

УДК 532.526

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ  
И ПЕРЕХОДА СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ  
НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ ПРИ ЧИСЛАХ МАХА 2–4**

© 2011 г.

*Н.В. Семёнов, Р.И. Казанцев, Ю.Г. Ермолаев*

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

semion@itam.nsc.ru

*Поступила в редакцию 16.05.2011*

Приводятся результаты экспериментального исследования развития естественных возмущений и ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при  $M = 2-4$ . Подробно изучено развитие естественных возмущений для случаев острой и затупленной передних кромок. Получены осциллограммы, амплитудно-частотные спектры, профили пульсаций и статистические диаграммы естественных возмущений.

*Ключевые слова:* эксперимент, сверхзвуковой пограничный слой, скользящее крыло, ламинарно-турбулентный переход, устойчивость.

Исследования пространственных пограничных слоев в последнее время особенно актуальны для развития авиационной техники. Но до сих пор нет полного понимания процесса возникновения турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое на крыльях. Это вызвано тем, что в трехмерном пограничном слое на крыле может возникать целый ряд неустойчивостей: неустойчивость на линии растекания передней кромки; неустойчивость Толлмина–Шлихтинга, приводящая к переходу в двумерном случае; неустойчивость поперечного течения, выраженная в виде стационарных и бегущих возмущений и т.д. Развитие всех этих возмущений и их относительная роль в процессе перехода сильно зависят от внешних условий.

С другой стороны, существует проблема сравнения теоретических и экспериментальных данных [1]. Получено хорошее согласование теории с результатами экспериментов [2] для поперечных масштабов неустойчивых вихрей вторичного течения. Однако рассчитанные инкременты нарастания возмущений заметно отличаются от полученных после обработки экспериментальных данных. Это различие объясняется нелинейными процессами, наблюдаемыми в эксперименте.

В отличие от предыдущих работ [2, 3], настоящие исследования выполнены на тонком крыле и при практически минимальном значении единичного числа Рейнольдса, что позволило увеличить область исследований и даже в некоторых случаях получить эксперименталь-

ные данные в линейной области развития возмущений. Рассматривается влияние числа Маха и притупления передней кромки на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле.

Эксперименты выполнены в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числах Маха  $M = 2-4$ . В экспериментах использовались симметричная модель скользящего крыла с чечевицеобразным профилем и углом скольжения кромок  $\chi = 45^\circ$ , которая устанавливалась под нулевым углом атаки в центральном сечении рабочей части аэродинамической трубы. Длина модели 0.38 м, ширина 0.2 м, максимальная толщина 12 мм, относительная толщина 3%. Кромки модели имели различные радиусы притупления  $\sim 0.1$  и 1 мм соответственно. Эксперименты проводили при двух установках крыла, что соответствовало острой или затупленной передней кромке. Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления.

Были измерены положения ламинарно-турбулентного перехода для случая острой и затупленной модели крыла. Получено, что переход на затупленной модели наступает раньше. Подробно исследовано развитие естественных возмущений на модели тонкого скользящего крыла при  $M = 2-4$  и для случая острой и затупленной передних кромок. Примеры кривых нарастания возмущений для случая острой передней кромки приведены на рис. 1.

Максимумы в зависимостях пульсаций мас-

сового расхода  $\langle m' \rangle$  от числа Рейнольдса  $Re_x$  соответствуют положению перехода. Получено, что профили пульсаций имеют два максимума: один соответствует критическому слою, второй находится вблизи поверхности модели. Следует отметить, что возмущения, соответствующие второму максимуму, нарастают значительно быстрее, и вблизи точки перехода при  $M = 4$  даже превосходят пульсации в критическом слое.

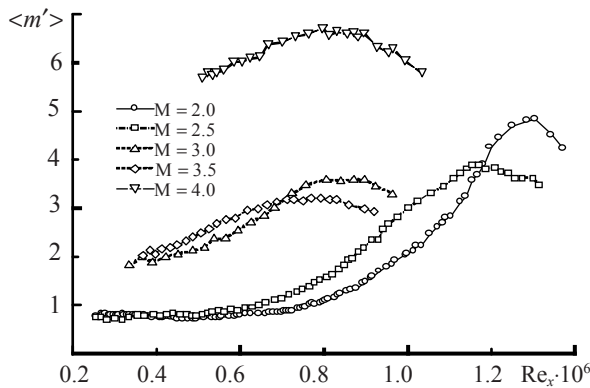


Рис. 1

С использованием статистических методов анализа данных определены области линейного и нелинейного развития возмущений, получены оценки степени нарастания возмущений как в линейной, так и в нелинейной областях. Полученные данные могут быть использоваться для сравнения с теоретическими расчетами. На рис. 2 приведена эволюция амплитудно-частотных спектров возмущений в критическом слое. Показано, что в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при  $M = 2$  существует область линейного развития возмущений  $0.35 \cdot 10^6 < Re_x < 0.7 \cdot 10^6$ .

Пульсации нарастают в диапазоне частот от 8 до 35 кГц. В области нелинейного развития возмущений ( $Re_x > 0.7 \cdot 10^6$ ) наблюдается рост пульсаций в диапазоне частот от 8 до 100 кГц. Возможно, рост высокочастотной части спектра ( $f > 35$  кГц) вызван механизмом вторичной неустойчивости. Аналогичные результаты получены при  $M = 2.5$ .

В работе принимал участие А.Д. Косинов.

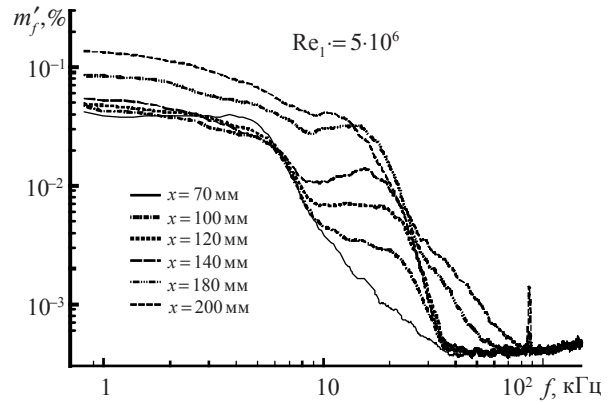


Рис. 2

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 08-01-00124).

Список литературы

1. Гапонов С.А., Смородский Б.В. // ПМТФ. 2008. Т. 49, №2. С. 3–14.
2. Семёнов Н.В., Косинов А.Д., Левченко В.Я., Ермолаев Ю.Г. // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, №3. С. 357–368.
3. Семёнов Н.В., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д. // ПМТФ. 2008. Т. 49, №2. С. 40–46.

AN EXPERIMENTAL STUDY OF STABILITY AND TRANSITION OF A SUPERSONIC BOUNDARY LAYER ON A SWEEPED WING AT MACH NUMBERS OF 2–4

N.V. Semionov, R.I. Kazantsev, Yu.G. Yermolaev

The paper presents an experimental study of instability disturbances evolution and laminar-turbulent transition in a three-dimensional supersonic boundary layer on swept wing at Mach numbers 2–4. Evolution of natural disturbances is investigated in detail for the cases of sharp and blunted leading edges. Oscillograms, amplitude-frequency spectra, pulsation profiles and statistical diagrams of natural fluctuations are obtained.

Keywords: experiment, supersonic boundary layer, laminar-turbulent transition, swept wing, stability.