

УДК 532.526

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗБУЖДЕНИЯ И РАЗВИТИЯ
КОНТРОЛИРУЕМЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ПОПЕРЕЧНО МОДУЛИРОВАННЫХ
ПОГРАНИЧНЫХ СЛОЯХ ПРИ ЧИСЛЕ МАХА 2**

© 2011 г.

А.Д. Косинов, А.В. Панина, Г.Л. Колосов

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

kosinov@itam.nsc.ru

Поступила в редакцию 16.05.2011

Получены сравнительные экспериментальные данные по восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле и плоской пластине к контролируемым возмущениям на гладкой и шероховатой поверхностях модели. Определены пространственные и волновые характеристики контролируемых возмущений в трехмерном пограничном слое по нормали к поверхности скользящего крыла при сверхзвуковом обтекании.

Ключевые слова: эксперименты в сверхзвуковой аэродинамической трубе, двухмерный и трехмерный пограничный слой, контролируемые возмущения, волновые характеристики, восприимчивость.

Введение

Для решения задач ламинаризации течения в пограничных слоях необходимо выяснить механизмы ламинарно-турбулентного перехода. За последние годы в исследованиях устойчивости сжимаемых пограничных слоев удалось достичь некоторых успехов, связанных с нелинейным развитием волн неустойчивости. Использование контролируемых возмущений для исследования развития неустойчивых волн в сверхзвуковом пограничном слое предпочтительнее по сравнению с исследованием только естественных возмущений. Поскольку результаты линейной теории гидродинамической устойчивости в некоторых случаях известны, то отклонение от линейного развития волн можно рассматривать как проявление нелинейности. С помощью контролируемых возмущений экспериментально обнаружено: 1) параметрическое субгармоническое усиление наклонных волн [1]; 2) аномальное усиление квазидвумерных возмущений большой амплитуды [2]; 3) подтвержден несубгармонический механизм усиления сильнонаклонных волн фундаментальной частоты [3, 4]. Для последнего механизма существенна как амплитуда волн, так и поперечная неоднородность течения. Вероятно, что данный механизм будет играть важную роль в ламинарно-турбулентном переходе при наличии поперечной неоднородности течения. Относительно недавно влияние шероховатости поверхности на пере-

ход в трехмерных сжимаемых пограничных слоях изучалось в [5, 6], где было показано, что периодическая шероховатость поверхности вблизи передней кромки скользящего крыла может как стабилизировать течение, так и приблизить ламинарно-турбулентный переход к передней кромке. Поэтому детальные исследования в этом направлении необходимы и они постоянно обсуждаются на международных конференциях.

О постановке экспериментов

Эксперименты выполнены в малошумной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН с использованием локального источника контролируемых возмущений от тлеющего высокочастотного разряда внутри модели скользящего крыла (угол скольжения 45°) и плоской пластины при числе Маха, равном 2. Более подробно постановка экспериментов описана в статье [4].

Результаты

Получены сравнительные экспериментальные данные по восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле и плоской пластине к контролируемым возмущениям на гладкой и шероховатой поверхности модели. Найдены оптимальные для применяемого источника режимы возбуждения конт-

ролируемых пульсаций. Определены размеры и местоположение неровностей поверхности относительно источника пульсаций в сверхзвуковом пограничном слое при числе Маха 2. Обнаружено, что эффект подавления пространственного волнового пакета микронеровностью поверхности в пограничном слое скользящего крыла пока проявляется только в ближнем поле источника возмущений, в то время как в пограничном слое плоской пластины его развитие удается стабилизировать. Впервые определены детальные пространственные и волновые характеристики контролируемых возмущений в трехмерном пограничном слое по нормали к поверхности скользящего крыла при сверхзвуковом обтекании.

На рис. 1 приведены пространственные (а) и волновые (б) профили контролируемых пульсаций массового расхода в сечении 20 мм ниже по потоку от источника возмущений.

Важным результатом здесь является одинако-

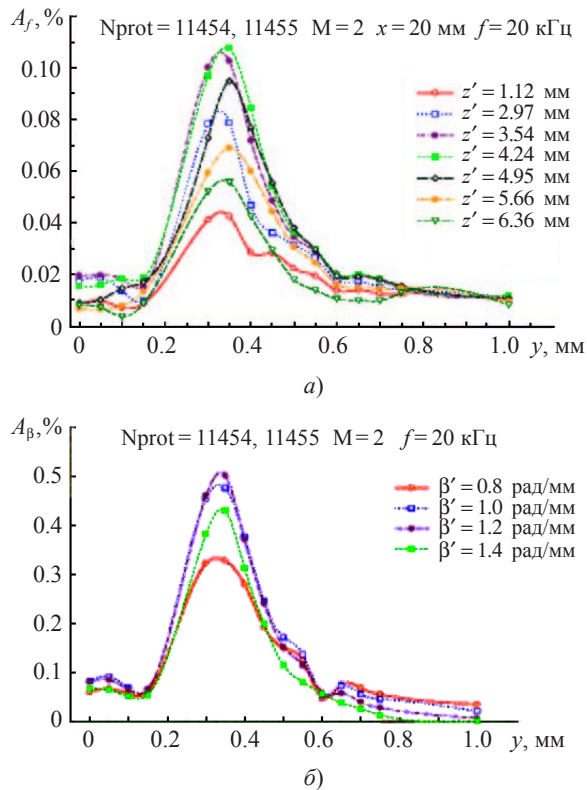


Рис. 1

вое положение максимума пульсаций относительно поверхности модели, особенно в волновом представлении. Этот факт упрощает выполнение основных измерений, которые проводятся при одинаковой нормальной координате и в максимуме пульсаций в поперечном направлении.

Оценка направления вектора групповой ско-

рости возмущений в области максимума пульсаций по 3D пограничному слою дала величину около 3 градусов по отношению к набегающему потоку, и он повернут по направлению вторичного течения.

Для 2D и 3D пограничных слоев определены величины неоднородности течения, вызываемые наклейками, и уровни среднеквадратических амплитуд пульсаций массового расхода в линейной области развития возмущений. Оказалось, что начальная амплитуда стационарных возмущений в трехмерном пограничном слое почти в два раза больше, чем это было на пластине для такой же высоты наклеек, хотя толщина трехмерного пограничного слоя в области наклеек была несколько больше. Этот результат указывает на то, что восприимчивость трехмерного сверхзвукового пограничного слоя к стационарным возмущениям выше, чем в двумерном пограничном слое.

Для исследованных пограничных слоев получены численные значения пульсаций продольной скорости, статической температуры и плотности. Рассмотрены результаты постановочных экспериментов по определению уровня возбуждения контролируемых возмущений в пограничном слое гладкого скользящего крыла при числах Маха, равных 2.5 и 4, в сравнении с уровнем контролируемых пульсаций, возбуждаемых в пограничном слое при числе Маха внешнего потока, равном 2, для фиксированной электрической мощности разряда.

Авторы выражают благодарность Н.В. Семенову и Ю.Г. Ермолаеву за активное участие в экспериментах.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 09-01-00767.

Список литературы

1. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. // Вестник НГУ. Сер. Физика. 2008. Т. 3. Вып. 3. С. 3–13.
2. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. // ПМТФ. 1997. №2. С. 107–114.
3. Mayer C., Fasel H.F. // AIAA. Paper №2008-0591. 2008.
4. Панина А.В., Косинов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В. // Вестник НГУ. Сер. Физика. 2010. Т. 5. Вып. 2. С. 17–27.
5. Saric W.S., Reed H.L. // AIAA Paper; №2002-0147. 2002.
6. Семенов Н.В., Косинов А.Д. // Теплофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14, №3. С. 353–357.

AN EXPERIMENTAL STUDY OF EXCITATION AND DEVELOPMENT OF CONTROLLED DISTURBANCES IN SPANWISE MODULATED BOUNDARY LAYERS AT MACH 2*A.D. Kosinov, A.V. Panina, G.L. Kolosov*

Experimental data on the receptivity of flat plate and swept wing supersonic boundary layers to controlled disturbances for a smooth model surface as well as in case of periodic roughness are obtained. Spatial and wave characteristics of wave trains are defined in the normal direction of supersonic boundary layer on swept wing.

Keywords: supersonic wind tunnel experiments, 2D and 3D boundary layer, controlled disturbance technique, wave characteristics, receptivity.