

УДК 532.526

**О НЕУСТОЙЧИВОСТИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО
СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ****Ю. Г. Ермолаев, А. Д. Косинов, В. Я. Левченко, Н. В. Семенов**Институт теоретической и прикладной механики СО РАН,
630090 Новосибирск*

В последнее десятилетие интенсивно изучались теоретически и экспериментально неустойчивости пространственных пограничных слоев [1, 2]. Такие пограничные слои имеют место, в частности, при обтекании стреловидных крыльев самолетов в областях отрицательных и положительных продольных градиентов давлений.

Практически все исследования велись для дозвуковых скоростей течений. Несмотря на большое количество работ, проблема до сих пор не решена: имеет место качественное различие расчетных и экспериментальных данных и результатов экспериментов различных исследовательских групп. Сложность проблемы заключается в том, что наряду с известными волнами Толлмина — Шлихтинга (ТШ), развитие которых ведет к переходу к турбулентности в двумерных пограничных слоях, в трехмерном случае развиваются дополнительные волны неустойчивости, связанные со вторичными течениями: стационарные вихри, чьи оси направлены примерно в направлении линий тока внешнего течения, и некоторые бегущие (не волны ТШ) волны. Развитие всех этих волн и их относительная роль в процессе перехода сильно зависят от внешних условий.

Что касается экспериментов при сверхзвуковых скоростях, имеются только две работы [3, 4], в которых моделями служили круговые цилиндры, установленные под углом 45° к набегающему потоку при числе Маха $M=10$ и $3,5$ соответственно. Изучался переход к турбулентности по измерениям некоторых интегральных величин без измерения развития процесса в пограничном слое. Путем визуализации на поверхностях были зафиксированы стационарные вихри.

Цель данной работы — путем измерений внутри пограничного слоя установить, имеют ли место волновые процессы, аналогичные дозвуковому случаю, при обтекании сверхзвукового профиля с острой передней кромкой в «естественных» условиях работы аэродинамической трубы.

1. Экспериментальное оборудование и методы измерений. Исследования проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН с размерами рабочей части $200 \times 200 \times 600$ мм при $M=2,0$. Единичное число Рейнольдса $Re_1 \approx 6,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Описание конструкции аэродинамической трубы и характеристики турбулентности в ее рабочей части приведены в [5, 6].

В экспериментах использовалась модель скользящего крыла с чечевицеобразным профилем и углом скольжения передней кромки 45° . Длина модели 260 мм, ширина 200 мм, максимальная толщина 20 мм. Модель устанавливалась в рабочей части трубы горизонтально под нулевым углом атаки.

*Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 94-01-000497).

Для определения параметров потока (M_∞ , Re_1 , T , U_∞) измерялись давление в форкамере и статическое давление в рабочей части весовыми элементами, а температура торможения — термопарой. Описание этой системы приведено в [7]. Измерения пульсационных характеристик потока в процессе эксперимента проводились при помощи технических и программных средств для измерения нестационарных параметров сверхзвукового потока (сверхзвукового пограничного слоя) [7].

Для измерения пульсаций использовался термоанемометр постоянного сопротивления [7] с датчиками из вольфрамовой нити диаметром 6 мкм. Длина нити датчика 1,2 мм. Датчик крепился на державке, которая находилась в направляющей штанге координатника. С помощью координатника датчик мог перемещаться по трем координатам: X , Y , Z . Привязка датчика к модели по координате Y осуществлялась по электрическому контакту ножек датчика при касании с крылом. Точность измерения координат по осям X , Z составляла 0,1 мм, а по Y — 0,01 мм.

Измерения пульсаций проводились термоанемометром в слое их максимального значения по y/δ (δ — толщина пограничного слоя). При перемещении датчика по координатам X , Z напряжение в диагонали моста термоанемометра поддерживалось постоянным за счет перемещения датчика по координате Y , что соответствовало измерениям по линиям равной скорости. Величина перегрева нити датчика 0,8. Вследствие этого можно утверждать, что на 90 % пульсационный сигнал с термоанемометра состоит из пульсаций массового расхода.

Для измерения давлений за скачком ударной волны в течении над моделью (в свободном потоке) использовались насадки полного $P'_0(x, y, z)$ и статического $P_{ст}(x, y, z)$ давления, которые определялись по показаниям весовых элементов аэродинамической трубы. Формы и размеры насадков полного и статического давления указаны на рис. 1.

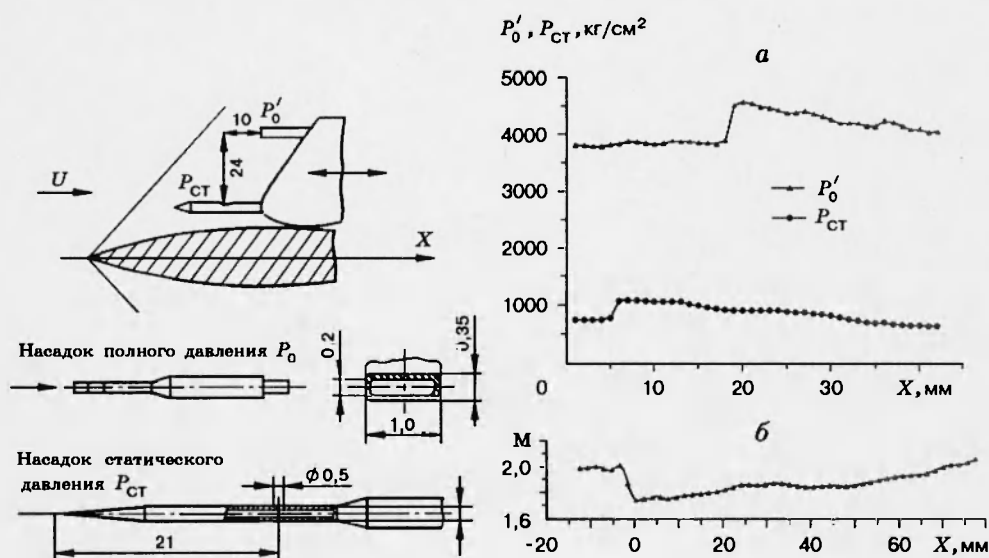


Рис. 1

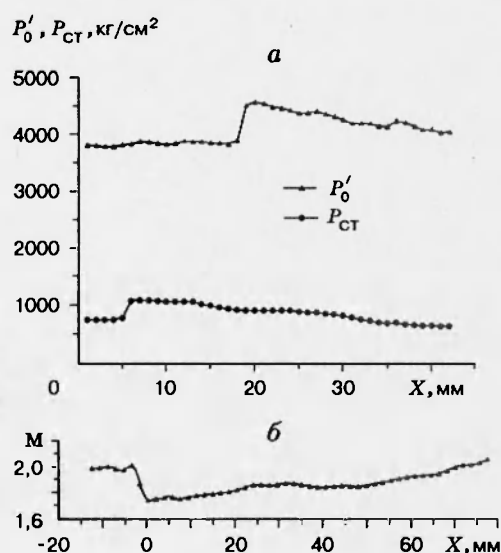


Рис. 2

2. Результаты измерений. Известно, что при обтекании сверхзвукового чечевицеобразного профиля имеет место ускорение потока вдоль всего профиля. Результаты измерений абсолютных значений давлений, измеренных трубкой статического давления $P_{ст}$ и полного давления P'_0 , представлены на рис. 2, а.

Соответствующее распределение числа Маха приведено на рис. 2, б.

Измерения полного давления за скачком проведены при $Y = 38$ мм от поверхности модели (в точке максимальной толщины), статического — при $Y = 14$ мм. Координата $X = 0$ в данном случае соответствует прохождению насадков через ударную волну.

Измерения нестационарных характеристик ламинарных пограничных слоев в «естественных» условиях имеют своей целью выявление основных процессов, в результате которых происходит переход к турбулентности. Получаемая при этом количественная информация не имеет особой ценности, за исключением некоторых опорных точек (например, точек «начала» или «конца» перехода), так как волновые процессы в пограничном слое существенно зависят количественно, а иногда и качественно от состава и уровня внешних возмущений (проблема «восприимчивости»), а они различны в разных аэродинамических (даже малотурбулентных) трубах. Поэтому ниже в качестве измеренных величин фигурируют не гидродинамические параметры, а электрические сигналы с термоанемометра.

На рис. 3 приведены результаты измерений среднеквадратичного значения пульсаций (e) внутри пограничного слоя ($X=80$ мм) в трансверсальном, параллельном передней кромке, направлении. Значения (e) получены в полосе частот до 100 кГц после усиления сигнала в 10 раз. Здесь E — среднее напряжение в диагонали моста термоанемометра. Измерения проводились при постоянном значении среднего напряжения E .

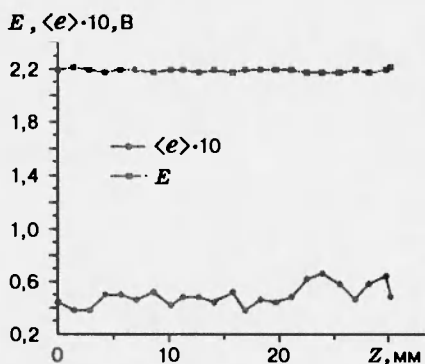


Рис. 3

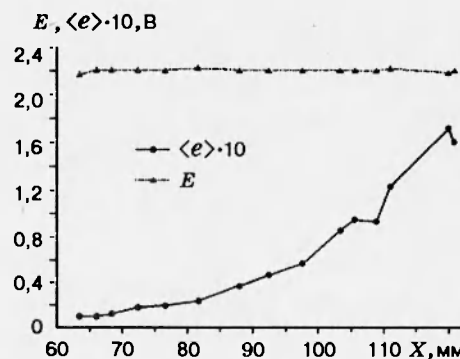


Рис. 4

В то время как поле пульсаций скорости вне пограничного слоя однородно, что проверялось специальными измерениями, внутри пограничного слоя видна явная тенденция к установлению некоторой периодичности. Такое периодическое изменение пульсационных скоростей может быть следствием соответствующего периодического изменения средних скоростей в трансверсальном направлении при $Y = \text{const}$. Разброс в амплитудах и масштабах периодичности не должен вызывать удивления или сомнения в точности измерений. Аналогичное обстоятельство имеет место в экспериментах, проведенных при дозвуковых скоростях в «естественных» условиях вследствие случайности внешних турбулентных возмущений [8]. В сверхзвуковой аэродинамической трубе внешними возмущениями являются звуковые волны, генерируемые турбулентным пограничным слоем на стенках трубы, которые, конечно, тоже обладают случайностью.

На рис. 4 представлено развитие естественных возмущений вниз по потоку. Измерения выполнены в пограничном слое при постоянном значении средней скорости. Поверхность модели покрыта политурой для возможности проведения визуализации течения и определения положения перехода с помощью сублимирующих покрытий. В этом случае при $X=120$ мм зафиксирована точка «конца» перехода при числе Рейнольдса

$Re_{II} = 0,8 \cdot 10^6$. Это значение Re_{II} в 2,5–3 раза меньше, чем Re_{II} , полученное для безградиентного течения в пограничном слое в данной аэродинамической трубе. Отметим, что в экспериментах на плоской пластине при тех же условиях $Re_{II} \approx 2 \cdot 10^6$. Можно предположить, что снижение чисел Рейнольдса перехода в данном случае обусловлено шероховатостью поверхности, несмотря на стабилизирующее влияние ускорения потока вдоль профиля. Поэтому в дальнейшем поверхность была тщательно отполирована.

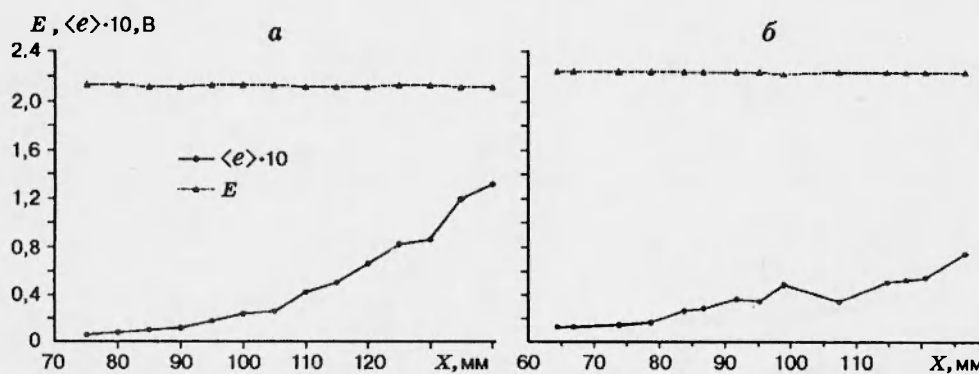


Рис. 5

На рис. 5, а, б приведены результаты измерений развития возмущений вниз по потоку, полученные при различных значениях средней скорости (разных расстояниях от поверхности) для отполированной поверхности. Хотя в данных условиях конец перехода не был достигнут, но нарастание возмущений четко фиксировалось, а осциллограммы пульсаций поперек пограничного слоя в конце области измерений имели характерный для нелинейной стадии вид. Таким образом, и в этом случае также получено развитие неустойчивых возмущений. Как видно из рис. 5, возмущения начинали увеличиваться по амплитуде примерно с $X \approx 60$ мм. В экспериментах на плоской пластине интегральное по частоте нарастание возмущений наблюдалось, начиная с расстояния 120 мм от передней кромки при тех же значениях Re_1 . Следует еще раз отметить, что в данном случае пограничный слой развивается в условиях ускорения потока вдоль модели, оказывающего стабилизирующее влияние на развитие волн неустойчивости основного течения (волн ТШ) [9]. Поэтому наблюдаемые нарастающие возмущения не могут быть ничем иным, как волнами, обусловленными неустойчивостью вторичных течений.

В заключение отметим, что впервые проведены эксперименты по неустойчивости пространственного сверхзвукового пограничного слоя при обтекании модели скользящего крыла и обнаружено принципиальное различие природы неустойчивости в градиентных плоских и пространственных сверхзвуковых пограничных слоях.

ЛИТЕРАТУРА

1. Reed H. L., Saric W. S. Stability of three-dimensional boundary layer // Ann. Rev. Fluid Mech. 1989. V. 21. P. 235–284.
2. Arnal D., Casals Y., Juillen J. C. A survey of the transition prediction methods: from analytical criteria to PSE and DNS // IUTAM Symp. on Laminar-Turbulent Transition. Sept. 5–9, 1994. Japan, Sendai.
3. Arnal D., Wignall F., Laburthe F. Recent supersonic transition studies with emphasis on the swept cylinder case // Boundary Layer Transition and Control. Cambridge: Royal Aeronautical Society, 1991.

4. Creel T. R. Jr., Beckwith I. E., Chen F. J. Transition on swept leading edge at Mach 3,5 // J. Aircraft. 1987. V. 24, N 10.
5. Лебига В. А. Характеристики пульсаций в рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы // Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений. Новосибирск, 1982. С. 123–130.
6. Багаев Г. И., Лебига В. А., Приданов В. Г., Черных В. В. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск, 1972. С. 11–13.
7. Зинин О. И., Косинов А. Д., Семенов Н. В., Шевельков С. Г. Комплекс технических и программных средств для измерения нестационарных параметров сверхзвукового потока. Новосибирск, 1992. (Отчет / Ин-т теорет. и прикл. механики; № 2158).
8. Müller В. Experimental study of the travelling waves in a three-dimensional boundary layer // Laminar-Turbulent Transition. Berlin: Springer-Verl., 1990. P. 489–498.
9. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980.

Поступила в редакцию 30/1 1995 г.
