

## **Название организации, род деятельности.**

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки  
Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН  
(ИТПМ СО РАН)

## **ФИО (полностью) и адреса электронной почты лиц, для которых запрашивается доступ (кто будет непосредственно работать на оборудовании ИВЦ).**

с.н.с., к.ф.-м.н. Хотяновский Дмитрий Владимирович, [khotyanovsky@itam.nsc.ru](mailto:khotyanovsky@itam.nsc.ru)  
с.н.с., к.ф.-м.н. Кудрявцев Алексей Николаевич, [alex@itam.nsc.ru](mailto:alex@itam.nsc.ru)

## **Название (тема) работы.**

Прямое численное моделирование перехода к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое.

## **Научное содержание работы:**

### *1. Постановка задачи.*

С помощью прямого численного моделирования на основе решения трехмерных нестационарных уравнений Навье-Стокса сжимаемого газа проведено исследование механизмов перехода к турбулентности в пограничном слое на плоской пластине при сверхзвуковых (число Маха  $M=2$ ) и гиперзвуковых ( $M=6$ ) скоростях потока. Численное моделирование производится в предположении пространственного развития возмущений, что позволяет принять в рассмотрение эффекты непараллельности основного течения.

### *2. Современное состояние проблемы.*

В настоящее время известно, что определяющая роль в возникновении турбулентности в высокоскоростных пограничных слоях (по крайней мере при низком уровне шума набегающего потока) принадлежит процессу развития малых возмущений. При дозвуковых и низких сверхзвуковых скоростях течения наиболее важными в этом отношении являются вихревые возмущения в виде волн Толлмина-Шлихтинга [1]. В сверхзвуковых пограничных слоях они обычно называются волнами неустойчивости первой моды. Теоретические исследования Мака [2] показали, что наиболее неустойчивые возмущения первой моды при небольших сверхзвуковых скоростях распространяются под углом к основному течению в трансверсальном направлении, т.е. развитие неустойчивости при сверхзвуковых скоростях имеет существенно трехмерный характер. При больших сверхзвуковых скоростях наибольшие коэффициенты усиления имеют волны второй моды, имеющей акустическую природу. Эти выводы, полученные на основе линейной теории устойчивости впоследствии были подтверждены экспериментами [3,4].

Предыдущие численные исследования развития неустойчивых возмущений в пограничных слоях при больших сверхзвуковых числах Маха потока [5-9] фокусировались на исследовании развития неустойчивых акустических возмущений второй моды, восприимчивости переходного пограничного слоя к внешним акустическим возмущениям [11-13], подавлению развития неустойчивых

акустических возмущений с помощью пористых покрытий [13]. Из линейной теории устойчивости хорошо известно, что при больших сверхзвуковых числах Маха наибольшие инкременты нарастания имеют возмущения второй моды, распространяющиеся в направлении, параллельном основному течению. Это позволяет проводить численное исследование динамики переходного пограничного слоя в двумерной постановке. При этом за рамками исследования остаются неустойчивые возмущения первой, вихревой, моды, распространяющиеся под углом к основному течению в трансверсальном направлении. Исследование нелинейного межмодового взаимодействия требует проведения полного трехмерного численного моделирования. В наших трехмерных расчетах [10] была показана возможность использования прямого численного моделирования для исследования полного процесса перехода к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое на плоской пластине при числе Маха потока  $M=2$ .

#### Литература.

1. Dunn, D.W. and Lin C.C., On the Stability of the Laminar Boundary Layer in a Compressible Fluid. *Jornal of Aeronautical Science*. Vol. 22, No. 7, July 1955, pp.455-477.
2. Mack L.M. boundary layer stability theory. – Document 900-277, Rev. A. Pasadena, California, JPL, 1969, 388 p.
3. James M. Kendall, Jr Supersonic boundary layer stability experiments, Air Force Report No. BSD-TR-67-213, Vol. 2
4. Kendall J.M. 1975 –Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition. *AIAA J.* 13, N 3, pp 290-299.
5. C.D. Pruet et al. Spatial Direct Numerical Simulation of High-Speed Boundary-Layer Flows Part I: Algorithmic Considerations and Validation. *Theor. Comput. Fluid Dyn.*, 1995, 7, P. 49–76.
6. N.A. Adams, L. Kleiser. Subharmonic transition to turbulence in a flat-plate boundary layer at Mach number 4.5. *J. Fluid Mech.* 1996, v. 317, p. 301-335.
7. Y. Ma, X. Zhong. Receptivity of a supersonic boundary layer over a flat plate. Part 1. Wave structures and interactions. *J. Fluid Mech.* 2003, v. 488, pp. 31–78.
8. Y. Ma, X. Zhong. Receptivity of a supersonic boundary layer over a flat plate. Part 2. Receptivity to free-stream sound. *J. Fluid Mech.* 2003, v. 488, pp. 79–121.
9. I.V. Egorov, A.V. Fedorov, V.G. Soudakov. Receptivity of a hypersonic boundary layer over a flat plate with a porous coating. *J. Fluid Mech.* 2008, v. 601, pp. 165–187.
10. D. Khotyanovsky, A. Kudryavtsev. Direct numerical simulation of flat-plate boundary-layer transition at Mach 2. *The European Conference for Aerospace Sciences EUCASS-2011*, July 4-8, St. Petersburg, Russia, No. 548.

#### 3. Подробное описание работы, включая используемые алгоритмы.

Задачей настоящего исследования является прямое численное моделирование взаимодействия возмущений различных мод, вводимых с различными частотами и исследование процессов, происходящих при их совместном росте. В нашем прямом численном моделировании численно решаются трехмерные уравнения Навье–Стокса для сжимаемого газа. Численные расчеты выполняются с помощью явного по времени численного кода, основанного на WENO схеме Jiang & Shu 5-го порядка. Диффузионные члены вычисляются на компактном шаблоне с помощью скошенных центральных разностей. Используемый код является точным по времени благодаря использованию алгоритма Рунге–Кутты четвертого порядка. Код распараллелен с помощью декомпозиции расчетной области и использования MPI. Моделирование проводится в предположении пространственного развития волн неустойчивости. Мы полагаем, что данный подход более физически реалистичен, чем моделирование развития возмущений по времени, которое предполагает периодичность по координате  $X$ . Граничные условия во входном сечении задают автомодельное ламинарное основное течение для заданного числа Рейнольдса с наложенными на

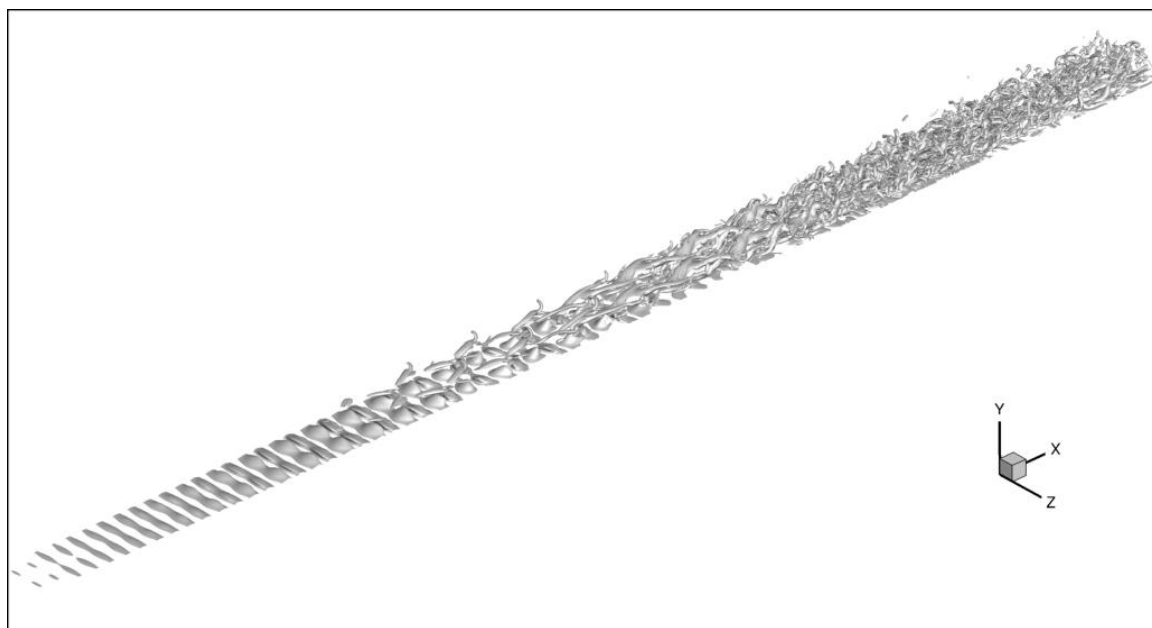
него зависящими от времени флуктуациями. Для возбуждения неустойчивости во входном сечении используются собственные функции линейной теории. Численное моделирование обычно проводится для одной наиболее неустойчивой двумерной волны второй моды заданной частоты  $\omega$  и двух симметричных волн неустойчивости первой моды с углом волнового вектора  $\chi$  и  $-\chi$  к направлению основного течения. Частота трехмерной волны неустойчивости первой моды задавалась как  $\omega/2$ . Размер вычислительной области в направлении  $X$  был достаточно большим, для того чтобы обеспечить необходимое пространство для развития возмущений с небольшими инкрементами нарастания. Буферный слой на дальнем конце области обеспечивал подавление отражений возмущений от выходной границы. В трансверсальном направлении использовались периодические граничные условия. Расчеты проводились при числе Маха потока  $M=6$ , числе Рейнольдса, определенном по Блазиусовской толщине пограничного слоя во входном сечении,  $Re=1000$ , отношении температуры стенки к статической температуре в невозмущенном потоке  $T_w/T_e=7$ . Начальные амплитуды возмущений первой и второй мод выбирались равными  $A=0.005$ . Угол волнового вектора трехмерной волны первой моды, определенный из решений линейной задачи устойчивости, равнялся  $\chi=57^\circ$ . В численном моделировании использовались расчетные сетки, сгущенные непосредственно вблизи пластины, а также обеспечивающие разрешение критического слоя, находящегося на расстоянии 16-18 блазиусовских толщин над пластиной. Полная расчетная сетка содержала около 30 миллионов ячеек. Расчеты проводились на распределенном кластере с использованием до 64 процессорных ядер.

#### 4. Полученные результаты.

Результаты проведенного прямого численного моделирования показывают, что, в соответствии с линейной теорией, двумерные возмущения второй моды доминируют на начальных стадиях развития неустойчивости и быстро растут вдоль координаты  $X$ . На последующих стадиях, вторая мода стабилизируется и становятся заметны трансверсальные флуктуации первой моды (см. нижнюю левую часть Рис. 1). Они проявляются в трехмерных деформациях изначально двумерных «валиков», генерируемых ростом возмущений второй моды. Здесь, первая мода все еще остается неустойчивой в соответствии с расчетами на основе линейной теории. В дальнейшем, трехмерные деформации «валиков» увеличиваются вдоль оси  $X$ . Течение, формирующееся в результате быстрого роста двумерных возмущений второй моды развивается вдоль координат  $X$  и  $Z$  и накачивается энергией флуктуаций первой моды. Вскоре, формирующиеся трехмерные структуры не имеют более возможности развиваться в трансверсальном направлении, и в потоке формируются вихревые структуры в виде «заколов для волос», выпирающие из пограничного слоя. Эти структуры очень напоминают аналогичные «hairpins», которые наблюдались во временном численном моделировании [4] перехода пограничного слоя при числе Маха потока 4.5, в котором использовались периодические условия по  $X$  и  $Z$ , а для возбуждения неустойчивости использовался случайный шум вдоль оси  $Z$ .

*Далее вниз по потоку, наблюдаются сложные паттерны взаимодействия возмущений, и наконец начало перехода к турбулентности, которое проявляется в быстром изменении характеристик среднего течения: профилей скорости, сдвиговых напряжений и т. д.*

## 5. Иллюстрации, визуализация результатов.



*Нелинейное взаимодействие возмущений 1-й и 2-й моды и начало ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое при числе Маха  $M=6$ . Изоповерхность  $Q$  критерия.*

### **Эффект от использования кластера в достижении целей работы.**

В проведенных трехмерных расчетах использовалось до 64 центральных процессоров. Задачи такого объема не могут быть решены на пользовательских рабочих станциях. Использование кластера является совершенно необходимым для решения данного класса задач.

#### **• Перечень публикаций**

- D.V.Khotyanovsky and A.N.Kudryavtsev. DNS of boundary layer transition at Mach 6. 14th European Turbulence Conference (ETC14, Lyon, France, September 1-4, 2013). Abstracts, Paper No.587, 2 p.
- D.V. Khotyanovsky, A.N. Kudryavtsev. DNS of supersonic boundary layer transition. ICMAR-2014: 17th International Conference on the Methods of Aerophysical Research, June 30 – July 6, 2014, Novosibirsk, Russia, ID 227, Abstracts, Part II, p. 93-94.
- D.V. Khotyanovsky, A.N. Kudryavtsev. Direct numerical simulation of transition to turbulence in supersonic flat plate boundary layer. AMCA-2014: International conference "Advanced Mathematics, Computations & Applications - 2014", June 8-10 2014, Academgorodok, Novosibirsk, Russia, p. 80.