

6. Лебига В. А., Черных В. В. Измерение турбулентности при сверхзвуковых скоростях потока // *Аэромеханика*.— М.: Наука, 1976.
7. Лебига В. А. Экспериментальные исследования характеристик турбулентных течений при сверхзвуковых скоростях: Дис. ... канд. техн. наук.— Новосибирск, 1977.
8. Kovaszny L. S. G. The hot-wire anemometer in supersonic flow // *J. A. S.*— 1950.— V. 17, N 9.
9. Bestion P., Gaviglio J., Bonnet J. P. Comparison between constant-current and constant-temperature hot-wire anemometers in high-speed flows // *Rev. Scient. Instrum.*— 1983.— V. 54, N 11.
10. Лейдерман А. Дж., Диметриадес А. Турбулентные касательные напряжения в пограничном слое в сжимаемой жидкости // *РТК*.— 1977.— Т. 17, № 7.
11. Желтоводов А. А., Павлов А. А. Исследование течения в сверхзвуковой отрывной зоне перед ступенькой.— Новосибирск, 1979.— (Препр./ИТПМ СО АН СССР; № 1).
12. Желтоводов А. А., Шилейн Э. Х., Яковлев В. Н. Развитие турбулентного пограничного слоя в условиях смешанного взаимодействия со скачками уплотнения и волнами разрежения.— Новосибирск, 1983.— (Препр./ИТПМ СО АН СССР; № 28—83).
13. Zheltovodov A. A., Pavlov A. A., Schilein E. H., Yakovlev V. N. Interconnectionship between the flow separation and the direct and inverse transition at supersonic speed conditions // *Laminar-Turbulent Transition: IUTAM Symp., Novosibirsk, USSR, 1984.*— Berlin et al.: Springer-Verlag, 1985.
14. Kovaszny L. S. G. Turbulence in supersonic flow // *J. A. S.*—1953.— V. 20, N 10.
15. Ачаря М., Хорстмен К. К., Кассой М. И. Влияние числа Рейнольдса на характеристики турбулентности в пограничных слоях сжимаемых течений // *РТК*.— 1979.— Т. 17, № 4.
16. Rose W. C., Johnson D. A. A study of shock wave turbulent boundary layer interaction using laser velocimeter and hot-wire anemometer techniques.— *N. Y.*, 1974.— (Pap./AIAA; N 95).

*Поступила 17/IX 1987 г.,
в окончательном варианте — 8/XII 1987 г.*

УДК 532.526

УСТОЙЧИВОСТЬ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ЗА ВЕЕРОМ ВОЛН РАЗРЕЖЕНИЯ

А. Д. Косинов, А. А. Маслов, С. Г. Шевельков

(Новосибирск)

Задача определения характеристик течения в областях взаимодействия сверхзвукового пограничного слоя с неоднородностями потока, такими как, например, веер волн разрежения, ударная волна и др., приобретает в последнее время все большую актуальность.

Для турбулентных пограничных слоев наиболее важны характеристики, позволяющие дать информацию как о среднем течении, так и о параметрах турбулентного переноса или турбулентного теплообмена. Вопрос о воздействии волн разрежения на турбулентный пограничный слой рассматривался, например, в [1]. Для ламинарных пограничных слоев наибольший интерес представляет проблема устойчивости течений с неоднородностями. В областях неоднородного течения поток ускоряется или замедляется под действием градиента давления. Влияние градиента давления на характеристики устойчивости исследовано недостаточно.

Из теоретических работ можно отметить [2—4], где на основе автомодельных решений уравнений пограничного слоя установлена стабилизирующая роль отрицательного градиента давления при сверхзвуковых скоростях. Показано, что при сильном охлаждении поверхности влияние градиента давления уменьшается. Стабилизирующее влияние отрицательного градиента давления для второй моды возмущений сказывается сильнее, чем для первой.

В [5] отмечено, что течение вблизи изогнутых поверхностей не является автомодельным, и на основе точных уравнений пограничного слоя проведены исследования устойчивости сверхзвукового ламинарного пограничного слоя при повороте потока. Рассмотрен случай обтекания выпуклой поверхности, обеспечивающей разворот течения на определенный угол с заданным радиусом поворота. Устойчивость при этом оценивалась с помощью градиентного числа Рейнольдса и рассчитывалась на основе уравнений Дана — Линя. Установлено, что при обтекании выпуклой стенки сверхзвуковой ламинарный пограничный слой становится более устойчивым по сравнению с исходным пограничным слоем на плоской стенке.

Экспериментальные работы, изучающие устойчивость градиентных течений, авторам неизвестны. В то же время в последние годы разработаны надежные методы ис-

следования устойчивости безградиентных пограничных слоев с использованием искусственно введенных пространственных волновых пакетов [6].

Цель данной работы — экспериментальное изучение устойчивости ламинарного сверхзвукового пограничного слоя за веером волн разрежения с помощью искусственных возмущений.

1. Эксперименты проведены в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО АН СССР с размерами рабочей части 200×200 мм при числе Маха набегающего потока $M = 2,0$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = 6,5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. В качестве модели использовался стальной конус с цилиндрической хвостовой частью. Угол при вершине 10° , диаметр цилиндрической части 38 мм. Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного тока ТПТ-4. Применялись датчики с нитью из вольфрама диаметром 6 мкм и длиной $\approx 1,2$ мм. Измерения проводились вдоль продольной координаты по линии, проходящей через максимумы в распределениях пульсаций по нормальной координате, непосредственно за точкой излома поверхности.

Модель была закреплена на штанге координатника в центре рабочей части под нулевым углом атаки и перемещалась вдоль потока (по координате x) с точностью $\pm 0,1$ мм. Специальный механизм поворачивал модель относительно продольной оси на угол $\varphi = \pm 100^\circ$, и тем самым осуществлялось изменение трансверсальной координаты z . Датчик термоанемометра крепился в державке настенного координатника и мог перемещаться перпендикулярно оси потока, изменяя нормальную координату y с точностью $\pm 0,01$ мм.

Для изучения характеристик устойчивости использовалась методика локального воздействия на сверхзвуковой ламинарный пограничный слой [6]. В пограничный слой через отверстие диаметром 0,5 мм в поверхности модели на расстоянии 147 мм от вершины конуса вводились при помощи искрового разряда возмущения фиксированной частоты f . В исследуемой области снимались распределения амплитуд $A(z)$ и фаз $\Phi(z)$ сигнала термоанемометра, пропорционального пульсациям массового расхода. Измерения проводились для нескольких сечений по x . Отсчет координаты x производился от точки излома поверхности модели. Полученные распределения вводились в мини-ЭВМ МЕРА-60, выполнялся их фурье-анализ, в результате чего получались амплитудные и фазовые спектры по волновым числам β (β — трансверсальная составляющая волнового вектора).

2. Проведенные ранее на такой же модели при таких же условиях эксперимента измерения характеристик среднего течения показали, что при взаимодействии ламинарного пограничного слоя с веером волн разрежения наблюдается участок с отрицательным градиентом давления ($0 < x < 3$ мм) и с положительным ($4 \text{ мм} < x < 7$ мм). Безградиентный участок течения начинается с $x \approx 7$ мм. Восстановление автомодельности происходит на расстоянии $\approx 15 \delta_0$ (δ_0 — толщина пограничного слоя в точке излома поверхности). Для условий эксперимента $\delta_0 = 0,72$ мм. Измерения интегральных характеристик пограничного слоя (толщины вытеснения и толщины потери импульса) позволили сопоставить пограничный слой на цилиндрической части модели, где течение автомодельно, и пограничный слой на плоской пластине. В данном случае координате $x = 15$ мм на цилиндре соответствует $Re = 715$ на плоской пластине, где $Re = (Re_1 x_{\text{пл}})^{1/2}$ ($x_{\text{пл}}$ — продольная координата на пластине, отсчитываемая от передней кромки).

Информация об устойчивости ламинарного пограничного слоя в веере волн разрежения и за ним получена при исследовании развития «искусственных» возмущений для $F = 0,38 \cdot 10^{-4}$ ($f = 20$ кГц). Здесь $F = 2\pi f / Re_1 U$ — безразмерный частотный параметр; f — размерная частота; U — скорость в невозмущенном потоке. Частота выбиралась из условия, чтобы в безградиентном пограничном слое на плоской пластине при $Re = 715$ возмущения были бы наиболее неустойчивыми [6].

Примеры распределений амплитуды и фазы введенного в пограничный слой сигнала для сечений $x = 0; 1; 2; 4$ мм (точки 1—4) приведены на

рис. 1. Аналогичные распределения найдены для сечений $x = 3; 5; 6; 7$ мм. При увеличении расстояния от точки излома происходит уменьшение максимальной амплитуды в распределениях на участке отрицательного градиента давления, что указывает на стабилизирующее влияние ускорения течения на возмущения. Более детальная информация получена из волновых спектров после фурье-обработки.

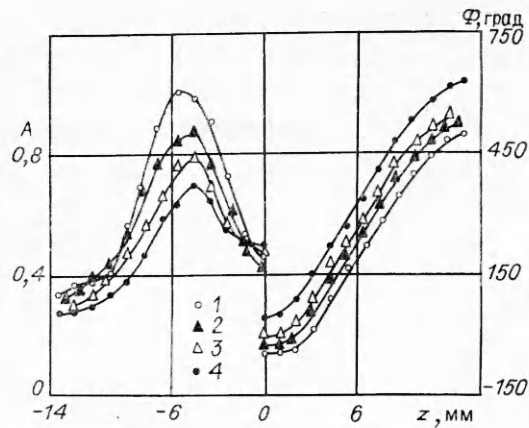


Рис. 1

Вид амплитудных спектров по волновым числам β для $x = 0; 1; 2; 4; 5; 6; 7$ мм (точки 1—7) представлен на рис. 2.

В области x от 0 до 4 мм (т. е. в области отрицательного градиента давления) возмущения практически для всех β (соответственно и углов наклона волн) затухают.

В области положительного градиента давления ($x = 5; 6; 7$ мм) возмущения остаются практически на одном уровне для всех углов наклона волн, хотя известно дестабилизирующее влияние положительного градиента давления. По-видимому, это может быть связано с тем, что под влиянием веера волн разрежения пограничный слой в данном случае остается устойчивым.

Из полученных амплитудных и фазовых спектров были построены кривые нарастания — зависимости амплитуды SA и фазы SF от продольной координаты для разных β . Вид их для $\beta = 0,21; 0,56; 1,20$ (точки 1—3) приведен на рис. 3.

Для малых β и соответственно малых углов наклона волн явно выражен модуляционный характер этих кривых. Поэтому можно предположить, что в пограничном слое в зоне взаимодействия с веером волн разрежения развиваются возмущения, имеющие сложную волновую структуру. Это подтверждается результатами фурье-анализа по x , т. е. спектрами по волновому числу α_r , представленными на рис. 4 (линии 1—6 отвечают $\beta = 0; 0,21; 0,31; 0,44; 0,56; 1,20$).

Отметим существование нескольких пиков, которые соответствуют разным типам волн: наибольший пик — собственная волна пограничного слоя, распространяющаяся с фазовой скоростью $c_x \approx 0,5$, меньшие пики — звуковые волны с $c_x < 0,5$. Заметим, что для малых углов наклона волн ($\beta < 0,4$) доля звуковых возмущений ($\alpha_r \approx 2,5$ и 4) существенно

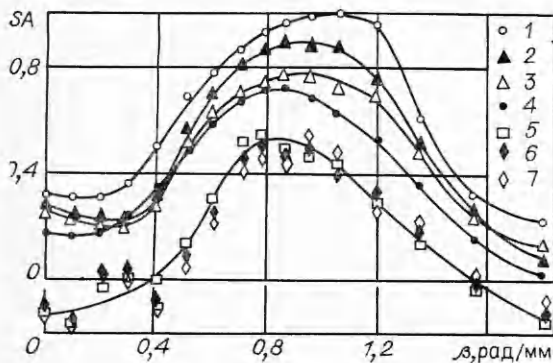


Рис. 2

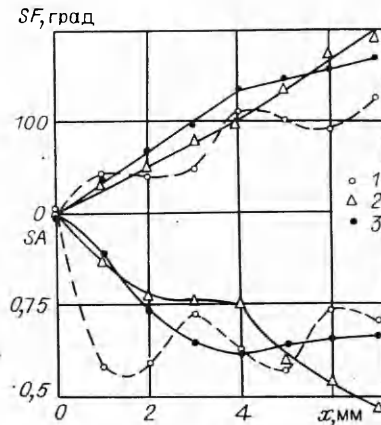
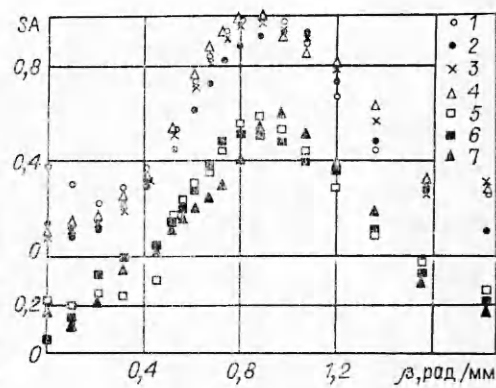
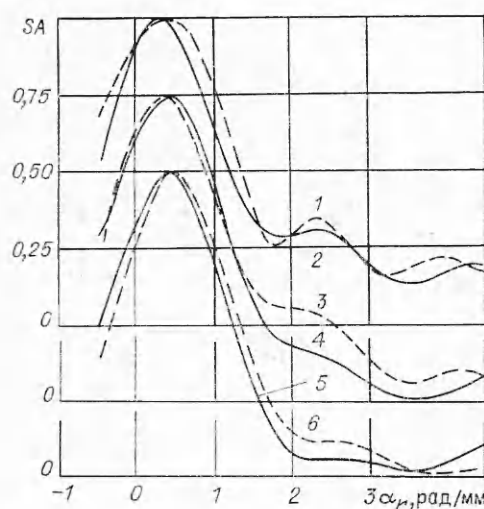


Рис. 3



Р и с. 5

Р и с. 4

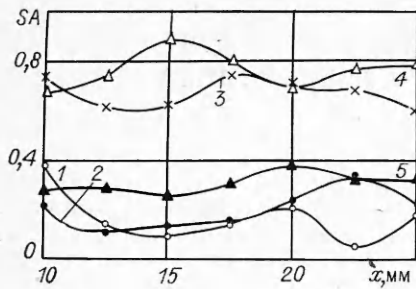
выше, чем для безградиентных течений [6]. Если для пластины доля звука составляла $\approx 10\%$ от волны Толлмина — Шлихтинга, то в данном случае она $\approx 20-30\%$. С увеличением угла наклона волн доля звуковых возмущений сначала падает (до $\beta \approx 0,6-0,7$), затем начинает расти.

Из кривых нарастания фаз для разных β (рис. 3) видно, что наклон фазы для участков с положительным и отрицательным градиентом давления разный, что свидетельствует о разной фазовой скорости развивающихся на этих участках возмущений.

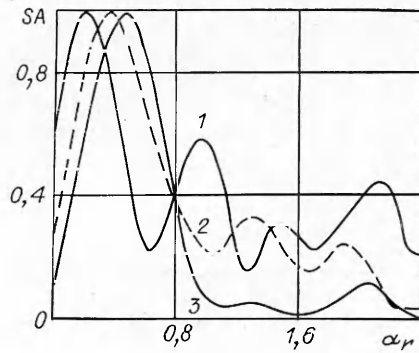
Для оценки фазовой скорости при малых β и степенях усиления возмущений вследствие большого влияния звуковых возмущений требуются специальные методы обработки экспериментальных данных, которые могли бы позволить разделить различные типы волн.

В [5] отмечено, что устойчивость, возникающая под воздействием поворота, сохраняется на больших расстояниях после его завершения даже на безградиентном участке. С целью подтверждения подобного вывода исследовано развитие возмущений на цилиндрической части модели после поворота, начиная с $x = 10$ мм до $x = 25$ мм. Распределения амплитуд и фаз искусственного сигнала снимались с шагом 2,5 мм для частотного параметра $F = 0,38 \cdot 10^{-4}$. Амплитудные волновые спектры по β для этого случая представлены на рис. 5 (точки 1—7 отвечают $x = 10,0; 12,5; 15,0; 17,5; 20,0; 22,5; 25,0$ мм).

Если для рассмотренных ранее случаев (плоской пластины [6], конуса [7], поворота течения) по виду амплитудных спектров можно было сразу судить о возрастании или затухании возмущений, то здесь таких выводов сделать нельзя. Возмущения остаются примерно на одном уровне, колеблясь около него то в одну, то в другую сторону. Кривые нарастания амплитуд для $\beta = 0; 0,21; 0,61; 1,20; 1,56$ (линии 1—5) приведены на рис. 6, из их вида можно заключить, что в исследованном диапазоне параметров эксперимента возмущения близки к нейтральным (вопрос о колебаниях в зависимостях $A(x)$ на рис. 6 рассмотрен ниже). В то же время для плоской пластины при $Re = 715$ возмущения имеют максимальные степени роста. Таким образом, хотя пограничный слой на цилиндрической части исследуемой модели при $x = 15$ мм имеет такие же профили скорости и интегральные толщины, как и на пластине при $Re = 715$, оценивать его устойчивость на основе локально-однородного приближения нельзя. Как видно из результатов данной работы, непосредственно за поворотом сказывается еще предыстория течения. Запас устойчивости, приобретенный при взаимодействии ламинарного пограничного слоя с веером волн разрежения, приводит к тому, что возмущения на безградиентном участке течения вблизи поворота остаются нейтральными.



Р и с. 6



Р и с. 7

Другой особенностью графиков, представленных на рис. 6, является то, что они имеют более ярко выраженный, чем при повороте течения, модуляционный характер, что может указывать на существование в исследуемом процессе волн с различными фазовыми скоростями. Результаты фурье-анализа по x (волновые спектры по α_r) распределений, представленных на рис. 6, приведены на рис. 7 для $\beta = 0; 0,21; 0,61$ (линии 1—3). Видно, что возмущения имеют более сложную, чем в предыдущем случае, волновую структуру. Доля звуковых возмущений на малых углах наклона волн еще более возросла (до $\approx 35\%$). Следует обратить внимание на особенность спектра по α_r для $\beta = 0$. Наибольшая доля энергии принадлежит волнам с $\alpha_r \approx 0,2$, что соответствует фазовой скорости $c_x \approx 1,1-1,2$, попадающей в интервал $1 < c_x < 1 + 1/M$. Такие возмущения названы Маком [8] регулярными из-за отсутствия особых точек в уравнениях устойчивости. Ранее таких возмущений в экспериментальных работах не наблюдалось. По-видимому, появление их может быть связано с прохождением возмущений через веер волн разрежения. С ростом β пик, отвечающий регулярным возмущениям, начинает приближаться к пику, соответствующему волнам Толлмина — Шлихтинга, и при больших β уже не наблюдается.

Таким образом, возмущения, развивающиеся на цилиндрической части модели, имеют сложную волновую структуру. К волнам Толлмина — Шлихтинга и звуковым возмущениям добавляются регулярные возмущения с нулевым углом наклона волн.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гольдфельд М. А., Зиновьев В. Н., Лебига В. А. Структура и пульсационные характеристики сжимаемого турбулентного пограничного слоя за веером волн разрежения. — Новосибирск, 1985. — (Препр./ИТНМ СО АН СССР; № 16—85).
2. Гапонов С. А., Маслов А. А. Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя с градиентом давления и отсасыванием // Развитие возмущений в пограничном слое. — Новосибирск: ИТНМ СО АН СССР, 1979.
3. Лысенко В. И. Характеристики устойчивости сверхзвукового пограничного слоя и их связь с положением перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. — 1985. — Вып. 1, № 4.
4. Лысенко В. И. О роли первой и второй мод возмущений в процессе перехода сверхзвукового пограничного слоя // ПМТФ. — 1985. — № 6.
5. Гапонов С. А., Петров Г. В. Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя при повороте течения // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. — 1987. — Вып. 5, № 18.
6. Косинов А. Д. Развитие искусственных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое: Дис. ... канд. физ.-мат. наук. — Новосибирск, 1986.
7. Косинов А. Д., Маслов А. А., Шевельков С. Г. Экспериментальное исследование устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на конусе // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. — 1987. — Вып. 4, № 15.
8. Mack L. M. The stability of the compressible laminar boundary layer according to a direct numerical solution // Recent Developments in Boundary Layer Research. Pt 1. AGAR-Dograph 97. — 1965.

Поступила 20/1 1988 г.