

УДК 532.526

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗВИТИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА МОДЕЛИ СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА В КОНТРОЛИРУЕМЫХ УСЛОВИЯХ

А. Д. Косинов, Н. В. Семенов, Ю. Г. Ермолаев, В. Я. Левченко

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск

Представлены экспериментальные данные по исследованию устойчивости трехмерного сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле. Изучалось развитие искусственных волновых поездов. Эксперименты выполнены при числе Маха $M = 2,0$, единичном числе Рейнольдса $Re_1 = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ на модели скользящего крыла с чечевицеобразным профилем и углом скольжения передней кромки 40° под нулевым углом атаки. Обнаружено возбуждение высокочастотных возмущений, обусловленных неустойчивостью вторичного течения, при большой начальной амплитуде. Показано, что эволюция возмущений на частотах 10, 20, 30 кГц подобна развитию бегущих волн для случая дозвуковых скоростей.

Введение. Проблема перехода к турбулентности в пространственных пограничных слоях находится в центре внимания специалистов многих стран [1, 2]. Такой интерес вызван наличием практических приложений, в частности, подобные пограничные слои имеют место при обтекании стреловидного крыла самолета.

Основные теоретические и экспериментальные результаты по устойчивости трехмерного пограничного слоя получены для дозвуковых скоростей [1–8]. Изучена роль стационарных вихрей и бегущих волн неустойчивости вторичного течения в процессе перехода при разной степени турбулентности набегающего потока, обнаружено периодическое изменение амплитуды бегущих волн в направлении размаха крыла. Результаты экспериментов по исследованию ламинарно-турбулентного перехода в трехмерных пограничных слоях при $M > 1$ приведены в [9, 10]. В [9] на модели цилиндра, установленного под углом 45° к набегающему потоку, методом визуализации течения на боковой поверхности зафиксированы стационарные вихри при числе Маха $M = 3,5$. Аналогичное явление при $M = 3,5$ обнаружено в [10] на боковых поверхностях острого конуса под углом атаки 4° . В [10] делается вывод о меньшей восприимчивости вихрей поперечного течения к акустическим возмущениям по сравнению с возмущениями первой моды или волн Толлмина — Шлихтинга. Отдельные результаты численного исследования неустойчивости трехмерного пограничного слоя при $M = 3,5$ приведены в [11].

Первые экспериментальные исследования неустойчивости трехмерного пограничного слоя при сверхзвуковых скоростях выполнены в [12, 13]. Изучалось развитие естественных пульсаций в пограничном слое модели скользящего крыла. Показано, что характер распределений средних и пульсационных характеристик пограничного слоя аналогичен случаю дозвуковых скоростей. При анализе спектров естественных пульсаций обнаружено нарастание этих возмущений вниз по потоку.

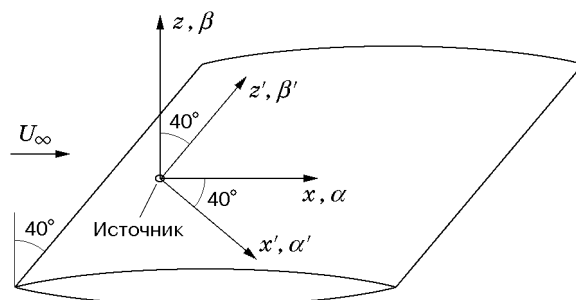


Рис. 1

Целью данной работы является экспериментальное исследование развития возмущений на модели скользящего крыла при числе Маха $M = 2$ в контролируемых условиях.

Экспериментальное оборудование. Эксперименты выполнены в Институте теоретической и прикладной механики СО РАН в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 с размерами рабочей части $0,2 \times 0,2 \times 0,6$ м при числе Маха $M = 2,0$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = U/\nu = (6,6 \pm 0,1) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. В экспериментах использовалась модель крыла с углом скольжения передней кромки 40° и чечевицеобразным профилем, которая устанавливалась под нулевым углом атаки в центральном сечении рабочей части аэродинамической трубы. Схема модели и система координат приведены на рис. 1. Длина модели $0,26$ м, ширина $0,2$ м, максимальная толщина 20 мм. Для введения в пограничный слой контролируемых пульсаций использовался генератор локализованных искусственных возмущений [14]. Принцип действия генератора основан на искровом разряде в камере, его конструкция описана в [15]. Искусственные возмущения вводились в пограничный слой через отверстие в рабочей поверхности модели диаметром $0,42$ мм, частота зажигания разряда составляла 20 кГц (что соответствует возмущениям основной частоты). Источник контролируемых возмущений расположен на расстоянии $x' = (21,4 \pm 0,25)$ мм ($x = 28$ мм) от передней кромки модели. Начала координат x, y, z и x', y', z' совмещены с положением источника возмущений. Для удобства значение координаты $z' = 0$ выбиралось совпадающим с $z = 0$.

Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления с соотношением плеч моста $1 : 10$ и частотным диапазоном до 500 кГц. Использовались одноточечные датчики из вольфрамовой нити диаметром 5 мкм и длиной $0,8$ мм. Величина перегрева нити датчика устанавливалась равной $0,8$, а измеренные возмущения соответствовали пульсациям массового расхода. Искусственные возмущения измерялись в слое при $y/\delta = 0,6$ (δ — толщина пограничного слоя, y — нормальная к поверхности модели координата). В этом слое амплитуда возмущений достигала своего максимума. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной системой сбора данных [15]. Пульсационный сигнал с термоанемометра измерялся 10-битным АЦП с дискретизацией по времени 1 мкс, а среднее напряжение в диагонали моста — вольтметром Ш1516. Для увеличения отношения сигнал/шум осуществлялось синхронное суммирование сигнала по 500 реализациям. Длина каждой реализации составляла 400 мкс. В ходе эксперимента контролировалась амплитуда осредненных осциллограмм пульсационного сигнала. Это позволило достаточно точно определять границы введенного волнового пакета по поперечной координате z' . Для определения частотных спектров возмущений использовалось дискретное преобразование Фурье (ДПФ) в виде

$$e'_{f\beta'}(x', y) = \frac{2}{T} \sum_{j,k} e'(x', z'_j, y, t_k) \exp[-i(\beta' z'_j - \omega t_k)],$$

где $e'(x', z'_j, y, t_k)$ — цифровая осциллограмма пульсационного сигнала с термоанемометра,

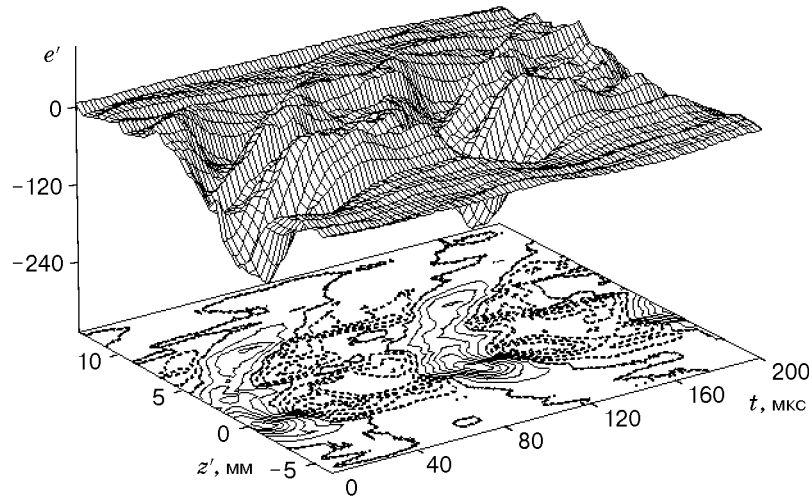


Рис. 2

осредненного по реализациям; T — длина реализации по времени. Отметим, что подобная процедура обработки применялась в [8] при анализе данных по развитию возмущений в трехмерном пограничном слое при дозвуковой скорости потока. Амплитуда и фаза возмущений находились после ДПФ по формулам

$$A_{f\beta'}(x', y) = \{\text{Re}^2[e'_{f\beta'}(x', y)] + \text{Im}^2[e'_{f\beta'}(x', y)]\}^{0,5},$$

$$\Phi_{f\beta'}(x', y) = \text{arctg}\{\text{Im}[e'_{f\beta'}(x', y)]/\text{Re}[e'_{f\beta'}(x', y)]\}.$$

Определение абсолютных значений пульсаций массового расхода $(\rho u)'$ проводилось по методу, описанному в [16].

Результаты и их анализ. Представленные ниже результаты исследований развития контролируемых возмущений в пограничном слое на модели скользящего крыла получены в одной серии экспериментов. Измерения проводились в сечениях по x' путем перемещения датчика термоанемометра вдоль координаты z' , т. е. параллельно передней кромке модели (рис. 1), в слое максимума пульсаций в пограничном слое при постоянном значении координаты y . Получены осциллограммы пульсаций массового расхода по трансверсальной координате z' для $x' = 20,7; 24,6; 28,4; 32,2$ мм. Заметим, что использованный в экспериментах метод осреднения позволяет выделить только пульсации, коррелированные с источником возмущений.

Осциллограммы и изолинии амплитуды возмущений для $x' = 28,4$ мм приведены на рис. 2. Сплошные и штриховые линии (для изолиний) соответствуют положительным и отрицательным значениям амплитуды. Как и для случая плоской пластины, возмущения локализованы в узкой области [17]. Если в пограничном слое на плоской пластине волновой поезд был симметричным, то на скользящем крыле он не симметричен. Вблизи $z' = 0$ форма осциллограмм шипообразная, что наблюдалось также в [17, 18] в экспериментах на плоской пластине при больших начальных возмущениях. Однако в представленных здесь экспериментах не было вырождения высокочастотных пульсаций.

При введении искусственных возмущений происходило искажение среднего течения в пограничном слое. Это указывает на нелинейный режим генерации источником и большую амплитуду начальных возмущений. Нормированные на свое максимальное значение распределения массового расхода ρU по поперечной координате z' (получаемой параллельным переносом координаты z' вдоль оси x начиная от первого измеренного сечения) представлены на рис. 3. Зависимости $\rho U(z')$ получены в пограничном слое на постоянном расстоянии

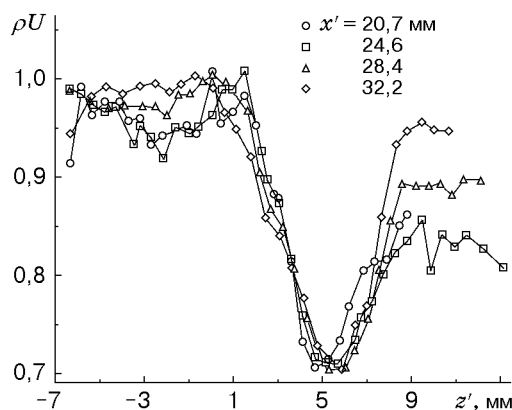


Рис. 3

от поверхности стреловидного крыла. Минимум $\rho U(z')$ в окрестности $z' \approx 4,5 \div 6,0$ мм, наблюдавшийся во всех распределениях, вызван стационарным продольным возмущением. Стационарные вихри для трехмерного пограничного слоя обнаружены в экспериментах [9–12]. В отличие от результатов последних работ размер стационарного возмущения, полученного в наших экспериментах, в несколько раз превышает масштабы стационарных вихрей поперечного течения. Положение минимума $\rho U(z')$ смещается вниз по потоку (по x) под углом $3,0\text{--}3,5^\circ$ к оси x , что указывает на снос вихрей поперечного течения в пограничном слое в том же направлении в области данных измерений. Этот результат аналогичен полученному в [8] для трехмерного пограничного слоя при малых дозвуковых скоростях потока. Амплитуда стационарного возмущения составляет около 30% и практически не изменяется. Приведенные на рис. 3 результаты получены после обработки термоанемометрических данных по методу, описанному в [19].

После фурье-преобразования по времени периодических осциллограмм получены амплитудно-фазовые распределения возмущений по z' . Распределения $A_f(z')$, $\Phi(z')$, полученные при всех указанных выше значениях координаты x' для основных энергонесущих частот, представлены в [20]. Кратко опишем эти результаты. Обнаружено, что амплитуда пульсаций с частотой 10, 20 и 30 кГц уменьшается с ростом x' в диапазоне $x' = 20 \div 25$ мм. Вероятно, имело место подавление волн Толлмина — Шлихтинга отрицательным градиентом давления. Ниже по потоку наблюдался рост возмущений. В процессе развития происходило небольшое ($3\text{--}4^\circ$) расплывание пика. Распределения амплитуды пульсаций по z' для частот 20 и 30 кГц имели два максимума (правый в окрестности $z' \approx 7$ мм, левый в окрестности $z' \approx 0$). Возмущения, относящиеся к правому максимуму, нарастали значительно быстрее. После частотно-волнового анализа массива осциллограмм пульсаций, полученного по z' и x' , определены волновые характеристики возмущений с $f = 10, 20, 30$ кГц. На рис. 4, а, б приведены амплитудно-фазовые β' -спектры возмущений для $f = 10, 20$ кГц соответственно при $x' = 20,7; 24,6; 28,4; 32,2$ мм. Распределения амплитуды и фазы возмущений по z' и амплитудно-фазовые спектры по β' напоминали аналогичные распределения, полученные для дозвукового течения на значительном расстоянии от источника [8]. Преимущественное нарастание фазы вдоль размаха крыла в окрестности правого максимума амплитуды характерно для бегущих волн в трехмерном пограничном слое. Из амплитудных спектров, приведенных на рис. 4, следует, что наибольший рост наблюдается для возмущений частоты 10 кГц при $\beta' = 0,2 \div 0,7$ рад/мм. По фазовым спектрам возмущений можно сделать вывод, что имеется диапазон волновых чисел, где нарастание фазы в направлении потока практически линейное при $\beta' = \text{const}$, что позволяет определить волновое число в продольном направлении. Так же как в [8], для каждого фик-

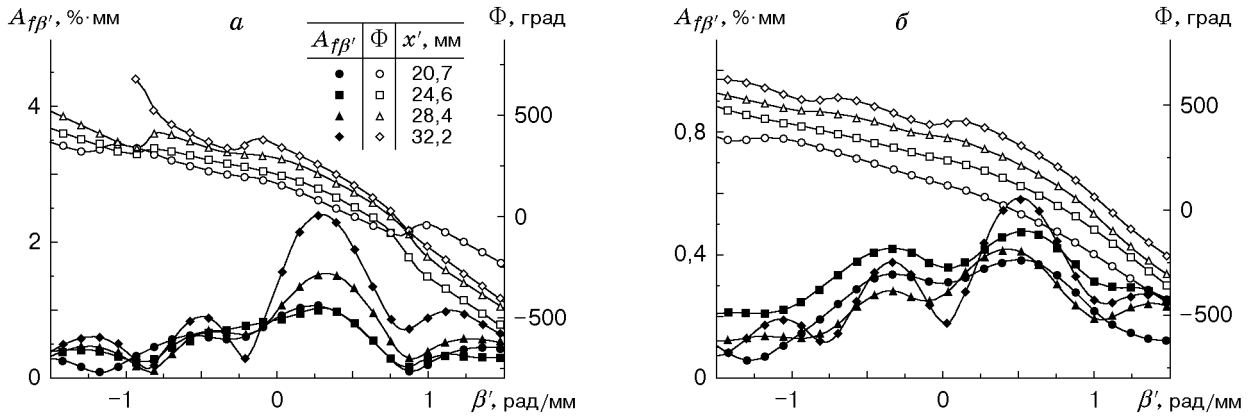


Рис. 4

сированного β' сначала определялось волновое число α_r в направлении потока, а затем α'_r вдоль оси x' : $\alpha'_r = \alpha_r / \cos 40^\circ - \beta' \operatorname{tg} 40^\circ$. Угол наклона волнового вектора χ' в плоскости (x', z') находился по формуле $\chi' = \operatorname{arctg}(\beta' / \alpha'_r)$. Полученные зависимости $\alpha'_r(\beta')$ и $\chi'(\beta')$ приведены на рис. 5. Из этих результатов следует, что возмущения наибольшей амплитуды для $f = 10$ кГц, так же как для $f = 20$ кГц, имеют угол наклона волнового вектора в плоскости (x', z') от 60 до 120° . Возмущения частоты 30 кГц не нарастали в данной области течения. Угол направления вектора групповой скорости, полученный для наиболее неустойчивых возмущений, составил приблизительно 43° в плоскости (x', z') , что с учетом поворота системы координат совпадает с направлением сноса стационарного возмущения вниз по потоку.

Возбуждение высокочастотных пульсаций контролируемых возмущений происходило одновременно в широком диапазоне частот. Наиболее интенсивно возбуждаемые пульсации соответствуют $100, 120, 150$ кГц. Если в начальных сечениях по x' высокочастотные возмущения практически равнялись нулю, то с увеличением координаты x' наблюдается их рост. Появление высокочастотных пульсаций также подтверждается экспериментами [13], в которых изучалась неустойчивость трехмерного сверхзвукового пограничного слоя на модели скользящего крыла в естественных условиях. В полученных спектрах естественных пульсаций обнаружен высокочастотный поезд возмущений в области $f = 140 \div 165$ кГц. Возбуждение высокочастотного волнового поезда в контролируемых и естественных условиях, по-видимому, связано с неустойчивостью поперечного течения.

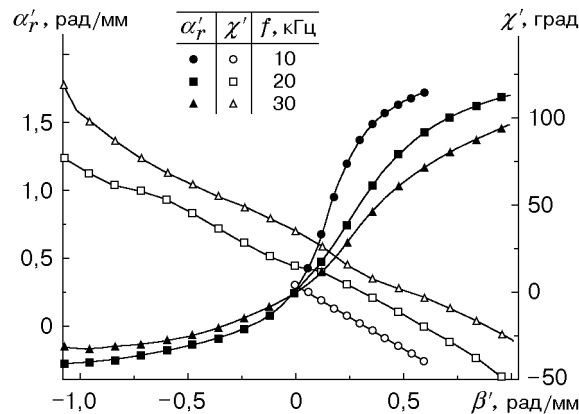


Рис. 5

Заключение. На основе проведенного экспериментального исследования устойчивости пространственного сверхзвукового пограничного слоя при обтекании модели скользящего крыла в контролируемых условиях можно сделать следующие выводы.

1. В экспериментах амплитуда стационарного возмущения поперечного течения составляла около 30%. Направление сноса этого возмущения составляло угол около 3° с направлением внешнего потока.

2. Эволюция возмущений на частотах 10, 20, 30 кГц подобна развитию бегущих волн для случая дозвуковых скоростей. Угол наклона волнового вектора для энергонесущих возмущений направлен поперек течения, а вектор групповой скорости направлен вдоль стационарного возмущения поперечного течения.

3. Обнаружено возбуждение высокочастотных возмущений, которые нарастали вниз по потоку. Полученные результаты коррелируют с экспериментальными данными для естественных возмущений.

Авторы выражают благодарность Ю. С. Качанову, А. А. Маслову и С. Г. Миронову за полезное обсуждение результатов работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Laminar-turbulent** transition / Ed. by R. Kobayashi. Berlin etc.: Springer-Verlag, 1995.
2. **Nonlinear** instability and transition in three-dimensional boundary layers. Dordrecht etc.: Kluwer Acad. Publ., 1996.
3. **Boundary** layer transition and control. Cambridge: Roy. Aeronaut. Soc., 1991.
4. **Reed H. L., Saric W. S.** Stability of three-dimensional boundary layers // Ann. Rev. Fluid Mech. 1989. V. 21. P. 235–284.
5. **Muller B.** Experimental study of traveling waves in a three-dimensional boundary layer // Laminar-turbulent transition / Ed. by D. Arnal, R. Michel. Berlin etc.: Springer-Verlag, 1990. P. 489–498.
6. **Bippes H.** Instability features appearing on swept wing configuration // Ibid. P. 419–430.
7. **Левченко В. Я., Щербаков В. А.** О неустойчивости пространственного пограничного слоя на скользящем крыле // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 3. С. 32–38.
8. **Гапоненко В. Р., Иванов А. В., Качанов Ю. С.** Экспериментальное исследование устойчивости пограничного слоя скользящего крыла по отношению к нестационарным возмущениям // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 4. С. 333–359.
9. **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. P. 710–717.
10. **King R. A.** Three-dimensional boundary-layer transition on a cone at Mach 3.5 // J. Exp. Fluids. 1992. V. 13. P. 305–314.
11. **Malik M. R., Li F., Chang C.-L.** Nonlinear crossflow disturbances and secondary instabilities in swept-wing boundary layers // Nonlinear instability and transition in three-dimensional boundary layers. Dordrecht etc.: Kluwer Acad. Publ., 1996. P. 257–266.
12. **Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Левченко В. Я., Семенов Н. В.** О неустойчивости пространственного сверхзвукового пограничного слоя // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 6. С. 50–54.
13. **Levchenko V. Ya., Kosinov A. D., Semionov N. V., Ermolaev Yu. G.** Instability of a three-dimensional supersonic boundary layer // Nonlinear instability and transition in three-dimensional boundary layers. Dordrecht etc.: Kluwer Acad. Publ., 1996. P. 361–368.
14. **Kosinov A. D., Maslov A. A., Shevelkov S. G.** Experiments on the stability of supersonic laminar boundary layers // J. Fluid Mech. 1990. V. 219. P. 621–633.

15. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Shevelkov S. G.** Investigation of supersonic boundary layer stability and transition using controlled disturbances // Proc. of the Intern. conf. on methods of aerophys. research, Novosibirsk, 22–26 Aug., 1994. Novosibirsk: Inst. of Theor. and Appl. Mech., 1994. Pt 2. P. 159–166.
16. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** Automated measuring method of noise level in T-325 test section // Proc. of the Intern. conf. on methods of aerophys. research, Novosibirsk, 2–6 Sept., 1996. Novosibirsk: Inst. of Theor. and Appl. Mech., 1996. Pt 2. P. 131–136.
17. **Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В.** Экспериментальное исследование нелинейного развития волн неустойчивости на плоской пластине при числе Маха $M = 3$ // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 2. С. 107–114.
18. **Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г., Семенов Н. В.** Об «аномальных» нелинейных волновых явлениях в сверхзвуковом пограничном слое // ПМТФ. 1999. Т. 40, № 5. С. 91–98.
19. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel ITAM SB RAS. Novosibirsk, 1999. (Prepr. / Inst. of Theor. and Appl. Mech. SB RAS; N 6-99).
20. **Levchenko V. Ya., Kosinov A. D., Semionov N. V., Ermolaev Yu. G.** Experimental study of a three-dimensional supersonic boundary layer stability in controlled conditions // Proc. of the 3rd Intern. conf. on experimental fluid mechanics. Korolev (Kaliningrad), 3–6 June, 1997. Moscow: Riza-M, 1997. P. 171–176.

Поступила в редакцию 30/XI 1998 г.
