УДК 532.526 DOI 10.63430/TIA202501004

О воздействии слабых ударных волн на течение в пограничном слое пластины при изменении угла стреловидности*

Л.В. Афанасьев, Ю.Г. Ермолаев, А.Д. Косинов, Н.В. Семенов, Б.В. Смородский, А.С. Шмаков, А.А. Яцких

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

E-mail: yermol@itam.nsc.ru

Представлены экспериментальные данные по исследованию воздействия пары слабых ударных волн на течение в пограничном слое стреловидных пластин с начальными углами χ = 35° и 40° при числе Маха M = 2. Возмущение набегающего потока осуществлялось с помощью генератора слабых ударных волн (УВ), выполненного в виде двумерной наклейки на боковой стенке или на поверхности сопла в рабочей части аэродинамической трубы. Для последнего случая проведена теневая визуализация обтекания моделей и определены углы наклона слабых УВ. Измерения термоанемометром постоянного сопротивления позволили впервые зафиксировать эффект воздействия слабой УВ от переднего края наклейки на течение в пограничном слое плоской пластины, имеющей большие углы стреловидности передней кромки. На модели с χ = 35° в окрестностях максимального воздействия пары слабых УВ выполнены измерения характеристик течения при непрерывном изменении угла поворота модели. Результаты измерений позволяют предполагать, что угол стреловидности $\chi \approx 48°$ является критическим углом стреловидности затупленной передней кромки, при котором в пограничном слое не происходит порождения продольных вихрей «сонаправленной или догоняющей» слабой ударной волной. Подтверждены выводы предыдущих исследований, что при увеличении угла стреловидности по передней кромке происходит снижение интенсивности воздействия слабых УВ на течение в пограничном слое, а для угла стреловидности модели 50° имеет место турбулизация течения.

Ключевые слова: эксперимент, сверхзвуковой пограничный слой, слабые ударные волны, угол стреловидности, турбулентность, термоанемометр, визуализация.

Введение

Исследования ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) в высокоскоростных пограничных слоях являются важными для прогнозирования и управления теплообменом, поверхностным трением и другими характеристиками пограничного слоя. Для корректного анализа аэродинамических величин для сверхзвукового аппарата необходимо

* Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-19-00666, https://rscf.ru/project/22-19-00666; работа проведена на базе ЦКП «Механика» ИТПМ СО РАН.

© Афанасьев Л.В., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Смородский Б.В., Шмаков А.С., Яцких А.А., 2025

предсказывать положение ЛТП пограничного слоя с достаточной точностью. Сценарии возникновения турбулентности в пограничных слоях существенно зависят от вида и уровня возмущений набегающего потока [1 – 4]. 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. Так, в экспериментах [5] были выявлены области с аномально высоким уровнем пульсаций массового расхода (до 20 % от локальной величины среднего массового расхода) в сверхзвуковом пограничном слое плоского крыла, вызванные воздействием внешней слабой ударной волны на переднюю кромку модели, возникающей вследствие небольшой неоднородности, образованной оптическим окном. Для моделирования этого эффекта было предложено использовать в экспериментах двумерные генераторы N-волн, наклеенные на стенку рабочей части, которые вводили пару слабых ударных волн в сверхзвуковой поток. Различные аспекты воздействия слабых ударных волн от неоднородности на стенке рабочей части аэродинамической трубы на сверхзвуковой пограничный слой были приведены в обзорах экспериментальных исследований [6, 7] и в работах по численному моделированию [8, 9].

Предыдущие исследования посвящались в основном изучению воздействия слабых УВ, падающих на переднюю кромку модели под большими углами. Фундаментальный и практический интерес вызывает случай воздействия сонаправленных передней кромке или догоняющих слабых УВ, падающих на обтекаемую кромку под меньшими углами. Для проведения таких исследований был разработан и изготовлен механизм поворота модели, позволяющий менять угол стреловидности передней кромки модели непосредственно в ходе проведения эксперимента. В экспериментальной работе [10], выполненной при числе Маха 2, изучалось воздействие слабых УВ на пограничный слой плоской пластины с радиусом притупления 2,5 мм при углах стреловидности χ в диапазоне от 0 до 25° (т.е. при изменении угла падения слабых ударных волн на переднюю кромку приблизительно от 60° до 35°). Было получено, что при уменьшении угла между передней кромкой плоской пластины и слабыми ударными волнами их влияние на пограничный слой уменьшается, но происходит уширение возмущенной ими области течения по размаху модели. В работе [11] экспериментально исследовалось воздействие N-волны на сверхзвуковой пограничный слой плоской стреловидной пластины радиуса 2,5 мм при числе Маха 2. Получено, что при углах стреловидности передней кромки 35°, 40° и 45° наблюдается определенное снижение интенсивности воздействия слабых ударных волн на течение в пограничном слое. При увеличении угла стреловидности по передней кромке до 50° обнаружено отсутствие влияния слабых УВ на течение в сверхзвуковом пограничном слое стреловидной пластины. Амплитудно-частотные спектры как для случая с наличием генератора слабых УВ на стенке, так и без источника возмущений подобны, а их вид соответствует спектрам, фиксируемым на поздней стадии ламинарно-турбулентного перехода. Для углов стреловидности χ = 35° и 40° зафиксирована перестройка течения во всей области измерений в зависимости от наличия или отсутствия источника слабых УВ. Следует отметить, что результаты поисковых исследований [10, 11] имеют предварительный или качественный характер и указывают на сложность изучаемого явления.

Данная работа продолжает цикл исследований, начатых в [10, 11], с учетом опыта, полученного в этих работах, и при некотором изменении постановки экспериментов.

Постановка экспериментов

Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха M = 2 и единичном числе Рейнольдса $\mathrm{Re}_1 = U/\nu = (8 \pm 0{,}1)\cdot 10^6 \text{м}^{-1}$ на моделях плоских пластин с радиусом притупления передней кромки 2,5 мм, которые устанавливалась в рабочей части Т-325 под нулевым углом атаки. В экспериментах применялся (такой же, как и в исследованиях [10, 11]) механизм поворота модели, позволяющий изменять угол стреловидности по передней кромке непосредственно в ходе эксперимента. В качестве генератора слабых УВ использовалась клейкая лента шириной 2,5 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: 2D — генератор слабых УВ, P1 — слабая УВ от переднего выступа, P2 — слабая УВ от заднего уступа. Начало отсчета координаты *z* соответствовало середине рабочей части, а для координаты *x* оно совпадало с передней кромкой модели.

В отличие от экспериментов [11], в которых применялась только модель плоской пластины с начальным углом стреловидности 35° по передней кромке, описываемые в настоящей работе результаты получены на моделях плоской пластины с начальными углами стреловидности 35° и 40°. Кроме того, измерения [10, 11] проводились для фиксированных углов стреловидности передней кромки, которые устанавливались до эксперимента, а величина угла установки (обычно кратная пяти градусам) оценивалась по непосредственным измерениям. Для данного исследования была выполнена отладка и калибровка механизма поворота моделей по углам стреловидности передней кромки плоской пластины с использованием датчика ЛИР-17, интегрированного в измерительную систему АДТ-325. При этом достигнутая точность установки угла стреловидности передней кромки находилась в пределах 0,3 градуса при работе механизма в одном направлении. В этом случае для фиксированного положения датчика можно проводить измерения амплитуды среднеквадратичных пульсаций при непрерывном изменении угла поворота модели. Отметим, что в работах [10, 11] измерения проводились по поперечной координате *z* при фиксированном значении нормальной координаты *y*. Вследствие этого при больших углах стреловидности при приближении к боковой кромке модели датчик термоанемометра приближался к верхней границе пограничного слоя, что в свою очередь осложняло анализ полученных данных. По этой причине исследовалось только воздействие заднего фронта слабой ударной волны (P2) на переднюю кромку пластины. Чтобы избежать указанных ограничений, в данной серии экспериментов было решено проводить измерения параллельно передней кромке модели, несмотря на то, что такой подход сложен в исполнении и приводит к удорожанию эксперимента.

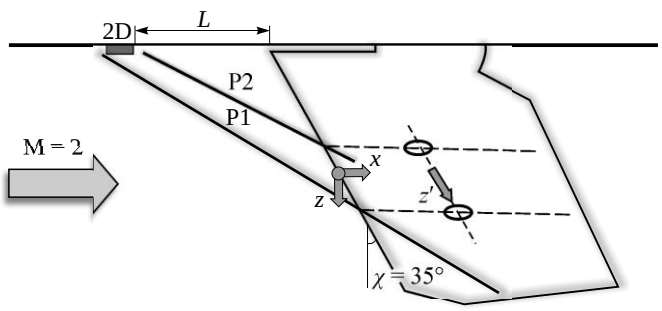

Рис. 1. Схема постановки экспериментов в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325.

Для моделей плоских пластин с начальными углами стреловидности 35°, 40° и 50° с помощью пакета FlowVision были определены ожидаемые значения координаты z попадания слабых ударных волн от выступа и уступа наклейки (генератора N-волны) на переднюю кромку пластины в зависимости от начального расстояния L от генератора слабых УВ до носка модели. На их основе выбирались начальные расстояния L. Для плоской пластины с начальным углом стреловидности $\chi = 35°$ значение L было равно 105 мм, для $\chi = 40°$ — $L = 102$ и 86 мм, для $\chi = 50°$ — $L = 86$ мм. Измерения характеристик течения в пограничном слое моделей проводились на расстоянии $x = 100$ мм от передней кромки, кроме особых случаев. Значение координаты по нормали к поверхности модели (y) выбиралось так, чтобы датчик находился приблизительно в окрестности максимума пульсаций поперек пограничного слоя. Это значение координаты $y \approx 0{,}5$ мм было зафиксировано во всей серии измерений.

Измерения среднего массового расхода и его пульсаций в потоке проводились с помощью термоанемометра постоянного сопротивления. Использовался однониточный датчик, изготовленный из вольфрамовой проволоки диаметром 10 мкм и длиной приблизительно 1,6 мм. Постоянная составляющая напряжения с выхода термоанемометра E измерялась цифровым вольтметром Agilent 34401A [12]. Пульсационный сигнал $e'(t)$ с выхода термоанемометра оцифровывался аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и записывался в компьютер. Во всех экспериментах, результаты которых представляются в этой работе, использовался 12-разрядный АЦП с частотой дискретизации 750 кГц [12, 13]. Процедуры пересчета среднего напряжения E в значения массового расхода в сверхзвуковом набегающем потоке (ρU_∞) и в сверхзвуковой части пограничного слоя (ρU), определения нормированных пульсаций массового расхода m' и оценки сглаженных амплитудно-частотных спектров пульсаций массового расхода приведены в работе [13].

Для получения дополнительной информации, необходимой для анализа полученных данных, проводились оптические измерения. При этом двумерная неровность устанавливалась на нижнюю сопловую вставку в рабочей части Т-325. Объектом воздействия являлись модели плоской пластины с углами стреловидности передних кромок 0°, 30° и 40° и радиусом затупления 2,5 мм. Визуализация течения выполнялась шлирен-методом с ориентацией ножа Фуко вдоль направления распространения волны [14, 15]. Изображения регистрировались видеокамерой Shenzhen DO3THINK GX2500 с разрешением 5120×5120 точек. Частота кадров составляла 100 Гц, а время экспонирования — 50 мс.

Результаты

Оптические измерения проводились с целью обнаружения эффектов взаимодействия слабых УВ с головной ударной волной. Теневая визуализация позволила наблюдать пару слабых УВ, генерируемых передним и задним по потоку краями 2D-наклейки на поверхности сопловой вставки Т-325. Полученные изображения слабых УВ и картины визуализации их воздействия на головную ударную волну около затупленных передних кромок моделей плоской пластины с углами стреловидности 0°, 30° и 40° представлены на рис. 2. Для определения угла наклона волны выполнялся поиск локальных максимумов градиентов вертикальных профилей интенсивности полученных изображений в области интересующего фрагмента ударной волны. Угол наклона волны определялся методом наименьших квадратов по полученным точкам. Аналогичным образом определялись углы наклона слабых ударных волн за головной ударной волной от пластины с затупленной

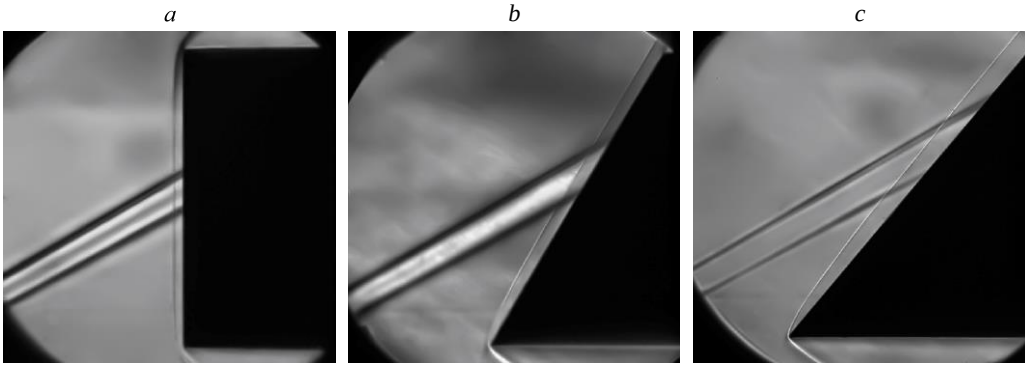

Рис 2. Типичная теневая картина визуализации волн и их взаимодействия с головной ударной волной: затупленная пластина с $\chi = 0°$ (*a*), 30° (*b*), 40° (*c*).

передней кромкой. После осреднения по 20 фотографиям установлено, что передний фронт P1 слабой УВ распространяется от выступа наклейки под углом около 30,8° ± 0,1°, а задний фронт P2 слабой УВ от уступа — под углом около 29° ± 0,1°. Полученные с помощью визуализации значения углов наклона слабых УВ хорошо согласуются с результатами термоанемометрических измерений, полученных по двум сечениям на разных расстояниях от источника слабых УВ [7].

В работе также проведено сравнение расстояния отхода головной ударной волны от затупленной модели, полученного с помощью оптической визуализации с теоретической оценкой ее отхода, предложенной в работе [16] для обтекания кругового цилиндра сверхзвуковым потоком. Результаты сравнения расстояний до ударной волны, найденных с помощью соотношения (32) из [16], с полученными в настоящем исследовании экспериментальными и расчетными данными для чисел Маха 2 и 2,5 представлены на рис. 3. Наблюдается хорошее соответствие теоретических и экспериментальных данных и, возможно, подтверждена правомерность использования подхода [16] для оценки отхода головной ударной волны для затупленных моделей плоских пластин. Отметим, что в [16] приводилось сравнение с экспериментальными данными 50–60-х годов прошлого столетия.

В пограничном слое модели с начальным углом стреловидности 35° были выполнены измерения характеристик течения с установленным генератором слабых УВ на стенке рабочей части трубы. На рис. 4 представлены распределения среднеквадратичных пульсаций и нормированного среднего массового расхода по координате *z* в пограничном слое стреловидной пластины на расстоянии 100 мм от передней кромки. Хотя измерения проводились по координате *z′* (т.е. параллельно передней кромке модели), для удобства данные представляются в зависимости от поперечной координаты *z*. Отметим, что в области воздействия волны P2

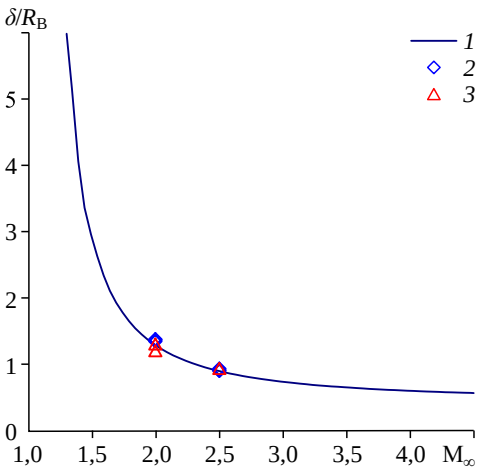

Рис. 3. Сравнение безразмерного расстояния отхода ударной волны $\delta/2R$ как функции числа Маха свободного потока M по уравнению (32) из [16] с расчетными и экспериментальными данными.

1 — данные работы [6], *2* и *3* — соответственно результаты настоящего численного моделирования и экспериментов.

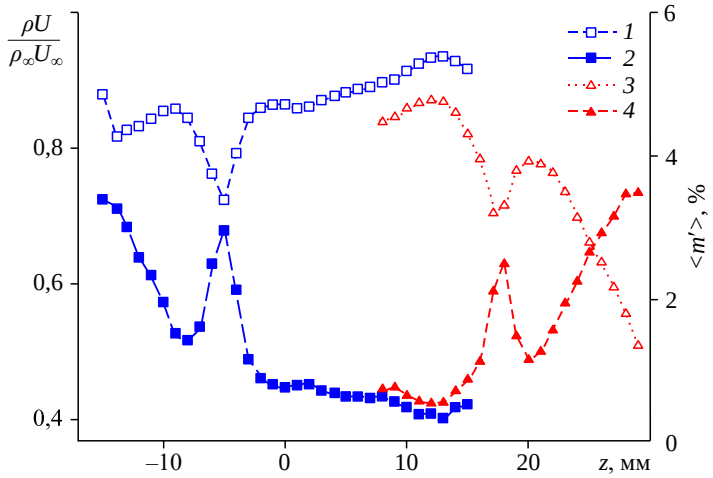

Рис. 4. Распределения нормированного среднего массового расхода (*1*, *3*) и амплитуды среднеквадратичных пульсаций (*2*, *4*) по координате *z* в пограничном слое модели при установленном генераторе слабых УВ на стенке рабочей части при $\chi = 35°$ и $x = 100$ мм.
1, *2* — Р1, *3*, *4* — Р2.

(при $-3 < z < -8$ мм) и в области воздействия волны Р1 ($15 < z < 20$ мм) наблюдается уменьшение нормированного среднего массового расхода, сопровождающееся резким повышением уровня его пульсаций.

По априорным оценкам слабые ударные волны Р2 и Р1 должны попадать на переднюю кромку при $z \approx -4$ мм и $z \approx 18$ мм соответственно, что согласуется с наблюдаемыми областями воздействия. Отметим, что область воздействия от волны Р1 от переднего края неровности впервые зафиксирована для случая догоняющей УВ для больших углов стреловидности.

На основании данных, представленных на рис. 4, для дальнейших испытаний были выбраны значения поперечной координаты $z \approx -4$ мм и $z \approx 18$ мм на расстоянии от передней кромки модели $x = 100$ мм, что соответствует окрестности максимального воздействия волн Р2 и Р1 от генератора N-волны. Для этих фиксированных положений датчика были выполнены измерения амплитуды среднеквадратичных пульсаций и среднего напряжения при непрерывном изменении угла поворота модели и воздействии слабых УВ. Отметим, что при измерении в области $z \approx -4$ мм поперечная координата z падения волны Р2 от уступа генератора слабых УВ практически не изменялась с изменением угла стреловидности в диапазоне $35° - 50°$, т.е. измерения выполнялись в «следе» за точкой падения. В свою очередь поперечная координата *z* падения волны Р1 от выступа менялась при изменении угла стреловидности модели. Но из-за расширения области воздействия при увеличении угла стреловидности датчик термоанемометра находился в зоне влияния слабой УВ Р1. Расширение области воздействия было зафиксировано и в оптических измерениях. Так, для волны Р1 для модели с нулевым углом стреловидности после осреднения оно составляло $3 \pm 0{,}4$ мм, для $\chi = 30°$ — $6{,}1 \pm 0{,}4$ мм, для $\chi = 40°$ — $7{,}4 \pm 0{,}5$ мм.

Полученные зависимости нормированного массового расхода $(\rho U)/(\rho_\infty U_\infty)$ и среднеквадратичных пульсаций массового расхода $\langle m'(\chi)\rangle$ от угла стреловидности пластины представлены на рис. 5. Максимум пульсаций для двух положений датчика при повороте модели наблюдается при угле стреловидности приблизительно 47°. Амплитудно-частотные спектры для разных углов стреловидности модели при $z \approx -4$ мм и $z \approx 18$ приведены на рис. 6.

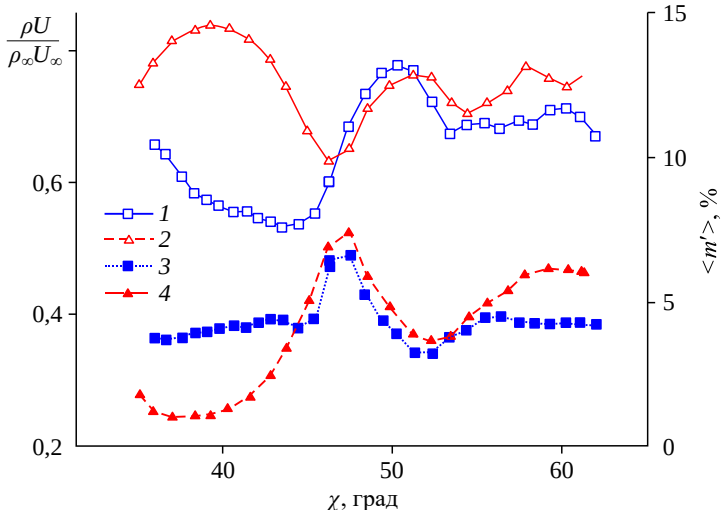

Рис. 5. Зависимости нормированного массового расхода (*1*, *2*) и среднеквадратичных пульсаций (*3*, *4*) от угла стреловидности χ в пограничном слое модели с установленным генератором слабых УВ на стенке при z = –4 мм (*1*, *3*) и z = 18 мм (*2*, *4*).

Как видно из данных, представленных на рис. 6, для углов стреловидности $\chi \le 37°$ область растущих возмущений ограничена частотой $f < 40$ кГц. С увеличением угла стреловидности до 45° фиксируется расширение области неустойчивых возмущений в сторону высоких частот. А для углов стреловидности $\chi \ge 48°$ амплитудно-частотные спектры имеют вид, соответствующий спектрам на поздней стадии ламинарно-турбулентного перехода. В работах [11] при M = 2 и [17] при M = 2,5 показано, что когда спектры имеют вид, соответствующий турбулентному течению, то отсутствует влияние слабых УВ на течение в сверхзвуковом пограничном слое стреловидной пластины. Следовательно, можно предположить, что угол стреловидности $\chi \ge 47°$ является критическим углом стреловидности затупленной передней кромки, при котором в пограничном слое не происходит порождения продольных вихрей сонаправленной или догоняющей слабой ударной волной.

В пограничном слое модели с начальным углом стреловидности 40° авторами были проведены измерения характеристик течения с установленным генератором слабых УВ.

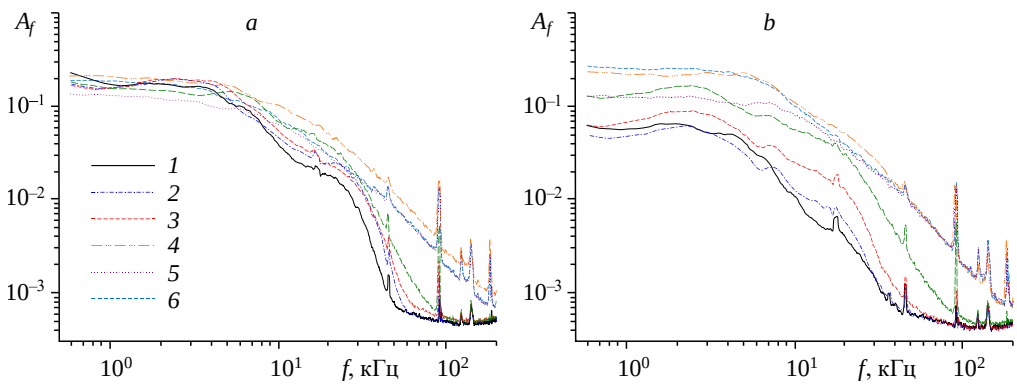

Рис. 6. Амплитудно-частотные спектры в пограничном слое модели с установленным на стенке генератором слабых УВ при повороте модели.
a — z = –4 мм, *b* — z = 18 мм; χ = 37 (*1*), 40 (*2*), 43 (*3*), 45 (*4*), 49 (*5*), 53 (*6*), 60 (*7*) град.

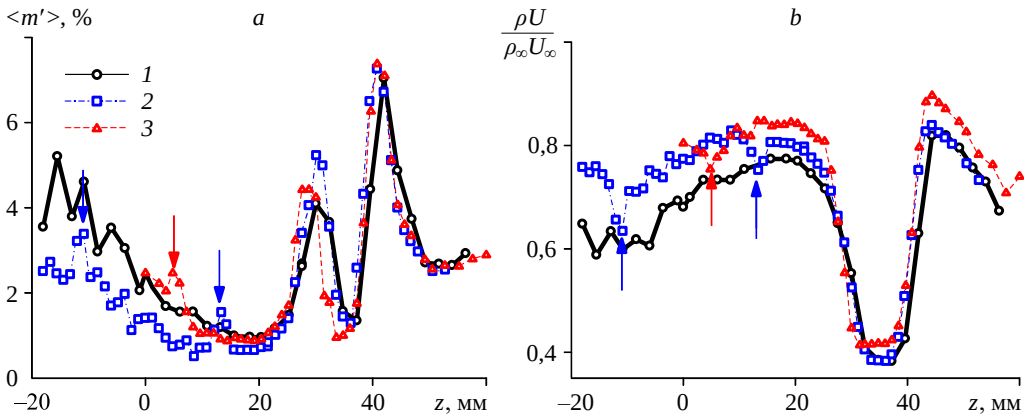

Рис. 7. Зависимости амплитуды среднеквадратичных пульсаций (*a*) и величины среднего массового расхода (*b*) и от координаты *z* в пограничном слое модели с $\chi = 40°$ с установленным на стенке рабочей части генератором слабых УВ.

1 — в отсутствие 2D, *2*, *3* — при наличии 2D и при L = 86 (*2*), 102 (*3*) мм.

На рис. 7*a* представлены распределения среднеквадратичных пульсаций, а на рис. 7*b* — нормированного на локальные значения среднего массового расхода по координате *z* в пограничном слое стреловидной пластины на расстоянии 100 мм от передней кромки. Аналогично рис. 4, измерения проводились по координате *z′*, но традиционно данные представляются в зависимости от координаты *z*. Измерения выполнялись на двух расстояниях от генератора слабых УВ до носка модели: L = 102 и 86 мм. Области воздействия пары слабых УВ на рис. 7 отмечены стрелками, и их положение согласуется с ожидаемыми значениями координаты *z* попадания заднего и переднего фронта слабой ударной волны на переднюю кромку пластины, полученными с помощью пакета FlowVision. Отметим, что интенсивность воздействия пары слабых УВ на модели с $\chi = 40°$ значительно меньше, чем на модели с $\chi = 35°$. Этот результат согласуется с выводами работы [11]. Для случая L = 86 мм зафиксировано воздействие слабых УВ P1 и P2, а для случая L = 102 мм только P2. Слабая УВ P1 попадает в область неоднородности течения с повышенным уровнем пульсаций. Амплитудно-частотные спектры пульсаций в этой области соответствуют турбулентному течению. Отметим, что если в измерениях на модели с $\chi = 35°$ (рис. 4) зафиксировано только начало области неоднородности течения при $z > 20$ мм, то при измерениях на модели с $\chi = 40°$ эта область — $20 < z < 45$ мм — показана полностью. Наличие последней области неоднородности течения не имеет явных внешних причин и, возможно, обусловлено сложной конфигурацией модели. Не исключается и эффект аэродинамической трубы.

Далее (в темпе эксперимента) для этой модели с помощью механизма поворота устанавливался угол стреловидности 50°. Измерения характеристик течения в пограничном слое при угле $\chi = 50°$ с генератором слабых УВ также проводились параллельно передней кромке модели на расстоянии x = 90 мм. Воздействие слабых ударных волн здесь не было зафиксировано, а все амплитудно-частотные спектры имели вид, соответствующий спектрам на поздней стадии ламинарно-турбулентного перехода. Это вполне ожидаемый результат, который соответствует выводам работы [11].

Заключение

Представлено продолжение цикла исследований, начатых в работах [10, 11, 17]. Цель заключалась в определении угла стреловидности затупленной передней кромки

плоской пластины, при котором в пограничном слое не происходит порождения продольных стационарных возмущений сонаправленной или догоняющей слабой ударной волной при числе Маха M = 2.

Выполнена теневая визуализация, которая позволила наблюдать пару слабых УВ, генерируемых передним и задним по потоку краями 2D-наклейки на поверхности сопловой вставки Т-325. Определены углы наклона слабых УВ P1и P2.

В пограничном слое на моделях с начальным углом стреловидности 35° и 40° с помощью термоанемометра проведены измерения характеристик течения под воздействием пары слабых УВ. Измерения выполнялись параллельно передним кромкам моделей. Эта новая постановка эксперимента позволила впервые зафиксировать воздействие догоняющей волны P1 от переднего края неровности при достаточно больших углах стреловидности.

На модели с начальным углом стреловидности 35° в окрестности максимального воздействия волн P2 и P1 от неровности выполнены измерения амплитуды среднеквадратичных пульсаций и среднего напряжения, которые пересчитывались в локальные характеристики массового расхода при непрерывном изменении угла поворота модели. По результатам измерений можно предположить, что угол стреловидности $\chi \approx 48°$ является критическим углом стреловидности затупленной передней кромки, при котором в пограничном слое не происходит порождения продольных вихрей сонаправленной или догоняющей слабой ударной волной.

Подтверждены выводы работы [11], что при увеличении угла стреловидности по передней кромке наблюдается снижение интенсивности воздействия слабых УВ на течение в пограничном слое, а для угла стреловидности модели 50° наблюдается турбулизация течения.

Список литературы

1. **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.
2. **Баринов В.А., Веденеев В.Б., Мозольков А.С.** Влияние акустических возмущений на переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковых скоростях // Уч. записки ЦАГИ. 1976. Т. VII, № 13. С. 32–38.
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. **Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Кочарин В.Л., Семенов А.Н., Семенов Н.В., Шипуль С.А., Яцких А.А.** Экспериментальное исследование влияния внешних возмущений на положение ламинарно-турбулентного перехода на стреловидных крыльях при M = 2 // Теплофизика и аэромеханика. 2021. Т. 28, № 3. С. 343–350.
5. **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.
6. **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 техн. физика. 2023. Т. 64, № 4. С. 118–129.
7. **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.
8. **Егоров И.В., Зыонг Н.Х., Нгуен Н.К., Пальчековская Н.В.** Численное моделирование влияния волны Маха на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое // Докл. РАН. Физика, технические науки. 2022. Т. 504, № 1. С. 36–40.
9. **Egorov I.V., Nguen N.K., Chuvakhov P.V.** Numerical simulation of the interaction between weak shock waves and supersonic boundary layer on a flat plate with the blunt leading edge // Fluid Dynamics. 2024. Vol. 59, No. 2. P. 279–290.

10. Кочарин В.Л., Косинов А.Д., Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В., Питеримова М.В., Минин О.П., Шевельков С.Г. 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.

11. Косинов А.Д., Семенов Н.В., Шмакова А.В., Яцких А.А. Экспериментальное исследование воздействия слабых ударных волн на течение в пограничном слое стреловидной пластины при числе Маха 2 // Теплофизика и аэромеханика. 2024. Т. 31, № 3. С. 491–497.

12. 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 Conf. Proc. 2018. Vol. 2027. P. 040041-1–040041-5.

13. Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Препринт. ИТПМ СО РАН. Новосибирск, 1999. № 6–99. 24 с.

14. Бойко В.М., Оришич А.М., Павлов А.А., Пикалов В.В. Методы оптической диагностики в аэрофизическом эксперименте: Новосибирск: НГУ, 2009. 450 с.

15. 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.

16. Sinclair J., Cui X. A theoretical approximation of the shock standoff distance for supersonic flows around a circular cylinder // Physics of Fluids. 2017. Vol. 29, No. 2. P. 026102-1–026102-13.

17. Афанасьев Л.В., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Яцких А.А. Воздействие слабых ударных волн на течение в пограничном слое стреловидной пластины при изменении угла скольжения при M = 2,5 // Уч. записки ЦАГИ. 2024. Т. 55, № 4. С. 13–20.

Статья поступила в редакцию 30 октября 2024 г.,
принята к публикации 8 ноября 2024 г.