. Здесь картина течения кардинально отличается от полученных ранее. Распределения пульсаций и среднего массового расхода для обоих случаев имеют подобный вид, а изменения в спектральном составе возмущений (рис. 4b) имеют минимальные отклонения в предполагаемой по оценке области воздействия волны.

При увеличении угла стреловидности по передней кромке до  $\chi = 50^\circ$  влияние слабых УВ на течение в сверхзвуковом пограничном слое стреловидной пластины отсутствует. Амплитудно-частотные спектры как для случая с генератором слабых УВ

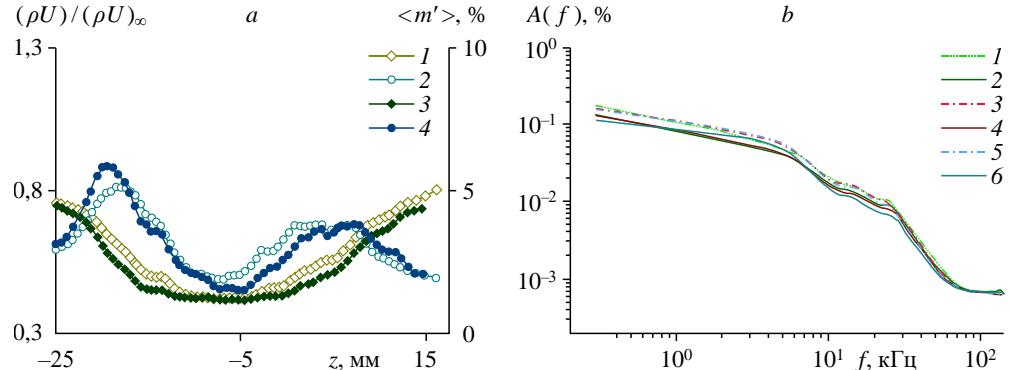


Рис. 4. Зависимости величины среднего массового расхода (1, 3) и амплитуды среднеквадратичных пульсаций (2, 4) в пограничном слое модели с генератором слабых УВ на стенке (1, 2) и в случае гладкой стенки (3, 4) (a), а также амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода в пограничном слое модели в области воздействия заднего фронта слабой ударной волны и без воздействия при  $\chi = 45^\circ$  (b) при различных значениях координаты  $z$ .  
b: с воздействием —  $z = -7,4$  (1),  $-6$  (3),  $-4,7$  (5); без воздействия —  $z = -7,4$  (2),  $-6$  (4),  $-4,7$  (6).

на стенке, так и без источника возмущений, подобны, а их виды соответствуют спектрам, фиксируемым на поздней стадии ламинарно-турбулентного перехода. Сначала выполнялись измерения с воздействием N-волны на течение, а затем наклейка убиралась и измерялось течение без воздействия слабых УВ. Ождалось обнаружить разницу в результатах, но ранний переход в пограничном слое не позволил ее установить для  $\chi = 50^\circ$ . Отметим, что в работе [6] для угла стреловидности по передней кромке  $\chi = 25^\circ$  было получено незначительное падение интенсивности воздействия слабых УВ на пограничный слой. Существование перестройки течения во всей области измерений в зависимости от наличия или отсутствия источника слабых УВ, полученной в экспериментах для углов стреловидности  $\chi = 35^\circ$  и  $40^\circ$ , пока не получило объяснений и требует дополнительных исследований. Кроме того, определение величины критического угла воздействия слабых ударных волн на пограничный слой стреловидной пластины требует изменения постановки экспериментов с учетом опыта, полученного в представленной работе.

### Заключение

Выполнено экспериментальное исследование воздействия слабых УВ на течение в пограничном слое стреловидной пластины при числе Маха  $M = 2$  и изменении угла стреловидности по передней кромке. Угол стреловидности по передней кромке изменялся от  $35^\circ$  до  $50^\circ$  с шагом около  $5^\circ$ . Возмущение в набегающий поток вводилось с помощью генератора слабых УВ, установленного на стенке рабочей части аэродинамической трубы.

В набегающем потоке перед моделью регистрировалось возмущение в виде N-волны от генератора слабых УВ на стенке. Для случая гладкой стенки рабочей части уровень среднего массового расхода и пульсаций оставался постоянным во всем измеренном сечении перед моделью и составлял  $\langle m' \rangle \approx 0,2\%$ . Впервые экспериментально получено, что при изменении угла стреловидности по передней кромке от  $35^\circ$  до  $45^\circ$  наблюдается снижение интенсивности воздействия слабых УВ на течение в пограничном слое. При увеличении угла стреловидности передней кромки до  $50^\circ$  обнаружено отсутствие влияния слабых УВ на течение в сверхзвуковом пограничном слое стреловидной пластины по причине его ранней турбулизации. Для выяснения причин ранней турбулизации течения планируется проведение исследования влияния слабых УВ на новых моделях пластин с начальным углом стреловидности  $40$  и  $45$  градусов.

### Список литературы

1. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 134 с.
2. Pate S.R., Schueler C.J. Radiated aerodynamic noise effects on boundary-layer transition in supersonic and hypersonic wind tunnels // AIAA J. 1969. Vol. 7, No. 3. P. 450–457.
3. Schneider S.P. Effects of high-speed tunnel noise on laminar-turbulent transition // J. Spacecraft and Rockets. 2001. Vol. 38, No. 3. P. 323–333.
4. Косинов А.Д., Семёнов Н.В., Яцких А.А., Кочарин В.Л., Шмакова А.В. Влияние радиуса притупления передней кромки пластины на отклик пограничного слоя при воздействии N-волны при числе Маха  $M = 2$  // Теплофизика и аэромеханика. 2023. Т. 30, № 2. С. 239–249.
5. Косинов А.Д., Питеримова М.В., Шмакова А.В., Семенов Н.В., Ермолаев Ю.Г. Экспериментальное исследование эволюции контролируемых возмущений в продольном вихре, порожденном в пограничном слое на плоской пластине при числе Маха  $M = 2$  // Прикл. механика и технич. физика. 2023. Т. 64, № 4. С. 118–129.

6. **Кочарин В.Л., Косинов А.Д., Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В., Питеримова М.В., Шевельков С.Г., Минин О.П.** К воздействию слабых ударных волн на течение в пограничном слое плоской пластины с изменяемым углом скольжения передней кромки // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26, № 6. С. 855–861.
7. **Yatskikh A.A., Kosinov A.D., Semionov N.V., Smorodsky B.V., Ermolaev Yu.G., Kolosov G.L.** Investigation of laminar-turbulent transition of 2D supersonic boundary layer by scanning constant temperature hot-wire anemometer // AIP Conf. Proc. 2018. Vol. 2027. P. 040041-1–040041-7.
8. **Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G.** Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Новосибирск. Препринт ИТПМ СО РАН. 1999. № 6–99. 24 с.

*Статья поступила в редакцию 9 октября 2023 г.,  
после доработки — 31 октября 2023 г.,  
принята к публикации 21 ноября 2023 г.*