

Тема работы:

Прямое численное моделирование перехода к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое.

Состав коллектива:

Хотяновский Дмитрий Владимирович, к.ф.-м.н., с.н.с. ИТПМ СО РАН.

Кудрявцев Алексей Николаевич, д.ф.-м.н., с.н.с. ИТПМ СО РАН.

Информация о гранте:

РНФ №14-11-00490 «Влияние шероховатости на ламинарно-турбулентный переход в гиперзвуковом пограничном слое на затупленных телах»,

рук. А.А. Маслов, 2014-2016, 2017-2018.

Научное содержание работы:**1. Постановка задачи.**

С помощью прямого численного моделирования на основе решения трехмерных нестационарных уравнений Навье-Стокса сжимаемого газа проводится 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. В сверхзвуковых пограничных слоях они обычно называются волнами неустойчивости первой моды. Теоретические исследования Мака [1] 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 [2,3].

Предыдущие численные исследования развития неустойчивых возмущений в пограничных слоях при больших сверхзвуковых числах Маха потока [4-8] фокусировались на исследовании развития неустойчивых акустических возмущений второй моды, восприимчивости переходного пограничного слоя к внешним акустическим возмущениям, подавлению развития неустойчивых акустических возмущений с помощью пористых покрытий. 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.

- 1. Mack L.M. boundary layer stability theory. – Document 900-277, Rev. A. Pasadena, California, JPL, 1969, 388 p.
- 2. James M. Kendall, Jr. Supersonic boundary layer stability experiments, Air Force Report No. BSD-TR-67-213, Vol. 2
- 3. Kendall J.M. 1975 –Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition. AIAA J. 13, N 3, pp 290-299.
- 4. C.D. Pruett 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.
- 5. 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.
- 6. 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.
- 7. 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.
- 8. 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.

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. Решаются трехмерные уравнения Навье–Стокса для сжимаемого теплопроводного газа. Численные расчеты выполняются с помощью явного по времени численного кода CFS3D, 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 продольной координате. 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 ω и двух симметричных волн неустойчивости первой моды с углом волнового вектора χ и $-\chi$ к направлению основного течения. Частота трехмерной волны неустойчивости первой моды задавалась как $\omega/2$. Размер вычислительной области в продольном направлении 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 для двух случаев. В первом случае, число Маха потока $M = 2$, число Рейнольдса, определенное по Блазиусовской толщине пограничного слоя δ во входном сечении, $Re = 500$, отношение температуры стенки к статической температуре в невозмущенном потоке $T_w/T_e = 1,676$ соответствует адиабатической температуре для ламинарного обтекания. При данных параметрах неустойчивость пограничного слоя определяется трехмерной волной первой моды. Во втором случае число Маха $M = 6$, число Рейнольдса $Re = 1000$, $T_w/T_e = 7$. Во втором случае, в пограничном слое теоретически существуют неустойчивые возмущения первой и второй мод. Начальные амплитуды возмущений выбирались равными $A = 0.005$. Угол волнового вектора трехмерной волны первой моды, определенный из решений линейной задачи устойчивости, равнялся $\chi = 50 \div 60^\circ$. 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 в трехмерной области содержала от 15 до 40 миллионов ячеек. Расчеты проводились с использованием до 96 процессорных ядер.

4. Полученные результаты.

При $M = 2$ в численном моделировании реализован сценарий перехода, в соответствии с которым в результате нелинейной эволюции двух симметричных волн неустойчивости формируются удлиненные вихревые структуры и на некотором расстоянии происходит быстрый рост трехмерных мелкомасштабных пульсаций, а также переход к турбулентности. Определенное в расчетах положение точки перехода хорошо согласуется с положением этой точки, зафиксированным в эксперименте.

При $M = 6$ двумерные возмущения второй моды неустойчивости преобладают на ранних стадиях перехода и быстро растут. Влияние трехмерных возмущений проявляется в модуляции возмущенного поля основной второй моды и генерации трехмерных флуктуаций. При возбуждении пограничного слоя суперпозицией возмущений первой и второй мод неустойчивость развивается быстрее. Ниже по потоку трехмерные возмущения продолжают расти до тех пор, пока не произойдет переход. При $M = 6$ ламинарно-турбулентный переход происходит на значительно большем расстоянии от передней кромки, чем при $M = 2$.

5. Иллюстрации, визуализация результатов.

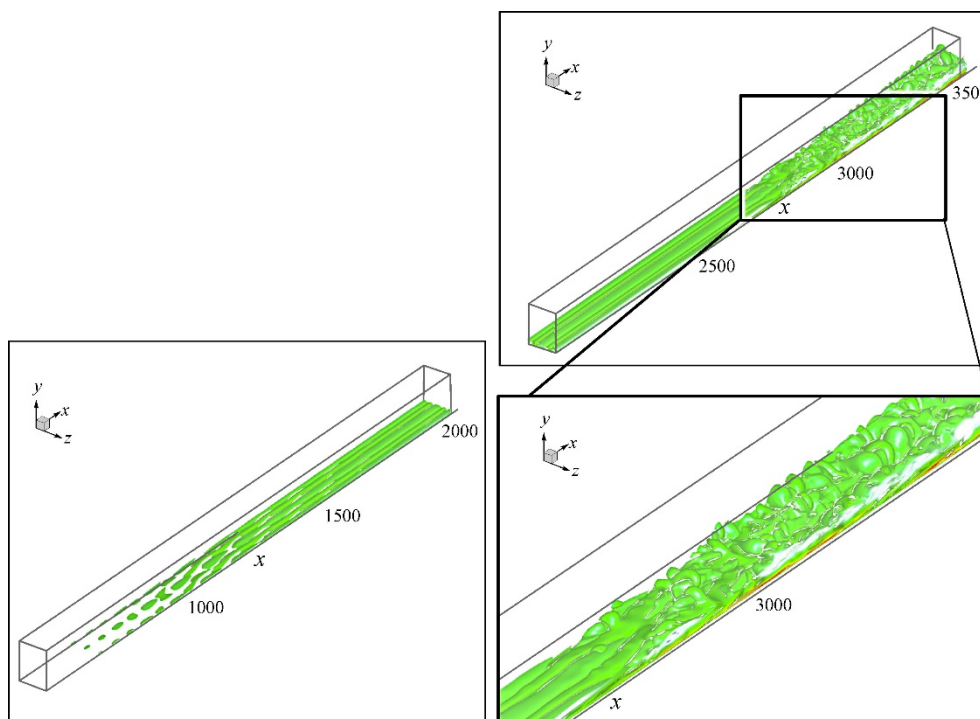


Рис. 1. Ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое при числе Маха $M = 2$ вследствие развития возмущения в виде суперпозиции симметричных трехмерных волн неустойчивости. Поверхности пульсаций продольной компоненты скорости.

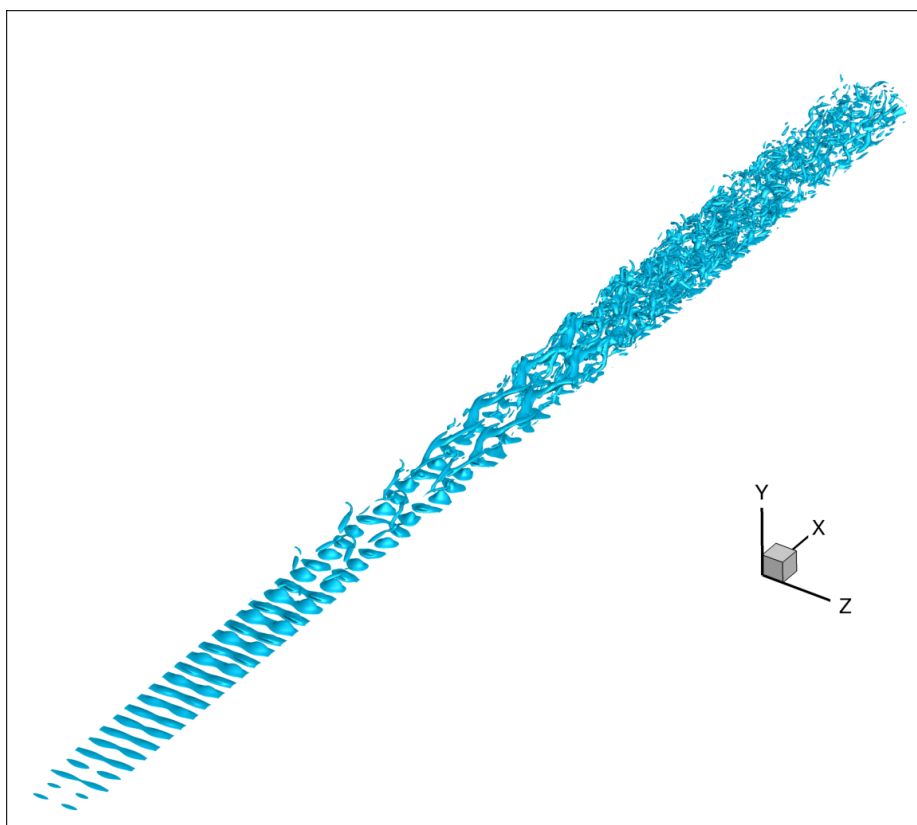


Рис. 2. Ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое при числе Маха $M = 6$ вследствие развития возмущения в виде суперпозиции двумерной волны второй моды и симметричных трехмерных волн первой моды. Поверхности Q-критерия.

6. Эффект от использования кластера в достижении целей работы.

Проведение численного моделирования с использованием десятков миллионов расчетных ячеек на обычных рабочих станциях невозможно как вследствие большого объема требуемой памяти, так и по времени счета. Поэтому использование кластера является определяющим для успешного достижения целей работы.

Перечень публикаций, содержащих результаты работы

1. A. N. Kudryavtsev, D. V. Khotyanovsky. Direct numerical simulation of transition to turbulence in a supersonic boundary layer // *Thermophysics and Aeromechanics*, 2015, Vol. 22, No. 5, pp. 559–568.
[doi:10.1134/S0869864315050042](https://doi.org/10.1134/S0869864315050042).
Импакт-фактор журнала JCR 2016 = 0.747.
2. D. V. Khotyanovsky, A. N. Kudryavtsev. Numerical simulation of the evolution of unstable disturbances of various modes and initial stages of the laminar-turbulent transition in the boundary layer at the freestream Mach number $M = 6$ // *Thermophysics and Aeromechanics*, 2016, Vol. 23, No. 6, pp. 809–818.
[doi:10.1134/S0869864316060032](https://doi.org/10.1134/S0869864316060032).
Импакт-фактор журнала JCR 2016 = 0.747.
3. D. V. Khotyanovsky, A. N. Kudryavtsev. Direct numerical simulation of the transition to turbulence in a supersonic boundary layer on smooth and rough surfaces // *J. Applied Mech. Tech. Phys.*, 2017, Vol. 58, No. 5, pp. 826–836.
[doi:10.1134/S002189441705008X](https://doi.org/10.1134/S002189441705008X).
Импакт-фактор журнала JCR 2016 = 0.396