

С. А. Гапонов¹, Ю. Г. Ермолаев¹, А. Д. Косинов^{1,2},
Н. В. Семенов¹, Б. В. Смородский¹

¹ Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090

² Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090

E-mail: gaponov@itam.nsc.ru

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ *

Представлены результаты теоретического и экспериментального исследования развития возмущений в пограничном слое скользящего крыла при числе Маха $M = 2$. В экспериментах изучалось развитие естественных и контролируемых возмущений малой амплитуды вниз по потоку. Эксперименты выполнены на модели скользящего крыла с чечевицеобразным профилем, углом скольжения передней кромки 40° при нулевом угле атаки. Определены волновые характеристики бегущих возмущений. В рамках линейной теории изучена устойчивость сжимаемых трехмерных пограничных слоев в приближении локальной автомодельности среднего течения. Получено хорошее согласование теории с результатами экспериментов для поперечных масштабов неустойчивых вихрей вторичного течения. Однако рассчитанные скорости нарастания заметно отличаются от измеренных. Это различие объясняется нелинейными процессами, наблюдаемыми в эксперименте.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, скользящее крыло, неустойчивость, волновые пакеты, нелинейность, ламинарно-турбулентный переход, стационарные возмущения.

Введение

Исследование пространственных пограничных слоев в последнее время особенно актуально для развития авиационной техники. Практическое применение напрямую связано с тем, что такие пограничные слои реализуются, в частности, на крыле самолета. Пространственные пограничные слои намного сложнее для изучения из-за наличия в них поперечного течения, являющегося причиной существования дополнительных, в отличие от двумерных течений, механизмов неустойчивости.

Большинство теоретических и экспериментальных работ по устойчивости трехмерного пограничного слоя получены для случая дозвуковых скоростей потока, обзор которых можно найти в работах [1; 2]. Существенно меньше работ посвящено устойчивости трехмерного (3D) сверхзвукового пограничного слоя. Экспериментальные исследования процесса воз-

никновения турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое выполнены только в Институте теоретической и прикладной механики (ИТПМ) СО РАН [3–5], а теоретические представлены в работе [6]. В настоящей работе приведены результаты сопоставления совместных теоретических и экспериментальных исследований, выявлены причины некоторых расхождений в полученных данных.

Постановка задачи

Эксперименты выполнены в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха $M = 2$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. В экспериментах использовалась модель крыла с углом скольжения передней и задней кромок $\chi = 40^\circ$ и чечевицеобразным профилем, которая устанавливалась под нулевым углом атаки в центральном сечении рабочей части аэродинами-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты № 08-01-00038; 08-01-00124) и Научной школы 454.2008.1.

ческой трубы. Длина модели 0,26 м, ширина 0,2 м, максимальная толщина 20 мм, относительная толщина 7,7 %. Для введения в пограничный слой контролируемых пульсаций использовался генератор локализованных искусственных возмущений. Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления. Амплитуда и фаза возмущений находились после дискретного преобразования Фурье ДПФ. Модель, источник возмущений, процедура обработки данных и система координат описаны в [3].

В рамках линейной задачи устойчивости поле потока в сжимаемом пограничном слое было представлено в виде суммы среднего движения и малого возмущения. Уравнения для возмущений получаются путем линеаризации уравнений Навье – Стокса, неразрывности и энергии. Анализ основан на приближении локальной автомодельности среднего течения и проводился в рамках решения Фокнера – Скэн – Кука, обобщенного на случай сверхзвукового течения. Подробно процедура расчетов описана в работе [7].

Результаты и их анализ

Экспериментальные исследования устойчивости сверхзвукового пограничного слоя были выполнены как для случая естественных возмущений, так и для контролируемых пульсаций. Измерения проводились в слое максимума пульсаций в пограничном слое при постоянном значении нормальной к поверхности координаты y путем перемещения датчика термоанемометра вдоль координаты z' параллельно передней кромке модели.

Сравнение рассчитанных скоростей пространственного роста возмущений с экспериментальными данными для естественных возмущений показано на рис. 1. При этом экспериментальные точки были получены путем дифференцирования по продольной координате измеренных спектров, тогда как значения для теоретической кривой выбирались по максимальным значениям $-\alpha_i(f) = \max_{\beta} [-\alpha_i(f, \beta')]$ из диаграммы устойчивости. Видно хорошее количественное согласование данных теории и эксперимента для высоких частот ($15 \text{ кГц} \leq f < 50 \text{ кГц}$). Для низких частот ($f < 15 \text{ кГц}$) измеренные инкременты существенно ниже. Это может объясняться тем,

что доминирующий вклад в низкочастотный диапазон спектра вносят внешние акустические возмущения (шум аэродинамической трубы), интенсивность которых слабо зависит от продольной координаты и соответствующие инкременты роста малы. Амплитудно-частотные спектры естественных возмущений в рабочей части аэродинамической трубы имеют максимум при $f \approx 5 \text{ кГц}$ [8]. Для анализа эволюции возмущений этой спектральной полосы требуется теоретический анализ взаимодействия пограничного слоя с внешней акустикой.

Более полно теория сопоставлялась с экспериментальными данными, полученными на основе осциллограмм пульсаций искусственных возмущений. Вблизи значения координаты, соответствующей положению источника возмущений ($z' = 0$), форма осциллограмм шипообразная [9]. Однако если в случае плоской пластины происходило вырождение высокочастотных пульсаций, то в случае скользящего крыла механизм вторичной неустойчивости поперечного течения приводит к образованию высокочастотных возмущений. После Фурье-преобразования по времени периодических осциллограмм были получены амплитудно-фазовые распределения возмущений по z' . Как и для случая плоской пластины, возмущения локализованы в узкой области [9]. Если в пограничном слое на плоской пластине волновой поезд был симметричным, то на скользящем крыле он не симметричен. После частотно-волнового анализа массива осциллограмм пульсаций, полученного по z' и x' , определены волновые характеристики возмущений с $f = 10, 20, 30 \text{ кГц}$. По фазовым спек-

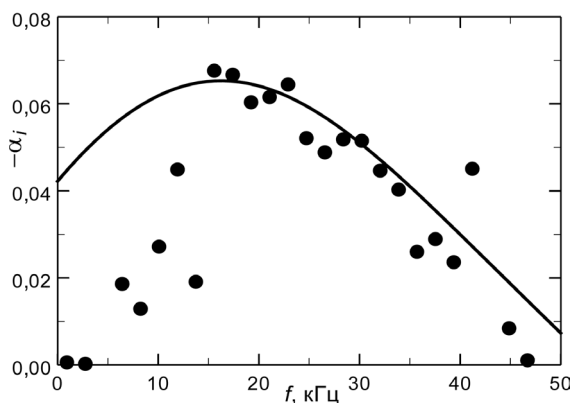


Рис. 1. Инкременты пространственного роста спектральных компонент естественных возмущений неустойчивости поперечного течения — теория (линия) и эксперимент (символы)

грам возмущений можно было сделать вывод, что имеется диапазон волновых чисел в z' -направлении (β'), где нарастание фазы в направлении потока практически линейное при $\beta' = \text{const}$, что позволяло определить волновое число в продольном направлении (α_r') и угол $\chi'(\beta') = \arctg(\beta' / \alpha_r')$ [3].

На рис. 2 показаны дисперсионные кривые $\alpha_r'(\beta')$, рассчитанные в системе координат (x', z') для ряда частот ($f = 0, 10, 20, 30$ кГц). Символами обозначены данные измерений. Результаты теории количественно хорошо согласуются с экспериментом в изученной области параметров.

На рис. 3 приводятся зависимости скоростей роста от трансверсального волнового числа при $x' = 30$ мм. Символами показаны экспериментальные данные для частоты $f = 10$ кГц. В отличие от дисперсионных зависимостей результаты теории плохо согласуются с экспери-

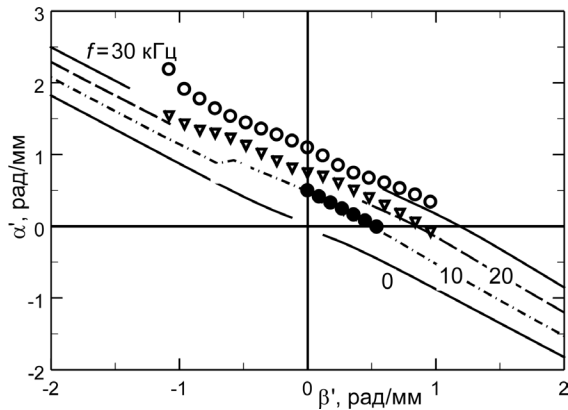


Рис. 2. Продольное волновое число нормальных мод неустойчивости в зависимости от трансверсального волнового числа (дисперсионные кривые) в системе координат, связанной с передней кромкой модели. Сравнение теории (линии) с экспериментом (символы)

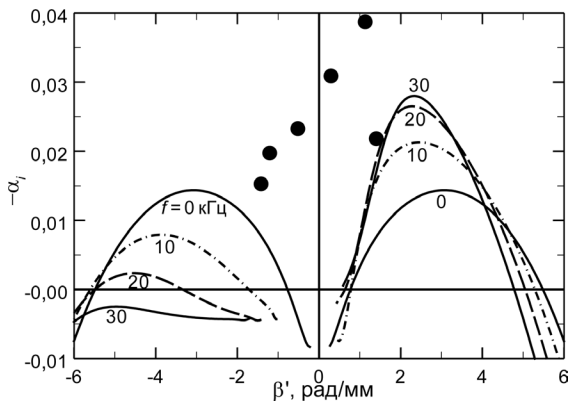


Рис. 3. Инкременты пространственного роста в зависимости от β' (рад/мм). Символы – результаты измерений на частоте $f = 10$ кГц

ментом. Область наиболее нарастающих возмущений в эксперименте $0,3 < \beta' < 1,2$ рад/мм, тогда как согласно линейной теории максимальный рост должен наблюдаться для возмущений с $2 < \beta' < 3$ рад/мм. При этом измеренные скорости усиления оказываются заметно выше рассчитанных значений, но качественно соответствуют экспериментальным данным. В частности, как и в теории, в экспериментах [3] было отмечено, что возмущения при положительных значениях волнового числа β' нарастают значительно быстрее, чем при отрицательных.

Причины несоответствия, по-видимому, объясняются начальными условиями, реализованными в эксперименте. Конструктивная особенность источника контролируемых возмущений в виде шероховатости на нижней поверхности крыла привела к образованию стационарного возмущения. Амплитуда массового расхода возмущений достигала 30 % от среднего значения [3]. При этом наблюдалось сильное искажение среднего течения в пограничном слое. Это является признаком нелинейности поля возмущений. Поэтому применимость линейной теории для моделирования такого процесса ограничена. Кроме того, начальное возмущение имело определенную, достаточно большую, ширину по z' , т. е. в волновом спектре начальных возмущений на частоте генерации доминировали волны с малыми значениями β' . Рост именно этих возмущений и был обнаружен впоследствии ниже по течению.

Однако, по-видимому, имеются и другие причины опережающего роста мод с $\beta' \gg 0$. В экспериментах [9], проведенных в двумерном пограничном слое на плоской пластине при $M = 2$ при повышенной интенсивности начальных возмущений, был также обнаружен преобладающий рост двумерных пульсаций, несмотря на то что в сверхзвуковом пограничном слое наиболее быстро нарастают трехмерные линейные пульсации. Объяснение этого феномена было дано в [10], где показано, что процесс эволюции возмущений повышенной интенсивности в сверхзвуковом пограничном слое определяется присутствием в нем стационарных возмущений, создающих деформации средних полей, в результате чего и происходит преимущественное усиление двумерных составляющих спектра возмущений. Подобные процессы наблюдались во

второй серии экспериментов работы [3]. Начальная амплитуда контролируемых возмущений была выше, и измерения проводились в области, находящейся дальше от передней кромки (по сравнению с настоящими экспериментальными данными). Амплитуда возмущений на частоте субгармоники превосходит амплитуду возмущений на основной частоте и быстро нарастает. Выделяется максимум в распределении $A_f(\beta')$ при одном значении волнового числа бета, но отличном от нуля. Скорее всего, в этом случае происходят процессы, подобные тем, которые наблюдались при исследовании нелинейного развития контролируемых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на плоской пластине при больших начальных амплитудах [9]. В случае плоской пластины изначально трехмерные возмущения на частоте субгармоники преобразуются в двумерные с максимумом при $\beta = 0$. Причем амплитуда этих возмущений выше, чем у возмущений на основной частоте. Сильный рост квазидвумерных возмущений связан с взаимодействием со стационарным вихрем, результатом чего и является сильное отличие измеренных характеристик устойчивости от рассчитанных по линейной теории.

Заключение

Проведено прямое расчетно-теоретическое моделирование конкретного эксперимента по устойчивости 3D сверхзвукового пограничного слоя при $M = 2$. Получено хорошее согласование теории с результатами измерений, особенно для поперечных масштабов возмущений вторичного течения. Однако рассчитанные скорости нарастания заметно отличаются от измеренных значений. Обсуждены причины такого несоответствия.

Список литературы

1. Boiko V. M., Grek G. R., Dovgal A. V., Kozlov V. V. The origin of turbulence in near-wall flows. Berlin: Springer-Verlag, 2002. 267 p.

2. Saric W. S., Reed H. L., White E. B. Stability and transition of three-dimensional boundary layers // Ann. Rev. Fluid Mech. 2003. Vol. 35. P. 413–440.

3. Семенов Н. В., Косинов А. Д., Левченко В. Я., Ермолаев Ю. Г. Экспериментальное исследование развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 3. С. 357–368.

4. 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.

5. Семенов Н. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д. Развитие возмущений в ламинаризованном сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле // ПМТФ. 2008. Т. 49, № 2. С. 81–86.

6. Asai M., Saitoh N., Itoh N. Instability of compressible three-dimensional boundary layer to stationary disturbances // Trans. Japan Soc. Aeronaut. Space Sci. 2001, Vol. 43. No. 142. P. 190–195

7. Gaponov S. A., Smorodsky B. V. On the linear stability of supersonic boundary layer on a swept wing // 3rd Intern. Summer Scientific Workshop «High speed hydrodynamics and numerical simulation». Kemerovo, 2006. P. 253–261.

8. Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G. Automated measuring method of noise level in T-325 test section // Proc. of the Int. Conf. on Methods of Aerophys. Research. Novosibirsk, 1996. Pt. 2. P. 131–136.

9. 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.

10. Гапонов С. А., Терехова Н. М. Эволюция возмущений повышенной интенсивности в сверхзвуковом пограничном слое // Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 1. С. 28–36.

**S. A. Gaponov, Yu. G. Ermolaev, A. D. Kosinov,
N. V. Semyonov, B. V. Smorodsky**

**EXPERIMENTAL AND THEORETICAL INVESTIGATION
OF THE SUPERSONIC BOUNDARY LAYER STABILITY ON THE SWEEPED WING**

Theoretical and an experimental research results of the disturbances development in a swept wing boundary layer are presented at Mach number $M = 2$. In experiments development of natural and small amplitude controllable disturbances downstream was studied. Experiments were carried out on a swept wing model with a lenticular profile at a zero attack angle. The swept angle of a leading edge was 40° . Wave parameters of moving disturbances were determined. In frames of the linear theory and an approach of the local self-similar mean flow the stability of a compressible three-dimensional boundary layer is studied. Good agreement of the theory with experimental results for transversal scales of unstable vertices of the secondary flow was obtained. However the calculated amplification rates differ from measured values considerably. This disagreement is explained by the nonlinear processes observed in experiment.

Keywords: supersonic boundary layer, swept wing, instability, wave packets, nonlinearity, laminar-turbulent transition, stationary perturbations.