

УДК 532.526

Влияние радиуса притупления передней кромки пластины на отклик пограничного слоя при воздействии N-волны при числе Маха $M = 2^*$

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

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

E-mail: kosinov@itam.nsc.ru

Выполнено экспериментальное исследование влияния радиуса притупления передней кромки пластины на отклик пограничного слоя при воздействии N-волны при числе Маха 2. В экспериментах использовалось три модели плоских пластин с радиусами притупления передней кромки $r = 0,05, 0,5, 2,5$ мм. Возмущения в набегающем потоке создавались с помощью генератора на боковой стенке рабочей части аэродинамической трубы Т-325 ИТПМ СО РАН. Получено, что в набегающем потоке за N-волной имеется протяженная область повышенного уровня пульсаций, в спектре которых амплитуда увеличивается как в низкочастотной, так и в высокочастотной частях по сравнению со случаем невозмущенного свободного потока. В условиях экспериментов показано, что порождаемая N-волной неоднородность течения может оказывать большее влияние на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое плоской пластины при увеличении радиуса притупления передней кромки.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, N-волна, слабые ударные волны, продольные вихри, плоская пластина, термоанемометрия.

Введение

Процесс ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковых пограничных слоях существенно зависит от уровня возмущения набегающего потока [1–7]. В аэродинамических трубах при сверхзвуковых скоростях потока одним из основных источников возмущений является турбулентный пограничный слой на стенках, генерирующий акустические пульсации в набегающий поток. Помимо акустических пульсаций, на течение в пограничном слое исследуемых моделей могут влиять квазистационарные возмущения в виде слабых скачков уплотнения, порождаемые неровностью поверхности на стенках рабочей части аэродинамической трубы.

В проводимых в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН экспериментах при изучении течения в пограничных слоях в некоторых конфигурациях были обнаружены области с аномально высоким уровнем пульсаций, значительно превышающим

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

уровень пульсаций на всех стадиях ламинарно-турбулентного перехода. Исследования показали, что такие высокие амплитуды пульсаций связаны с падением слабых ударных волн (УВ) от неровностей на стенке рабочей части на переднюю кромку модели [8, 9]. При этом размер неровностей на стенке рабочей части, от которых наблюдался этот эффект, был на порядок меньше толщины турбулентного пограничного слоя. Изучение данного эффекта имеет как методическое значение для экспериментальных исследований ламинарно-турбулентного перехода, так и фундаментальное, потому что относится к задаче восприимчивости пограничного слоя к возмущениям набегающего потока.

В работах [10–17] был проведен ряд исследований в условиях возбуждения контролируемых возмущений, когда на гладкую стенку рабочей части трубы устанавливался генератор слабых УВ в виде тонкой двумерной неровности, толщина которой мала по сравнению с толщиной пограничного слоя на стенке трубы. Эксперименты показали, что в набегающем потоке генерируются возмущения в виде N-волны, их фронты являются слабыми ударными волнами. При падении на кромку пластины, плоскость которой перпендикулярна плоскости слабых УВ, в пограничном слое наблюдается формирование стационарных продольных возмущений, в области которых присутствует повышенный уровень пульсаций течения. Было экспериментально показано, что в области продольных возмущений пограничный слой искажается: наблюдается как уменьшение, так и увеличение его толщины, изменяются амплитуда и спектр пульсаций течения [14–17]. В выполненных с помощью тепловизора измерениях получено, что эти возмущения могут влиять на тепловые потоки к поверхности модели [18, 19]. Также было зафиксировано их значительное влияние на положение ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя [20]. Отметим, что для случая падения слабых УВ особый интерес представляет изучение влияния параметров передней кромки модели на порождаемые ими возмущения в пограничном слое. В работах [21, 22] проводились исследования при различных углах скольжения передней кромки модели, т.е. при изменении угла падения слабых УВ на переднюю кромку. Было получено, что при уменьшении угла между кромкой модели и направлением падения слабых УВ влияние на течение в пограничном слое уменьшается.

Помимо данных экспериментальных работ, имеются результаты численного моделирования, посвященные влиянию слабых УВ на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое [23–28]. Они показывают, что в пограничном слое модели падение N-волны способно приводить к формированию продольных стационарных возмущений, в области которых ламинарно-турбулентный переход приближается к передней кромке. Расчеты [25, 27] продемонстрировали хорошее качественное соответствие результатам экспериментов [20].

Анализ экспериментальных данных по генерации стационарных возмущений в пограничном слое падающими на переднюю кромку слабыми ударными волнами показал значительные отличия в картинах течения для случаев острой и притупленных передних кромок пластин. Однако эти эксперименты проводились при различных условиях (разных параметров генератора слабых УВ, набегающего потока и т.д.). Для изучения влияния передней кромки на возмущения, порождаемые в пограничном слое падающими слабыми ударными волнами, необходимы экспериментальные данные, полученные при одинаковых начальных условиях. Настоящие исследования являются продолжением изучения данного эффекта и направлены на определение начальных полей пульсаций генерируемого возмущения в набегающем потоке и его воздействия на течение в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины в зависимости от радиуса притупления передней кромки при числе Маха 2.

Постановка экспериментов

Экспериментальные исследования проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха потока $M = 2$. Во всех экспериментах единичное число Рейнольдса потока $Re_1 = \rho_\infty U_\infty / \mu_\infty = (8,0 \pm 0,1) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, а температура торможения потока $T_0 = 295 \pm 2 \text{ К}$.

Измерения пульсаций массового расхода и среднего течения выполнялись с помощью термоанемометра постоянного сопротивления. Использовался одноточечный датчик, изготовленный из вольфрамовой проволоки диаметром приблизительно 8 мкм. Перегрев датчика термоанемометра устанавливался 0,8, что позволяет измерять пульсации массового расхода [29, 30]. 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 сохранялся на компьютере. Во всех экспериментах, результаты которых представляются в данной работе, использовался 12-разрядный АЦП. Частота дискретизации составляла 750 кГц [29].

Для пересчета среднего напряжения E в значения массового расхода ρU в сверхзвуковом потоке и сверхзвуковой части пограничного слоя ($M > 1,2$) использовалось размерное калибровочное соотношение

$$E^2 = L + N (\rho U)^n,$$

где L и N — размерные калибровочные коэффициенты [30], которые определялись измерением в невозмущенном свободном потоке.

Нормированные на локальное среднее течение пульсации массового расхода m' вычислялись как отношение пульсационного сигнала к постоянной составляющей с учетом коэффициента чувствительности:

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

Для оценки сглаженных амплитудно-частотных спектров пульсаций массового расхода использовался метод усреднения спектров мощности измеренных осциллограмм по 101 точкам с перекрытием в 10 %. Спектры мощности определялись с помощью быстрого преобразования Фурье стандартным методом в программной среде LabVIEW: $A_f \cdot A_f^*$, где

$$A_f = \frac{\sqrt{2}}{T} \sum_{j=1} m'(t_j) e^{-i(2\pi f \cdot t_{j2}) \Delta t},$$

здесь T — длина реализации по времени, Δt — шаг дискретизации по времени АЦП, A_f^* — комплексно-сопряженная величина.

Также авторами были проведены экспериментальные исследования отклика пограничного слоя пластины при различных притуплениях передней кромки на воздействие падающей N-волны от плоского (двумерного (2D)) генератора слабых УВ, установленного на боковой стенке рабочей части трубы. Постановка экспериментов схематично представлена на рис. 1, где передний и задний фронты слабой УВ обозначены соответственно P1 и P2, их углы наклона — α_1 и α_2 , а место установки генератора слабых УВ обозначено как 2D. Проведенные исследования разделены на два этапа: первый этап — изучение N-волны (возмущение набегающего потока, анализ и сравнение начальных условий), создаваемой генератором слабых УВ на стенке рабочей части (см. рис. 1а,

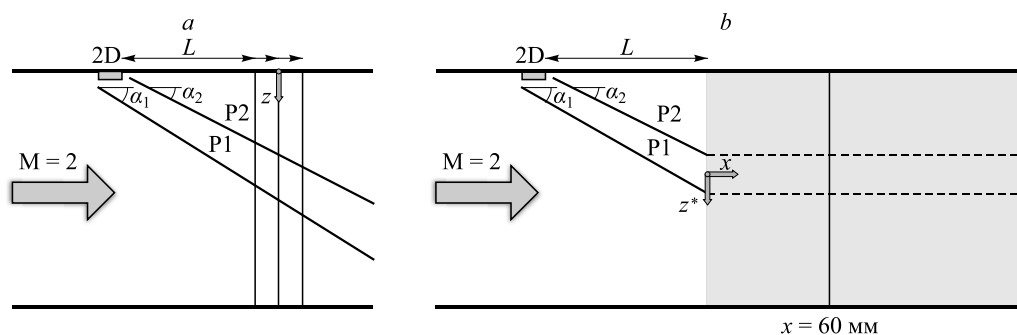


Рис. 1. Постановка экспериментов.

a — измерения в свободном потоке, b — измерения в пограничном слое пластины.

здесь начало отсчета координаты z располагается на стенке рабочей части трубы), второй этап — изучение отклика пограничного слоя при различных притуплениях передней кромки (см. рис. 1*b*).

В качестве генератора слабых УВ использовалась двумерная наклейка на боковой стенке рабочей части трубы толщиной приблизительно 0,13 мм и шириной в направлении набегающего потока 2,5 мм. Измерения возмущений набегающего потока от генератора слабых УВ проводились в перпендикулярном к генератору и потоку направлении при различных расстояниях от него вниз по потоку (L на рис. 1).

Для измерений в пограничном слое использовались стальные пластины с различным радиусом притупления передней кромки. Из-за особенностей крепления моделей в рабочей части Т-325 расстояния L от генератора слабых УВ до передней кромки были различными. В таблице представлены значения расстояний от генератора слабых УВ до области измерений в свободном потоке и до передней кромки моделей, а также радиусы притупления передних кромок используемых моделей пластин.

Измерения в пограничном слое проводились на расстоянии $x = 60$ мм от передней кромки (что соответствует числу Рейнольдса $Re_x = Re_1 \cdot x = 0,48 \cdot 10^6$) в сверхзвуковой области пограничного слоя при $y = \text{const}$. Расстояние до поверхности модели $y = \text{const}$ определялось вне области возмущенного течения по максимуму пульсаций в пограничном слое. Отметим, что ламинарно-турбулентный переход для острой модели плоской пластины в случае невозмущенного потока в Т-325 при числе Маха потока $M = 2$ наблюдается при $Re_x > 2,0 \cdot 10^6$ [29, 31], а для модели с радиусом передней кромки $r = 0,5$ мм — при $Re_x > 2,7 \cdot 10^6$ [20], т.е. в данных исследованиях исходный пограничный слой во всех случаях является ламинарным. Для анализа экспериментальных данных, полученных в пограничном слое, используется координата z^* , начало отсчета которой соответствует центральной области падающей на переднюю кромку N-волны (рис. 1б).

Таблица

Результаты проведенных измерений

Место измерения	Радиус притупления передней кромки r , мм	Расстояние от центра наклейки вдоль потока L , мм	Расстояние от передней кромки x , мм
Набегающий поток	—	130	—
Набегающий поток	—	150	—
Набегающий поток	—	164	—
Пограничный слой	0,05	143	60
Пограничный слой	0,5	174	60
Пограничный слой	2,5	141	60

Возмущения набегающего потока

Эволюция возмущения в набегающем потоке от генератора слабых УВ на стенке сопла представлена на рис. 2. На рис. 2*a* показано среднее течение в зависимости от поперечной координаты z при различных расстояниях от наклейки L , на рис. 2*b* представлены пульсации массового расхода.

Среднее течение (рис. 2*a*) имеет вид N-волны. Картину возмущения можно условно разделить на три области: область невозмущенного потока (перед фронтом волны от выступа наклейки), область между фронтами N-волны и область за фронтом волны от уступа наклейки.

В области проведенных измерений масштаб возмущения среднего течения составляет приблизительно 12–13 мм и слабо зависит от расстояния от наклейки. По представленным данным выполнены оценки угла наклона фронтов возмущения относительно набегающего потока. Получено, что фронт волны распространяется от выступа наклейки под углом около 31° , а от уступа – 29° . Амплитуда возмущения среднего течения составляет приблизительно 3 % невозмущенного свободного потока и слабо зависит от расстояния от генератора слабых УВ. Градиент среднего течения вдоль поперечной координаты z не изменяется в зависимости от расстояния вниз по потоку от генератора слабых УВ.

Распределение пульсаций течения (рис. 2*b*) показывает, что в невозмущенной области уровень пульсаций массового расхода составляет приблизительно 0,26 % среднего течения и слабо зависит от места измерения. В области фронта от выступа генератора слабых УВ регистрируется пульсационный пик, который связан с прохождением датчиком термоанемометра слабой ударной волны. За фронтом от уступа присутствует область со значительно повышенным (более чем в два раза относительно невозмущенного потока) уровнем пульсаций. Следует отметить, что ранее такое уже наблюдалось в экспериментах при числе Маха, равном 2, но с другим генератором слабых УВ [21, 22], тогда как при числе Маха 2,5 этого эффекта не отмечалось [13, 14]. В области между фронтами N-волны наблюдается незначительное повышение уровня пульсаций, нарастающее к фронту от выступа наклейки.

На рис. 3 представлены для сравнения амплитудные спектры пульсаций массового расхода в набегающем потоке. На рис. 3*a* приведены спектры пульсаций набегающего

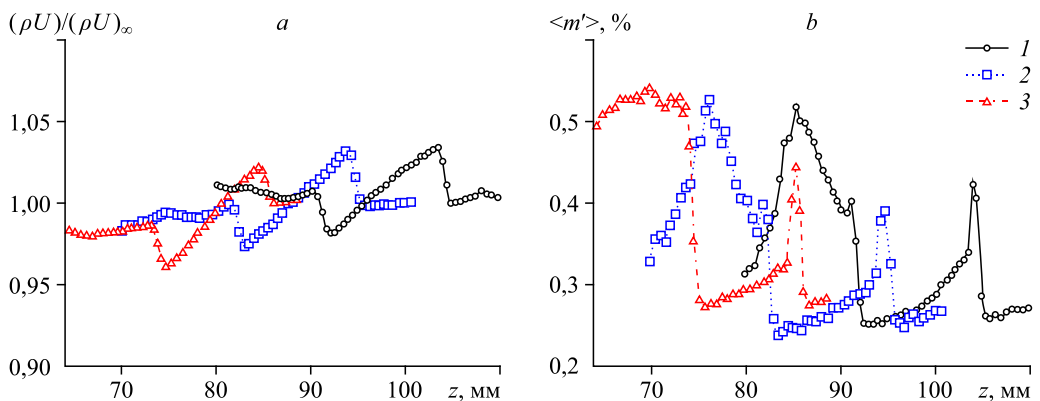
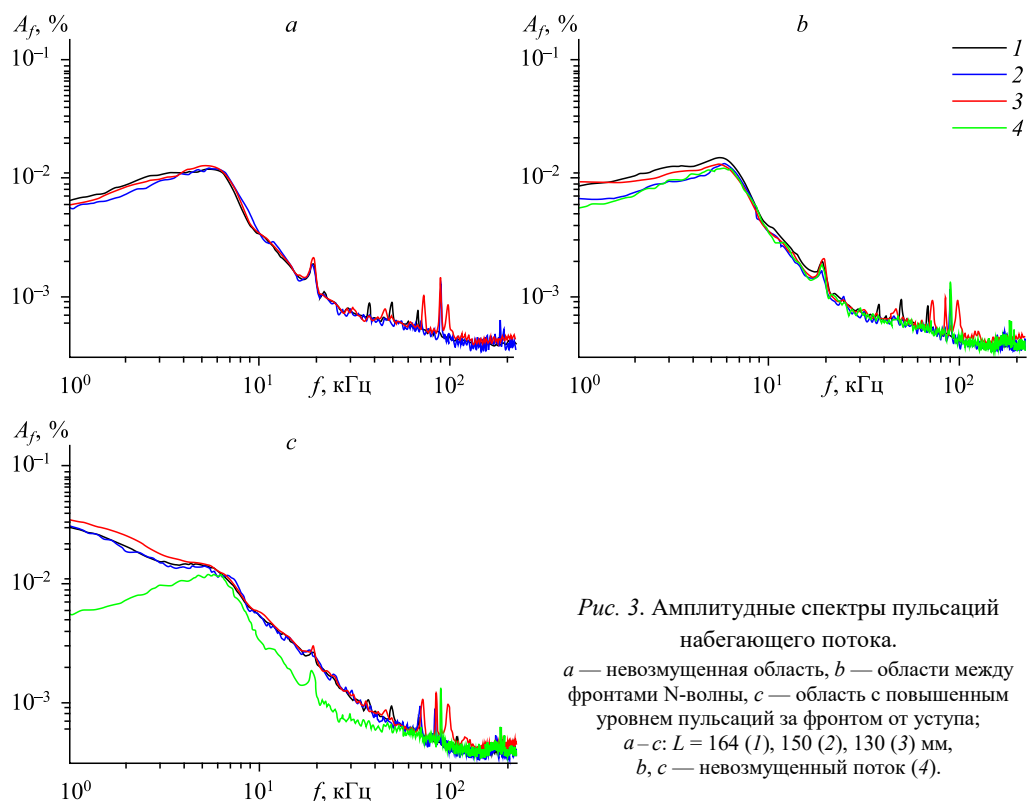


Рис. 2. Возмущение в набегающем потоке от двумерной наклейки на стенке рабочей части трубы при $L = 164$ (1), 150 (2) и 130 (3) мм.

a — среднее течение, b — пульсации массового расхода.



потока в невозмущенной области, на рис. 3б изображены спектры для области между фронтами N-волны, на рис. 3с показаны результаты для области с повышенным уровнем пульсаций за фронтом от уступа генератора слабых УВ.

Из полученных амплитудных спектров пульсаций видно, что амплитудно-частотный состав пульсаций невозмущенного потока не зависит от места измерения. В области между фронтами N-волны наблюдается незначительное повышение амплитуды пульсаций в низкочастотной (до 7 кГц) области. В области с повышенным уровнем пульсаций за фронтом от уступа наклейки в спектрах наблюдается значительное повышение амплитуды как в низкочастотной, так и в высокочастотной области вплоть до 50 кГц. При этом имеет место практически линейный вид спектра в логарифмическом масштабе. Во всех измеренных сечениях амплитудно-частотный состав возмущений не зависит от расстояния до генератора слабых УВ.

Таким образом, из представленных данных можно заключить, что амплитуда, пространственный масштаб и градиент в исследуемом диапазоне расстояний от генератора слабых УВ практически не изменяются. Поэтому можно считать, что во всех экспериментах на модель воздействуют одинаковые возмущения, т.е. начальные условия одинаковы для всех рассматриваемых далее постановок экспериментов с различными моделями пластин.

Возмущения, возбуждаемые в пограничном слое

На рис. 4 представлены распределения среднего течения (рис. 4а) и уровня пульсаций массового расхода в пограничном слое (рис. 4б) в зависимости от поперечной потоку координаты z^* . Измерения проводились на расстоянии $x = 60$ мм от передней кромки модели.

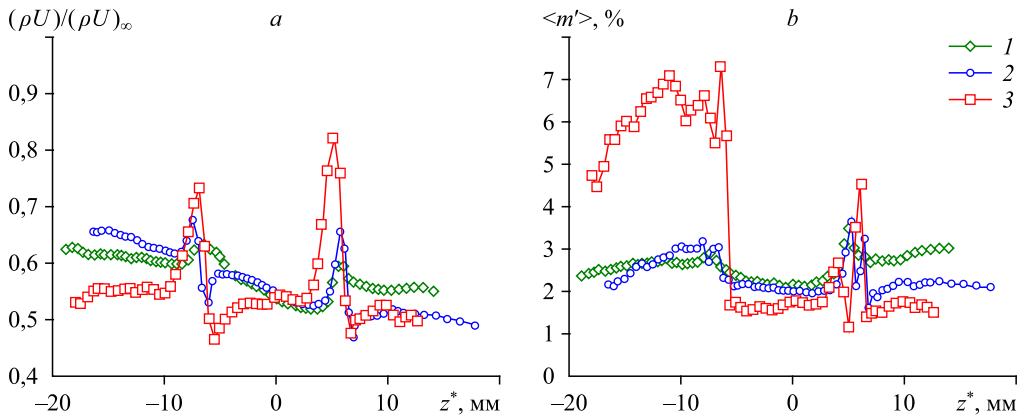


Рис. 4. Распределение среднего течения (а) и уровня пульсаций (б) массового расхода в пограничном слое при $r = 0,05$ (1), $0,5$ (2), $2,5$ (3) мм.

Нулевое значение координаты z^* устанавливалось в центральной области между фронтами N-волны, падающей на переднюю кромку. Невозмущенному пограничному слою соответствует область координаты $z^* > 6,5$ мм. Фронт P1 (рис. 1b) от выступа генератора слабых УВ попадает на переднюю кромку в окрестности $z^* \approx 6,5$ мм, а фронт P2 от уступа генератора слабых УВ попадает на переднюю кромку в окрестность $z^* \approx -6,5$ мм. В области координаты $z^* < -6,5$ м наблюдается увеличение уровня пульсаций массового расхода в пограничном слое, что связано с воздействием на переднюю кромку повышенного уровня возмущений набегающего потока. Очевидно, что такие оценки для координат делаются в предположении распространения возмущенного течения строго по потоку. Представленные данные получены для случаев плоской пластины с острой передней кромкой ($r = 0,05$ мм) и моделей с радиусами притупления $r = 0,5$ и $2,5$ мм.

В случае острой передней кромки в пограничном слое наблюдается искажение среднего массового расхода в виде N-волны. При этом градиент массового расхода в поперечном направлении имеет противоположный знак по сравнению с возмущением от генератора слабых УВ в набегающем потоке, т.е. наблюдается «переворот» N-волны. На моделях с притуплением передней кромки в пограничном слое присутствуют вихри, порожденные фронтами N-волны набегающего потока. При увеличении радиуса притупления передней кромки амплитуда стационарных возмущений возрастает. Следует отметить, что вихрь, порожденный фронтом волны (P1) от выступа, имеет большую амплитуду по сравнению с возмущением от фронта волны (P2) от уступа генератора слабых УВ. Наблюдается тенденция к снижению массового расхода при увеличении координаты z^* для моделей с $r = 0,05$ мм и $r = 0,5$ мм, что может быть связано с особенностью порождения неоднородности течения в пограничном слое на данных моделях.

В ходе эксперимента также установлено влияние возмущения набегающего потока от генератора слабых УВ на стенке рабочей части трубы на уровень пульсаций пограничного слоя. В случае острой пластины значительное увеличение уровня пульсаций отчетливо видно только в области воздействия фронта N-волны от выступа. В случае притупления передней кромки модели ($r = 0,5$ мм) также наблюдается значительное влияние возмущения набегающего потока на уровень возмущений в пограничном слое относительно невозмущенного пограничного слоя в области вихря, порожденного воздействием фронта N-волны от выступа. Помимо этого, обнаружено повышение уровня пульсаций пограничного слоя при $z^* < -6,5$ мм, что связано с повышенным уровнем

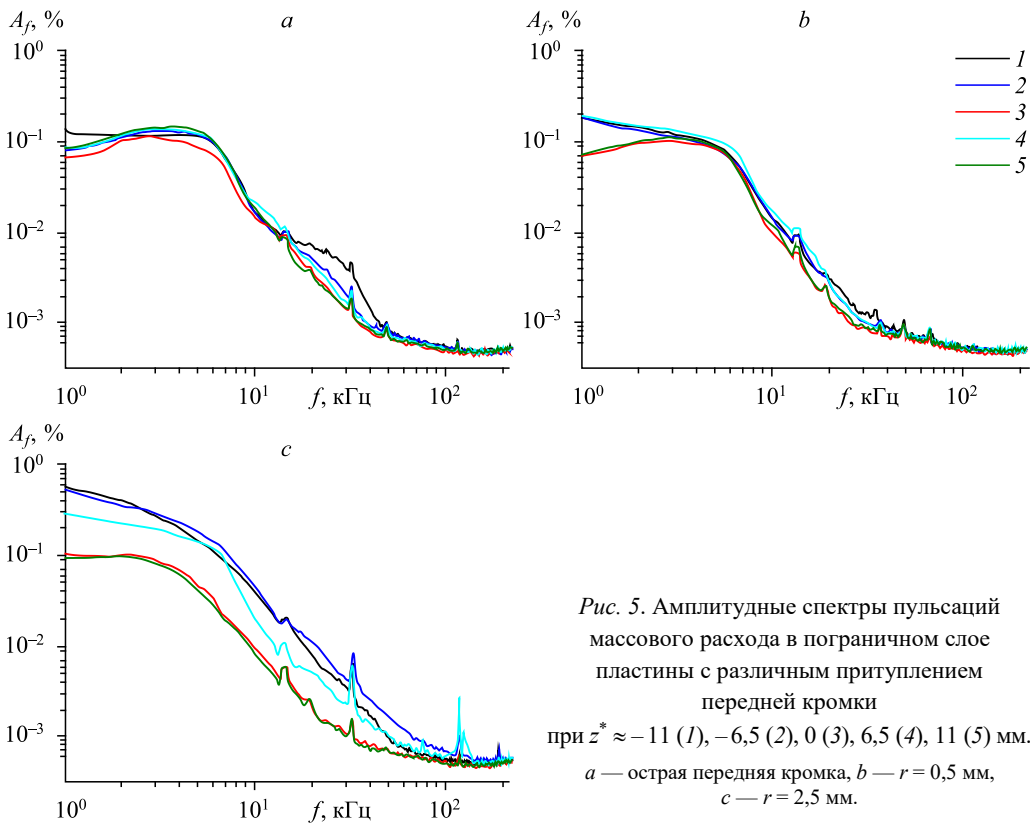


Рис. 5. Амплитудные спектры пульсаций массового расхода в пограничном слое пластины с различным притуплением передней кромки при $z^* \approx -11$ (1), $-6,5$ (2), 0 (3), $6,5$ (4), 11 (5) мм. а — острая передняя кромка, б — $r = 0,5$ мм, в — $r = 2,5$ мм.

возмущений набегающего потока за фронтом от уступа генератора слабых УВ. В случае модели с $r = 2,5$ мм распределение уровней пульсаций массового расхода в пограничном слое качественно аналогично случаю с $r = 0,5$ мм, однако влияние возмущения набегающего потока на течение в пограничном слое значительно больше, особенно в области координаты $z^* < -6,5$ мм, т.е. в области воздействия возмущений набегающего потока за фронтом от уступа генератора слабых УВ: уровень пульсаций здесь более чем в 4 раза превышает уровень пульсаций невозмущенного пограничного слоя.

На рисунке 5 представлены амплитудные спектры пульсаций пограничного слоя для случаев острой пластины (рис. 5а) и для случаев с притупленной передней кромкой при $r = 0,5$ мм (рис. 5б) и $r = 2,5$ мм (рис. 5в). Здесь рассматриваются спектры пульсаций пограничного слоя в области координаты $z^* \approx -11$ мм, что соответствует области воздействия возмущений набегающего потока за фронтом от уступа генератора слабых УВ, в окрестности $z^* \approx \pm 6,5$ мм — области стационарных вихрей, порожденных фронтами N-волны, в окрестности $z^* \approx 0$ мм — области между вихрями, а также в невозмущенном пограничном слое ($z^* \approx 11$ мм).

В случае острой пластины (рис. 5а) амплитудно-частотный состав пульсаций пограничного слоя в области падения фронтов N-волны набегающего потока ($z^* \approx \pm 6,5$ мм), как и в центральной области ($z^* \approx \pm 0$ мм), практически не отличается от случая невозмущенного пограничного слоя ($z^* \approx 11$ мм). Но в области падения возмущений набегающего потока за фронтом от уступа наклейки ($z^* \approx -11$ мм) наблюдается значительное превышение амплитуды пульсаций в высокочастотной части спектра (10–40 кГц). По-видимому, именно на этих частотах в случае острой передней кромки наблюдается

повышенная восприимчивость к возмущениям набегающего потока. Результаты для амплитуды пульсаций в диапазоне частот 10–40 кГц могут также объясняться более быстрым ростом этих возмущений в пограничном слое.

В случае притупления передней кромки $r = 0,5$ мм наибольшие отклонения от невозмущенного пограничного слоя в спектрах пульсаций наблюдаются в низкочастотной части спектра (до 3 кГц) в областях вихрей, порождаемых фронтами N-волны, а также в окрестности $z^* \approx -11$ мм, что соответствует области набегающего потока с повышенным уровнем пульсаций. В области между вихрями спектр пульсаций идентичен случаю невозмущенного пограничного слоя.

Так же как и в случае притупления $r = 0,5$ мм, при $r = 2,5$ мм в области между вихрями ($z^* \approx 0$ мм) спектр пульсаций идентичен случаю невозмущенного пограничного слоя ($z^* \approx 11$ мм). В области стационарных вихрей ($z^* \approx \pm 6,5$ мм) наблюдается значительное превышение амплитуды пульсаций во всем диапазоне частот. Полученные спектры пульсаций характерны для нелинейного режима ламинарно-турбулентного перехода течения в пограничном слое. Помимо этого, эксперимент показал, что в области падения возмущений набегающего потока за фронтом от уступа наклейки ($z^* \approx -11$ мм) также наблюдаются спектры пульсаций пограничного слоя, характерные для нелинейного режима ламинарно-турбулентного перехода. Отметим, что возмущения, порождаемые генерацией слабых УВ, не переносятся потоком, а как бы «вморожены» в течение и этим отличаются от возмущений сверхзвукового потока другой природы.

Заключение

Проведены экспериментальные исследования влияния радиуса притупления передней кромки пластины на отклик пограничного слоя при воздействии N-волны при числе Маха 2. Измерения в набегающем потоке показали, что для всех экспериментов на моделях форма, амплитуда и спектральный состав падающих на передние кромки возмущений близки, т.е. эксперименты выполнены при одинаковых начальных условиях. Генератор слабых УВ, установленный на стенке рабочей части аэродинамической трубы, порождает в набегающем потоке стационарное возмущение в виде N-волны амплитудой около 3 %. Также обнаружено, что за N-волной имеется протяженная область повышенного уровня пульсаций, в спектре которых амплитуда увеличивается как в низкочастотной, так и в высокочастотной областях вплоть до 50 кГц по сравнению со случаем невозмущенного свободного потока.

В случае острого носка модели в пограничном слое формируется стационарное возмущение в виде «перевернутой» N-волны. Обнаружено, что на острой пластине повышенные возмущения набегающего потока, наблюдаемые в окрестности N-волны, падающей на переднюю кромку, приводят к увеличению амплитуды пульсаций в области частот 10–40 кГц при $x = 60$ мм. Возможно, такая особенность спектров связана с ростом порожденных на передней кромке модели возмущений к области измерений.

На затупленных моделях падающее возмущение в виде N-волны способствует формированию в пограничном слое стационарных вихрей, в области которых наблюдается повышенный уровень возмущений, которые могут приводить к ранней турбулизации течения в пограничном слое. По условиям экспериментов показано, что порождаемая N-волной неоднородность течения может оказывать большее влияние на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое плоской пластины при увеличении радиуса притупления передней кромки.

Список литературы

1. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука. 1980. 134 с.
2. Pate S.R. Radiated aerodynamic noise effects on boundary-layer transition in supersonic and hypersonic wind tunnels // AIAA Paper. 1969. Vol. 7, No. 3. P. 450–457.
3. Laufer J., Vrebalovich T. Stability and transition of a supersonic laminar boundary layer on an insulated flat plate // J. Fluid Mech. 1960. Vol. 9. P. 257–299.
4. Laufer J. Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels // Aerospace Sci. 1961. Vol. 28, No. 9. P. 685–692.
5. Kendall J.M. Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition // AIAA J. 1975. Vol. 13, No. 3. P. 290–299.
6. Lebiga V.A., Maslov A.A., Pridanov V.G. Experimental investigation of the stability of supersonic boundary layer on a flat insulated plate // Archives Mech. 1979. Vol. 31, No. 3. P. 397–405.
7. Mack L.M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary-layer transition // AIAA J. 1975. Vol. 13, No. 3. P. 278–289.
8. 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. НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 1. С. 29–38.
9. Ваганов А.В., Ермолаев Ю.Г., Колосов Г.Л., Косинов А.Д., Панина А.В., Семенов Н.В., Яцких А.А. К воздействию падающей волны Маха на сверхзвуковой пограничный слой // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 1. С. 45–50.
10. Afanasev L.V., Kosinov A.D., Yatskikh A.A., Kocharin V.L., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Cross-correlation measurement of disturbance initiated by weak shock wave in the flat plate boundary layer with blunt leading edge at Mach 2 // AIP Conf. Proc. 2021. Vol. 2351, No. 1. P. 040035-1–040035-5.
11. Piterimova M., Kosinov A., Semionov N., Yatskikh A., Yermolaev Yu., Kocharin V. Experimental study of excitation and evolution of contrarotating longitudinal vortices in a boundary layer of a flat plate at $M = 2$ // AIP Conf. Proc. 2020. Vol. 2288. P. 030034-1–030034-5.
12. Косинов А.Д., Семенов Н.В., Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Питеримова М.В. Экспериментальное исследование взаимодействия слабых ударных волн со сверхзвуковым пограничным слоем плоской затупленной пластины при числе Маха 2 // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13, № 3. С. 16–23.
13. Kocharin V.L., Semionov N.V., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Yatskikh A.A. Experimental study of effect of a couple of weak shock waves on boundary layer of the blunt flat plate // AIP Conf. Proc. 2018. Vol. 2027. P. 040026-1–040026-5.
14. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Кочарин В.Л., Семенов Н.В., Яцких А.А. Об экспериментальном исследовании воздействия слабых ударных волн на пограничный слой плоской притупленной пластины при числе Маха 2.5 // Изв. РАН. МЖТ. 2019. № 2. С. 112–118.
15. Kocharin V.L., Afanasev L.V., Kosinov A.D., Yatskikh A.A., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Experimental investigation of effect of an external wave on supersonic boundary layer of the blunt flat plate // AIP Conf. Proc. 2019. Vol. 2125. P. 030104-1–030104-6.
16. Kocharin V.L., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V. Experimental study of weak shock waves influence on the supersonic boundary layer of the flat plate model // EPJ Web of Conf. 2019. Vol. 196, No. 00018. P. 1–4.
17. Кочарин В.Л., Яцких А.А., Косинов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Семёнов Н.В. Экспериментальное исследование воздействия волны сжатия на течение в сверхзвуковом пограничном слое при числе Маха 2,5 // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 2. С. 46–55.
18. Kocharin V.L., Yatskikh A.A., Prishchepova D.S., Panina A.V., Yermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Semionov N.V., Afanasev L.V. Experimental study of heat transfer in the boundary layer of a flat plate with the impact of weak shock waves on the leading edge // AIP Conf. Proc. 2020. Vol. 2288. P. 030014-1–030014-4.
19. Kocharin V.L., Yatskikh A.A., Prishchepova D.S., Panina A.V., Yermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Semionov N.V., Afanasev L.V. Experimental study of the impact of N-wave on heat transfer in a boundary layer of a flat plate at the Mach number 2 // AIP Conf. Proc. 2021. Vol. 2351, No. 1. P. 040036-1–040036-4.
20. Питеримова М.В., Косинов А.Д., Семёнов Н.В., Яцких А.А., Кочарин В.Л., Ермолаев Ю.Г. Экспериментальное исследование влияния пары слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое плоской пластины при числе Маха 2 // Сибирский физический журнал. 2022. Т. 17, № 2. С. 30–40.
21. Kocharin V.L., Kosinov A.D., Yatskikh A.A., Afanasev L.V., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V. The experimental study of the weak shock wave action on the boundary layer of the sweep flat plate // J. of Physics: Conf. Series. 2019. Vol. 1404. P. 012083-1–012083-4.
22. 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.

23. Khotyanovsky D., Kudryavtsev A., Kosinov A. Numerical study of the interaction of the N-wave with the plate leading edge in the supersonic stream // AIP Conf. Proc. 2017. Vol. 1893. P. 030051-1–030051-6.
24. Динь К.Х., Егоров И.В., Федоров А.В. Взаимодействие волн Маха и пограничного слоя при сверхзвуковом обтекании пластины с острой передней кромкой // Уч. зап. ЦАГИ. 2017. Т. 48, № 4. С. 10–19.
25. Динь К.Х., Егоров И.В., Федоров А.В. Влияние волн Маха на ламинарно-турбулентный переход при сверхзвуковом обтекании плоской пластины // Изв. РАН. МЖГ. 2018. № 5. С. 113–124.
26. Егоров И.В., Динь К.Х., Нгуен Н.К., Пальчеховская Н.В. Численное моделирование взаимодействия волны Маха и сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине с острой передней кромкой // Уч. зап. ЦАГИ. 2021. Т. 52. № 3. С. 18–28.
27. Егоров И.В., Дьонг Н.Х., Нгуен Н.К., Пальчеховская Н.В. Численное моделирование влияния волны Маха на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое // Докл. РАН. Физика, технические науки. 2022. Т. 504. С. 54–58.
28. Dinh H.Q., Nguyen A.T., Egorov I.V., Duong N.H. The study of mach waves generated by a roughness element // Int. J. Aeronaut. Space Sci. 2022. Vol. 23. P. 511–520.
29. 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.
30. 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.
31. Kosinov A.D., Semionov N.V. The laminar-turbulent transition experiments in supersonic boundary layers // AIP Conf. Proc. 2019. Vol. 2125. P. 030105-1–030105-5.

*Статья поступила в редакцию 10 ноября 2022 г.,
после доработки — 7 декабря 2022 г.,
принята к публикации 8 декабря 2022 г.*