

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
ЕСТЕСТВЕННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ
В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ
ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ**

УДК 532.526

А. А. Маслов, А. А. Сидоренко, А. Н. Шиплюк

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск

Процесс возникновения турбулентности в пограничном слое летательных аппаратов при гиперзвуковых скоростях вызывается сложными волновыми явлениями, которые в настоящее время недостаточно изучены. В последние годы опубликовано несколько новых экспериментальных работ по исследованию структуры возмущений в безградиентном пограничном слое при числах Маха набегающего потока $M_\infty = 5 \div 8$. Практически все опыты проведены на моделях конусов [1–4]. Основное внимание в этих работах уделялось высокочастотной второй моде возмущений, и эксперименты проводились в аэродинамических трубах непрерывно-периодического действия. Экспериментальные результаты по изучению устойчивости естественных возмущений в пограничном слое плоской пластины представлены в [5, 6]. Опыты проводились в аэродинамической трубе кратковременного действия — трубе Людвига (время непрерывной работы установки ~ 100 мс). Основным выводом этих исследований состоит в том, что вторая мода возмущений не была зарегистрирована, а неустойчивость течения определяется низкочастотной первой модой возмущений.

Измерения на конусах выполнялись различными авторами, неоднократно сравнивались и общепризнаны. Эксперименты [5, 6] проведены на пластине и только на одной экспериментальной установке. Поэтому целесообразно их повторение при близких параметрах эксперимента в трубе непрерывно-периодического действия с целью сравнения результатов.

В ИТПМ СО РАН накоплен опыт исследования устойчивости сверхзвуковых течений, отработаны методы измерения параметров естественных возмущений [7–9], есть гиперзвуковые аэродинамические трубы. Поэтому цель данной работы — разработать методику изучения естественных возмущений для гиперзвуковых скоростей, исследовать развитие естественных возмущений в пограничном слое плоской пластины в аэродинамической трубе непрерывно-периодического действия и провести сравнение с данными [5, 6].

Экспериментальное изучение характеристик естественных возмущений проведено в ламинарном пограничном слое теплоизолированной пластины с острой передней кромкой при $M_\infty = 6$. В качестве модели использовалась стальная плоская пластина толщиной 10 мм трапециевидной формы в плане с основаниями 140 и 110 мм и длиной 250 мм. Кромки модели были заострены под углом $14^\circ 30'$. Радиус затупления кромок не превышал 0,05 мм. Модель устанавливалась горизонтально под нулевым углом атаки в центральной плоскости рабочей части аэродинамической трубы.

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН с диаметром выходного сечения сопла 200 мм [10]. Давление торможения потока в опытах $P_0 = 10$ атм, температура торможения $T_0 = 380$ К, что соответствует единичному числу Рейнольдса в рабочей части трубы $Re_1 = 12,5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

Для определения параметров потока в ходе эксперимента измерялись давление торможения и температура торможения в форкамере. Для определения осредненных параметров пограничного слоя (скорости U , числа Маха M) регистрировались статическое давление

на поверхности модели P_w , температура пластины T_w и давление за прямым скачком P'_0 . Давление измерялось тензодатчиками, температура — термомпарами. Для измерения P'_0 использовался насадок Пито высотой 0,25 мм. Пульсации измерялись термоанемометром постоянного сопротивления (ТПС) DISA-55D01. В экспериментах применялись датчики с вольфрамовой нитью диаметром 5 мкм и длиной 1,5 мм.

Регистрация сигналов датчиков осуществлялась с помощью автоматизированной системы сбора и обработки информации на базе комплекса КАМАК-IBM PC с модулями АЦП, коммутатора, вольтметров, счетчиков импульсов.

Датчики термоанемометра и насадок Пито крепились на державке трехкомпонентного координатника. Их привязка к модели по координате y осуществлялась по электрическому контакту при касании модели. Точность измерения координаты x (отсчитывалась от передней кромки модели вдоль пластины) составляла 0,1 мм, а координаты y (отсчитывалась от поверхности модели по нормали к ней) — 0,01 мм.

Из-за относительно низкой температуры окисления вольфрама в воздухе (~ 600 К) максимально возможный перегрев нити датчика термоанемометра равен 0,4. При малых перегревах частотная характеристика ТПС значительно ухудшается, поэтому максимальные частоты возмущений, измеренных в опытах, были ограничены 100 кГц, что соответствовало безразмерной частоте $F = 2\pi f / Re_1 U_e = 0,62 \cdot 10^{-4}$ (индексом e отмечены параметры на границе пограничного слоя).

При использовании ТПС обычно предполагают, что шум термоанемометра много меньше, чем измеряемые пульсации, и им можно пренебречь. Высокочастотные возмущения пограничного слоя (~ 100 кГц) имеют очень малую амплитуду, и для их измерения необходимо учитывать шум термоанемометра. Когда датчик находится в спокойном газе, пульсации потока отсутствуют и можно измерить собственный шум термоанемометра. При этом измеренный шум не изменится и при помещении датчика в газовый поток, если среднее напряжение на датчике, его сопротивление и настройка термоанемометра при этом тоже не меняются.

Удалось подобрать перегрев датчика термоанемометра и параметры потока таким образом, что среднее напряжение на датчике и его сопротивление в потоке (в слое максимальных возмущений) и в спокойном газе при одинаковой настройке термоанемометра совпали.

При перемещении датчика термоанемометра поперек пограничного слоя среднее напряжение на нем изменяется, поэтому определить шум термоанемометра и, следовательно, точно измерить возмущения потока можно только в слое максимальных пульсаций.

Перегрев датчика в опытах был достаточно высок, так что основной вклад в сигнал термоанемометра вносили пульсации массового расхода. Тарировка датчика термоанемометра не проводилась. Это не влияло на результаты измерения коэффициентов нарастания $-\alpha_i$, так как в работе исследовалась линейная стадия развития возмущений. При измерении собственных функций отсутствие тарировки не искажало значительно результаты по следующим причинам. Максимум возмущений находился вблизи верхней границы пограничного слоя ($y/\delta \approx 0,83$, δ — толщина пограничного слоя), где достаточно точно вычитался шум, а коэффициенты чувствительности изменялись несущественно. При приближении к поверхности модели пульсации быстро затухали.

На рис. 1 приведены результаты измерений средних параметров пограничного слоя в виде зависимостей числа Маха M/M_e и скорости U/U_e , нормированных на соответствующие значения на границе пограничного слоя, от координаты Блазиуса $\eta = y\sqrt{Re_1/x}$. Линия 1 — расчет уравнений пограничного слоя, точки 2-4 — экспериментальные данные, полученные для числа Рейнольдса $R=1117; 1253; 1340$ соответственно ($R = \sqrt{\rho_e U_e x / \mu_e}$, ρ — плотность, μ — динамическая вязкость). Число Рейнольдса варьировалось за счет изменения координаты x . Распределение чисел Маха получено из формулы Рэлея по измеренным

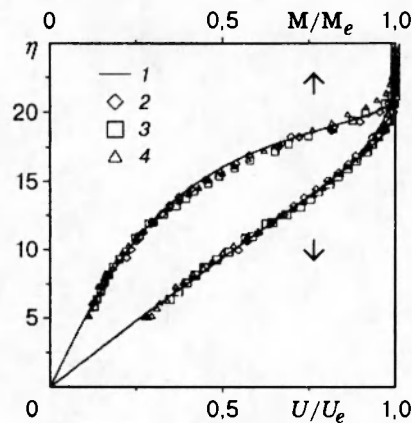


Рис. 1

значениям P_w и P'_0 . Для вычисления скорости использовался модифицированный интеграл Крокко. Экспериментальные результаты хорошо совпадают с расчетными. Это указывает на то, что в экспериментах на пластине реализовывалось безградиентное течение с автомодельным пограничным слоем.

Измерение собственных функций естественных возмущений проводилось следующим образом. Переменная составляющая сигнала термоанемометра усиливалась селективным усилителем У2-8, который выдавал среднеквадратичное значение сигнала заданной частоты A_f . Датчик термоанемометра перемещался по координате y , и в ЭВМ записывались постоянное напряжение на датчике E и среднеквадратичный сигнал. Эти измерения проводились для 10 частот (10, 20...100 кГц) и $R=1050$; 1350 (число Рейнольдса изменялось перемещением по координате x). Средние напряжения повторялись в разных опытах с точностью $\pm 1\%$, что показало хорошую воспроизводимость результатов. Распределения возмущений в зависимости от координаты y для всех частот были подобны. Вблизи верхней границы пограничного слоя ($y/\delta \approx 0,83$) находится максимум пульсаций, возмущения в нем более чем на порядок превосходят возмущения в свободном потоке. Положение этого максимума одинаково для всех собственных функций, отклонения от среднего значения не превышают $\pm 3\%$. При приближении к стенке амплитуда возмущений быстро уменьшается.

На рис. 2 приведены распределения пульсаций, нормированных на значения в максимуме, в зависимости от y/δ для $R=1050$ (точки 1 — экспериментальные результаты, полученные в данной работе для $F = 0,183 \cdot 10^{-4}$; $0,297 \cdot 10^{-4}$; $0,360 \cdot 10^{-4}$; $0,62 \cdot 10^{-4}$ (а-г), 2 и 3 — расчет уравнений устойчивости с учетом непараллельности течения в пограничном слое и экспериментальные результаты при $Me = 5$ [6] для $F = 0,154 \cdot 10^{-4}$; $0,298 \cdot 10^{-4}$; $0,398 \cdot 10^{-4}$; $0,685 \cdot 10^{-4}$ (а-г)). Можно отметить хорошее совпадение данных.

Обратим внимание на рис. 2,г. Экспериментальные результаты работы [6] приведены только для окрестности максимума пульсаций, при этом не наблюдается быстрого уменьшения значений пульсаций при отходе от него. Вычитание шума ТПС в [6] не проводилось и, видимо, для частотного параметра $F = 0,685 \cdot 10^{-4}$ составляет около половины от максимальной амплитуды возмущений. Поэтому, вероятно, результаты, полученные в [6] для возмущений с частотами $F = (0,685 \div 1,03) \cdot 10^{-4}$, были искажены присутствием шумов термоанемометра. В данной работе удалось восстановить собственную функцию практически полностью, что подтверждает правомерность процедуры исключения шума ТПС.

Дальнейшие термоанемометрические измерения проводились в слое максимального значения пульсаций стандартным образом [7-9]. При перемещении датчика по координате

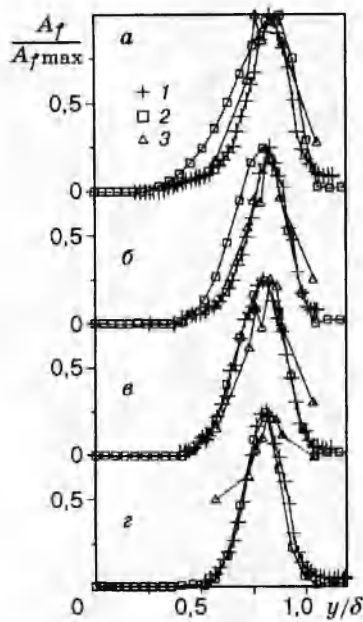


Рис. 2

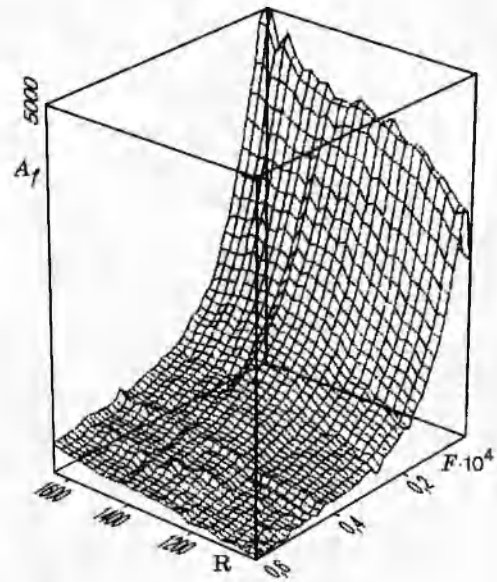


Рис. 3

x среднее напряжение на датчике поддерживалось постоянным за счет перемещения по координате y . Максимумы пульсаций находились на линии $E = \text{const}$ и $y/\delta = \text{const}$, что соответствовало линии равной скорости и температуры, поэтому датчик был в состоянии неизменной чувствительности, и можно было проводить прямое сравнение получаемых электрических сигналов.

На рис. 3 представлены измеренные спектры в слое максимального значения пульсаций $A_f(F)$ для различных R . Отметим, что данные для диапазонов $R = 1000 \div 1450$ и $1450 \div 1650$ получены в разных экспериментах и хорошо согласуются между собой.

По результатам измерений спектров возмущений в максимумах пульсаций вычислялись коэффициенты нарастания возмущений $-\alpha_i = (1/2A_f) \partial A_f / \partial R$. Для этого по 8-10 значениям, найденным при разных x , методом наименьших квадратов строилась аппроксимирующая кривая 2-го порядка, по которой определялись значения производной. Сравнение значений $-\alpha_i$, полученных в разных экспериментах, показало, что для низких частот

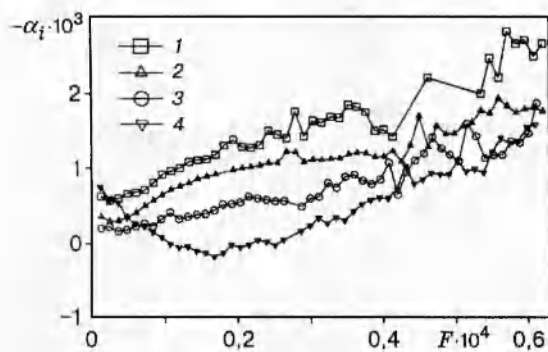


Рис. 4

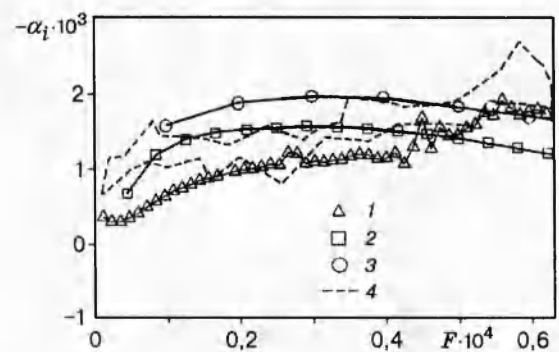


Рис. 5

($F < 0,4 \cdot 10^{-4}$) точность и воспроизводимость результатов хорошая, данные на больших частотах имеют большой разброс. Это объясняется тем, что, как видно из рис. 3, амплитуды пульсаций сильно уменьшаются.

На рис. 4 приведена экспериментальная зависимость коэффициентов нарастания возмущений от частоты F для $R=1065; 1200; 1400; 1580$ (точки 1-4). При $R = 1065 \div 1400$ возмущения всех частот нарастают, причем с увеличением числа Рейнольдса скорость их роста уменьшается. Пульсации больших частот имеют большие коэффициенты усиления. При $R=1580$ появляется область устойчивых возмущений ($-\alpha_i < 0$) на частотах $F = (0,1 \div 0,25) \cdot 10^{-4}$.

На рис. 5 приведены значения $-\alpha_i$ для $R=1200$, полученные в данной работе, результаты расчета уравнений устойчивости по локальной теории, по теории, учитывающей непараллельность течения (точки 1-3 соответственно) [6], линия 4 ограничивает разброс экспериментальных точек, полученных в [6]. Учитывая небольшую разницу значений параметров экспериментов и расчетов (M и Re_1), совпадение результатов можно признать хорошим.

Таким образом, в данной работе развита методика измерения характеристик естественных возмущений для гиперзвуковых скоростей. Полученные результаты хорошо согласуются с измерениями, проведенными в аэродинамической трубе Людвиг.

Работа выполнена при финансовой поддержке фонда Сороса (грант RC9000) и Российского фонда фундаментальных исследований (грант 94-01-01540).

ЛИТЕРАТУРА

1. Stetson K. F., Kimmel R. L. On hypersonic boundary layer stability // N. Y., 1992. (Paper / AIAA; N 92-0737).
2. Stetson K. F., Thomposon E. R., Donaldson J. C., Siler L. G. Comparison of planar and conical boundary layer stability and transition at a Mach number of 8 // N. Y., 1991. (Paper / AIAA; N 91-1639).
3. Kimmel R. L., Kendall J. M. Nonlinear disturbances in a hypersonic laminar boundary layer // N. Y., 1991. (Paper / AIAA; N 91-0320).
4. Kimmel R. L., Demetriades A., Donaldson J. C. Space-time correlation measurements in a hypersonic boundary layer // N. Y., 1995. (Paper / AIAA; N 95-2292).
5. Wendt V. Experimentelle untersuchung der instabilitat von eben und konischen laminaren hyperschallgrenzschichten // DLR FB 93-56, 1993.
6. Wendt V., Simen M., Hanifi A. An experimental and theoretical investigation of instabilities in hypersonic flat plate boundary layer flow // Phys. Fluids. 1995. V. 7, N 4. P. 877-887.
7. Лебига В. А., Маслов А. А., Приданов В. Г. Экспериментальное исследование устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на пластине с притуплением передней кромки // Изв. АН СССР. МЖГ. 1977. № 4. С. 65-70.
8. 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. V. 31, N 3. P. 397-405.
9. Lysenko V. I., Maslov A. A. The effect of cooling on supersonic boundary layer stability // J. Fluid Mech. 1984. V. 147. P. 39-52.
10. Григорьев В. Д., Клеменков Г. П., Омелаев А. И., Харитонов А. М. Гиперзвуковая аэродинамическая труба Т-326 // Аэрофизические исследования. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1972.