

УДК 532.526

## **К воздействию падающей волны Маха на сверхзвуковой пограничный слой\***

**А.В. Ваганов<sup>1</sup>, Ю.Г. Ермолаев<sup>2</sup>, Г.Л. Колосов<sup>2</sup>, А.Д. Косинов<sup>2,3</sup>,  
А.В. Панина<sup>2</sup>, Н.В. Семенов<sup>2</sup>, А.А. Яцких<sup>2,3</sup>**

<sup>1</sup>*Центральный аэрогидродинамический институт  
им. профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская область*

<sup>2</sup>*Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

<sup>3</sup>*Новосибирский государственный университет*

E-mail: kosinov@itam.nsc.ru

Представлены результаты экспериментального исследования возбуждения интенсивных возмущений внешней слабой ударной волной в ламинарном пограничном слое на модели плоской пластины с острой и затупленной передней кромкой при  $M = 2,5$ . Определено, что поле возмущений от двумерной наклейки в турбулентном пограничном слое на стенке рабочей части аэродинамической трубы в свободном потоке имеет вид N-волны. Обнаружено, что на затупленной пластине интенсивность порождаемых пульсаций в пограничном слое внешними слабыми ударными волнами в несколько раз выше, чем в пограничном слое на модели с острой передней кромкой.

**Ключевые слова:** сверхзвуковые скорости, экспериментальные исследования, аэродинамическая труба, плоская пластина, острая и затупленная передние кромки, пограничный слой, термоанемометрия.

### **Введение**

Изучение возникновения турбулентности в сжимаемых пограничных слоях, реализующихся около поверхности летательных аппаратов, необходимо для развития перспективной высокоскоростной авиационной техники. Как известно, сценарий перехода в пограничных слоях в значительной степени зависит от уровня возмущений в свободном потоке [1]. В сверхзвуковых аэродинамических трубах существует высокий уровень акустических пульсаций в рабочей части [2–4], вызывающий возбуждение собственных возмущений пограничного слоя, развитие которых приводит к раннему ламинарно-турбулентному переходу. Исследования по влиянию акустических пульсаций на возникновение турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое проводились в основном для плоской пластины и конуса [3–8]. Кроме акустических пульсаций в рабочей части аэродинамической трубы на модели летательных аппаратов могут воздействовать квазистационарные возмущения в виде слабых ударных волн. Так, в экспериментах [9] были обнаружены аномально высокие уровни пульсаций массового

---

\* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 13-01-00520 а).

расхода (до 20 % от локальной величины среднего массового расхода) в пограничном слое плоского треугольного крыла. Причина возникновения этих высокоинтенсивных возмущений связывалась с воздействием внешней слабой ударной волны на пограничный слой вдоль линии растекания на передней кромки крыла. Основная часть энергии пульсаций содержалась в области низких (до 3 кГц) частот. В работе [10] экспериментально исследовалось возбуждение высокоинтенсивных возмущений внешней слабой ударной волной в пограничном слое модели плоского дельта-крыла с большим в несколько раз, по сравнению с рассмотренным в работе [9], радиусом затупления боковых кромок при числах Маха  $M_\infty = 2, 2,5, 4$ . Определены области воздействия этих внешних возмущений на пограничный слой и степень воздействия по измерениям уровня пульсаций и среднего массового расхода в условиях дозвуковой, звуковой и сверхзвуковой передних кромок. Обнаружено, что максимальная величина пульсаций составляет 12–15 % и слабо изменяется от условий обтекания плоского дельта-крыла.

Поскольку подтвержденным фактом возбуждения высокоинтенсивных пульсаций внешними слабыми ударными волнами являются только результаты, представленные в работах [9, 10], необходимо детально исследовать и другие актуальные случаи.

### Постановка эксперимента

Эксперименты выполнялись в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН при числе Маха  $M = 2,5$  и единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = 4,9 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Уровень пульсаций массового расхода в рабочей части по условиям эксперимента составлял около 0,4 %. В экспериментах использовались две модели плоской пластины: одна — с острой передней кромкой, другая — с цилиндрической передней кромкой с радиусом притупления 2,5 мм. Для создания стационарной слабой ударной волны использовалась неоднородность на поверхности боковой стенки в рабочей части трубы в виде плоского выступа/уступа вверх по потоку от модели. Для этого на боковой стенке наклеивалась изоленга толщиной 0,15 мм, шириной 15 мм и длиной около 150 мм. В поток вводилась пара слабых ударных волн, порождаемых передним и задним краями двумерной неоднородности поверхности. Фотография пары слабых ударных волн, порожденных передним и задним краями двумерной шероховатости, установленной на верхней сопловой вставке Т-325, приведена в работе [10].

Для измерения пульсаций и характеристик среднего течения использовался термоанемометр постоянного сопротивления. Датчики термоанемометра изготавливались из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной около 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика устанавливалась равной 0,8, а измеренные возмущения на 95 % состояли из пульсаций массового расхода. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной измерительной системой [9–12]. С помощью термоанемометра были определены значения среднего напряжения  $E$  и осциллограммы пульсационного сигнала  $e'(t)$ . Постоянная составляющая напряжения с выхода термоанемометра  $E$  была получена с помощью цифрового вольтметра Agilent 34401A. Пульсационный сигнал с выхода термоанемометра оцифровывался 12-разрядным аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и записывался в компьютер. Частота дискретизации АЦП составляла 750 кГц, а длина реализации — 65536 точек. В каждой точке по пространству выполнялись четыре измерения, что позволяло уменьшить их среднеквадратичную погрешность в два раза. Погрешность определения среднего течения по термоанемометрическим измерениям, выполнявшимся по методике [12], не превышала 0,2 %, что существенно меньше, чем точность поддержания режима течения в рабочей части трубы (около 2 %), достигнутая в данных экспериментах. Для определения частотных спектров возмущений в темпе эксперимента использовалось быстрое преобразование Фурье. Определение абсолютных значений пульсаций массового расхода  $\langle m' \rangle$  проводилось по методу, описанному в работе [11], а погрешность данных не превышала 5 %.

### Результаты и их анализ

Согласно результатам, полученным в работе [10], возбуждение высокоинтенсивных пульсаций в окрестности затупленной передней кромки вызывается преимущественно взаимодействием падающей слабой ударной волны с пограничным слоем на линии растекания. Для разрешения вопроса о механизме порождения высокоинтенсивных пульсаций внешней слабой ударной волной в области передней кромки необходимо было выполнить измерения в контролируемых условиях на простых моделях. Соответственно этому эксперименты проводились на плоских пластинах с острой и затупленной передними кромками.

Впервые количественно исследовано поле излучения от двухмерной неоднородности, установленной на боковой стенке рабочей части аэродинамической трубы. Лента шириной 15 мм и толщиной 0,15 мм наклеивалась на расстоянии  $x = -225,5$  мм вверх по потоку от передней кромки пластины (координата  $x = 0$  соответствовала передней кромке плоской пластины). По условиям экспериментов пограничный слой на боковой стенке был турбулентным и толщиной около 12 мм. Измерения выполнены в свободном потоке перед передней кромкой модели на расстоянии  $x = -10$  мм. Результаты измерений представлены на рис. 1 в виде зависимостей пульсаций массового расхода  $\langle m' \rangle$  и нормированного среднего массового расхода  $\rho U$  от поперечной координаты  $z$ . Здесь координата  $z = 0$  соответствует середине модели в поперечном направлении. Как видно из распределения  $\rho U(z)$ , излучение от турбулизатора напоминает известную N-волну. Максимум в пульсационном сигнале при  $z = 10$  мм соответствует слабой ударной волне от переднего уступа двухмерной неоднородности. Оба края наклейки увеличивают уровень пульсаций в свободном потоке, однако интенсивность пульсаций от «выступа» на переднем крае наклейки приблизительно в 1,3 раза выше, чем от «уступа» на заднем крае.

Результаты исследований воздействия слабых ударных волн на уровень пульсаций в пограничном слое плоской пластины с острой передней кромкой при  $M = 2,5$  представлены на рис. 2. Измерения выполнены в окрестности максимума пульсаций поперек пограничного слоя для значения продольной координаты  $x = 60$  мм. Сравнение распределений пульсаций массового расхода  $\langle m' \rangle$  и нормированного среднего массового расхода  $\rho U$  в пограничном слое в зависимости от поперечной координаты  $z$  для случаев с турбулизатором на боковой стенке рабочей части и без турбулизатора показывает, что при попадании слабых ударных волн на переднюю кромку пластины в пограничном слое

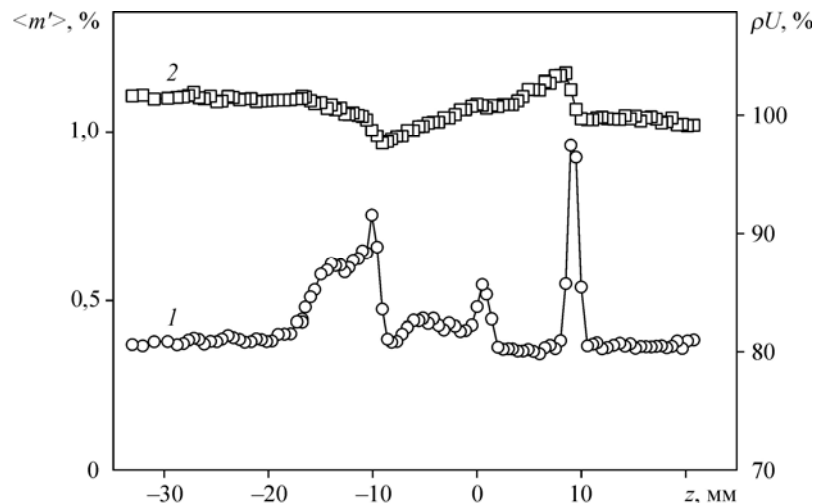


Рис. 1. Распределения пульсаций массового расхода  $\langle m' \rangle (z)$  и нормированного среднего массового расхода  $\rho U (z)$  в зависимости от поперечной координаты  $z$  в свободном потоке для случая с турбулизатором на стенке.

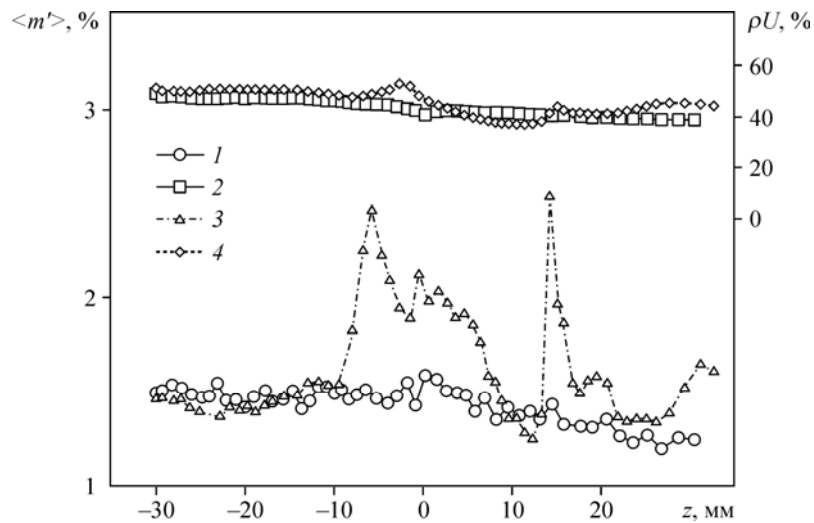


Рис. 2. Распределения пульсаций массового расхода  $\langle m' \rangle(z)$  (1, 3) и нормированного среднего массового расхода  $\rho U(z)$  (2, 4) на модели с острой передней кромкой.

1, 2 — случай без турбулизатора, 3, 4 — случай с турбулизатором на боковой стенке.

над поверхностью модели обнаруживаются области возмущенного течения. Для среднего течения и пульсаций ширина области составляла около 20 мм: от  $z = -5$  мм до  $z = 15$  мм. Ее величина хорошо согласуется с результатами, приведенными на рис. 1, и с данными при  $M = 2,5$ , полученными в работе [10]. Область возмущенного течения по пульсациям содержит два интенсивных пика, амплитуда которых достигает приблизительно 2,5 % от величины среднего массового расхода в точке измерения. Для этих результатов был выполнен статистический и спектральный анализ измеренных пульсаций. При сравнении статистических диаграмм для возмущенного внешними слабыми ударными волнами пограничного слоя и невозмущенного пограничного слоя обнаружено, что внешние слабые ударные волны приводят к появлению дополнительной области нелинейности пульсаций, а в спектрах — к возбуждению низкочастотных возмущений.

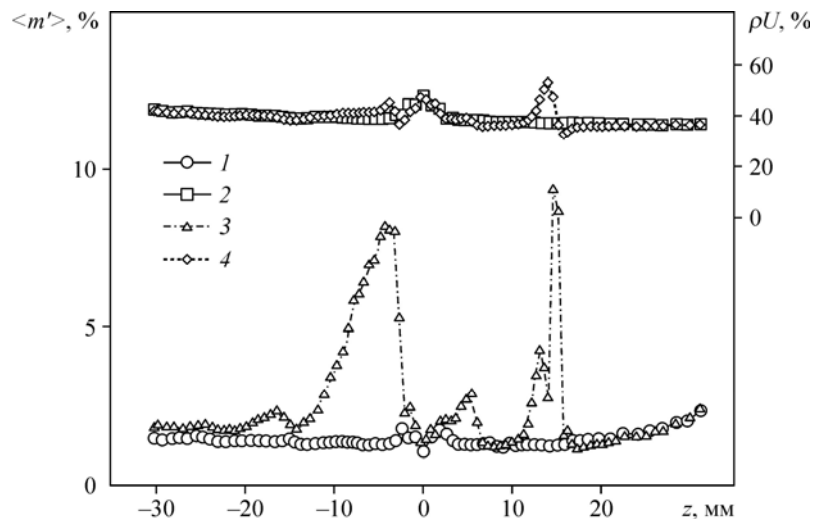


Рис. 3. Распределения пульсаций массового расхода  $\langle m' \rangle(z)$  (1, 3) и нормированного среднего массового расхода  $\rho U(z)$  (2, 4) на модели с затупленной передней кромкой.

1, 2 — случай без турбулизатора, 3, 4 — случай с турбулизатором на боковой стенке.

Результаты измерений в пограничном слое плоской пластины с затупленной передней кромкой при  $M = 2,5$  представлены на рис. 3, 4. Сравнение распределений пульсаций массового расхода  $\langle m' \rangle$  и нормированного среднего массового расхода  $\rho U$  в пограничном слое в зависимости от поперечной координаты  $z$  для случаев с турбулизатором на боковой стенке рабочей части и без турбулизатора приведено на рис. 3. Измерения выполнены в окрестности максимума пульсаций поперек пограничного слоя при  $x = 90$  мм. Ширина и положение области течения, возмущенного внешними слабыми ударными волнами, совпадает с данными для острой передней кромки. Однако распределения пульсаций  $\langle m' \rangle$  содержат два высокоинтенсивных пика, амплитуда которых достигает приблизительно 10 % от величины среднего массового расхода в точке измерения. Очевидно, что на затупленной пластине интенсивность порождения пульсаций внешними слабыми ударными волнами в несколько раз выше, чем на модели с острой передней кромкой. Сравнение данных [9] и [10], полученных при  $M = 4$ , показывает, что увеличение радиуса притупления передней кромки приводит к уменьшению амплитуды порождаемых возмущений. Можно предположить, что существует радиус притупления передней кромки модели, при котором воздействие внешних слабых ударных волн на пограничный слой максимально. Исследования влияния радиуса притупления передних кромок на порождение высокоинтенсивных пульсаций в пограничном слое нуждается в дальнейшем продолжении.

Одной из особенностей эволюции порождаемых возмущений, отмеченных в работах [9, 10], является их нерасплывание по поперечной координате вниз по потоку. Подтверждение этих результатов получено в настоящей работе. На рис. 4 приведено сравнение распределений пульсаций массового расхода  $\langle m' \rangle$  и нормированного среднего массового расхода  $\rho U$  в пограничном слое в зависимости от поперечной координаты  $z$ , измеренных на расстоянии 60 и 90 мм от передней кромки модели для случая с турбулизатором на боковой стенке рабочей части. Видно, что область высокоинтенсивных возмущений, порожденных внешними слабыми ударными волнами, не зависит от продольной координаты. Расплывания возмущений с увеличением расстояния от передней кромки (характерного для волновых пакетов) не зафиксировано.

Таким образом, показано, что возмущение от двумерной наклейки на стенке рабочей части аэродинамической трубы в свободном потоке имеет вид N-волны. Зафиксировано возбуждение интенсивных низкочастотных возмущений от внешних слабых ударных волн,

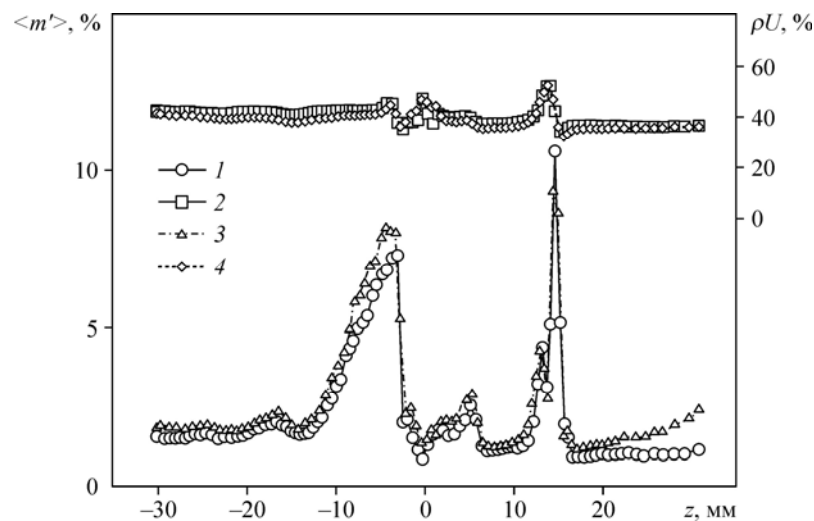


Рис. 4. Сравнение распределений пульсаций массового расхода  $\langle m' \rangle(z)$  (1, 3) и нормированного среднего массового расхода  $\rho U(z)$  (2, 4) на модели с затупленной передней кромкой для различных значений продольной координаты  $x$ .  $x = 60$  (1, 2), 90 (3, 4) мм, случай с турбулизатором на стенке.

которые превосходят естественные пульсации в несколько раз. Получено, что на затупленной пластине интенсивность порождаемых пульсаций внешними слабыми ударными волнами в несколько раз выше, чем на модели с острой передней кромкой. Очевидно, что такое явление может вызывать дополнительную нагрузку на поверхность высокоскоростных летательных аппаратов по тепловым потокам и вибрациям.

### Список литературы

1. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
2. Laufer J. Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels // *Aerospace Sci.* 1961. Vol. 28, No. 9. P. 685–692.
3. Kendall J.M. Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition // *AIAA J.* 1975. Vol. 13, No. 3. P. 290–299.
4. Приданов В.Г., Харитонов А.М., Черных В.В. Совместное влияние чисел Маха и Рейнольдса на переход в пограничном слое // *Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа.* 1974. № 1. С. 160–163.
5. King R.A. Three-dimensional boundary-layer transition on a cone at Mach 3.5 // *Experiments in Fluids.* 1992. Vol. 13. P. 305–314.
6. Косинов А.Д., Маслов А.А., Семенов Н.В. Экспериментальное исследование порождения неустойчивых возмущений на передней кромке пластины при  $M = 2$  // *ПМТФ.* 1997. Т. 38, No. 1. С. 53–57.
7. Semionov N.V., Kosinov A.D. An experimental study of receptivity of supersonic boundary layer on a blunted plate // *Int. J. Mechanics.* 2008. Vol. 2, No. 3. P. 87–95.
8. 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.
9. 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.
10. Ваганов А.В., Ермолаев Ю.Г., Колосов Г.Л., Косинов А.Д., Панина А.В., Семёнов Н.В. О воздействии падающей волны Маха на поле пульсаций в пограничном слое при обтекании плоского дельта крыла // *Вестн. НГУ. Сер. Физика.* 2014. Т. 9, № 1. С. 29–38.
11. Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel // Новосибирск, 1999. (Препр. / ИТПМ СО РАН; № 6–99). 24 с.
12. Панина А.В., Косинов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Горев В.Н., Семенов Н.В. Экспериментальное исследование средних и пульсационных характеристик 2D/3D сверхзвукового пограничного слоя за плоскими одиночными шероховатостями // *Теплофизика и аэромеханика.* 2014. Т. 21, № 1. С. 3–13.

*Статья поступила в редакцию 30 марта 2015 г.*