

УДК 533

DOI: 10.15372/PMTF202315293

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗВИТИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ, СОЗДАВАЕМЫХ ПЕРИОДИЧЕСКИМ ТЕПЛОВЫМ ИСТОЧНИКОМ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

А. И. Кутепова, Д. В. Хотяновский, А. А. Сидоренко

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

E-mails: kuteпова@itam.nsc.ru, dima@itam.nsc.ru, sindr@itam.nsc.ru

Выполнено прямое численное моделирование процесса взаимодействия ламинарного пограничного слоя с ударной волной при числе Маха, равном 1,45. Исследовано влияние периодического теплового источника на характер данного взаимодействия.

Ключевые слова: прямое численное моделирование, взаимодействие ударной волны и ламинарного пограничного слоя, тепловой источник возмущений

Введение. Исследование течений, возникающих при взаимодействии пограничного слоя с ударными волнами, имеет не только теоретическое, но и большое практическое значение при проектировании летательных аппаратов [1]. Многочисленные исследования показали, что численное моделирование данного течения существенно затруднено, поскольку оно включает ряд нестационарных структур различного характера [2–4]. Большинство работ были посвящены изучению взаимодействия ударных волн с пограничным слоем, находящимся в турбулентном состоянии [5, 6]. Однако увеличение протяженности ламинарной зоны течения может привести к значительному уменьшению сопротивления летательного аппарата, что позволит уменьшить расход топлива и выбросы вредных веществ в атмосферу. Поэтому исследование особенностей ламинарного обтекания является актуальной задачей.

Для проектирования ламинаризованных поверхностей необходима численная модель течения газа, обеспечивающая приемлемую точность расчета при умеренных вычислительных затратах. Наиболее точным вычислительным методом является прямое численное моделирование, которое позволяет определять все физические явления, происходящие в пограничном слое. Таким образом, необходимо проводить исследования в следующих трех взаимосвязанных направлениях: исследование физических процессов, происходящих в рассматриваемых течениях, создание вычислительного инструментария для моделирования этих процессов и разработка методов управления ими. Особенностью данных течений является взаимосвязь процессов ламинарно-турбулентного перехода и взаимодействия ударной волны с пограничным слоем, что в свою очередь приводит к взаимовлиянию отрывной области [7, 8] и зоны перехода, а также к возникновению нестационарных процессов с различными характерными частотами.

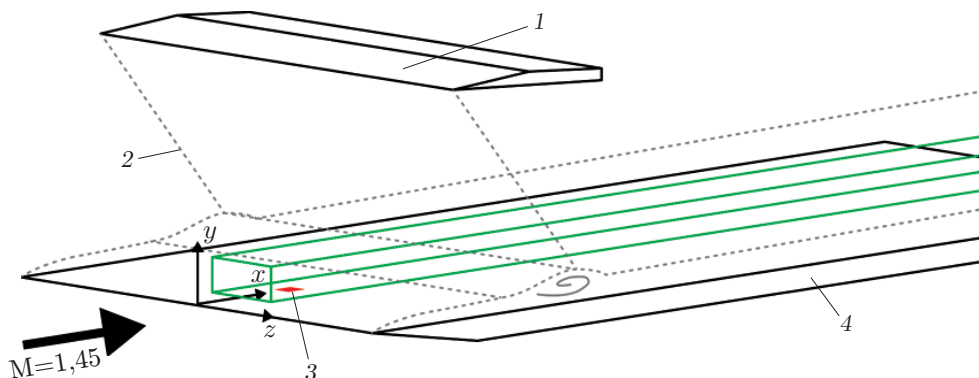


Рис. 1. Схема исследуемого течения:

1 — генератор ударной волны, 2 — падающая ударная волна, 3 — источник тепловых возмущений, 4 — плоская пластина

1. Постановка задачи и граничные условия при численном моделировании.

На рис. 1 представлена схема исследуемого течения, которое формируется при взаимодействии падающей ударной волны с ламинарным пограничным слоем, развивающимся на плоской пластине. Генератором ударной волны является клин, расположенный под некоторым углом к потоку. В результате взаимодействия ударной волны с ламинарным пограничным слоем может произойти его отрыв, что приведет к турбулизации течения. Результаты исследования используются при решении задачи управления такими течениями путем локального нагрева поверхности. На рис. 1 показана область расположения источника тепловых возмущений, который в расчете представляет собой нестационарный скачок температуры стенки.

С использованием прямого численного моделирования, позволяющего разрешать вихревую структуру течения, решалась задача о развитии искусственно созданного теплового возмущения. Расчеты проводились с помощью разработанного в Институте теоретической и прикладной механики (ИТПМ) СО РАН расчетного кода HyCFS-R, использующего многоуровневое распараллеливание (декомпозиция расчетной области и сообщения MPI для передачи данных между вычислительными узлами, Nvidia CUDA для графического сопроцессора, ниточное распараллеливание OpenMP на каждом вычислительном узле). Численные расчеты проводились на гибридном вычислительном кластере “Аеро” центра коллективного пользования ИТПМ СО РАН с использованием двух вычислительных узлов и четырех графических сопроцессоров Nvidia Tesla V100.

При численном моделировании параметры потока соответствовали параметрам в экспериментах [9], проводимых на трубе Т-325: число Маха потока $M = 1,45$, давление торможения $P_0 = 55$ кПа, температура торможения $T_0 = 290$ К, температура пластины $T_w = 290$ К. Для этого случая ранее были проведены численные исследования с использованием двух подходов: прямого численного моделирования и решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса [10].

Численное моделирование проводилось в расчетной области, представлявшей собой параллелепипед (см. рис. 1), нижняя грань которого совпадает с плоскостью пластины. Входная левая граница находилась на расстоянии $x_0 = 0,059$ м от передней кромки пластины. Расчетная сетка сгущалась по нормальной координате в области пограничного слоя. В расчетах использовалась прямоугольная структурированная расчетная сетка с числом ячеек по трем координатам $N_x = 1560$, $N_y = 261$ и $N_z = 127$. Общее количество ячеек приближенно равно $52 \cdot 10^6$. Пограничный слой во входном сечении расчетной области

полагался ламинарным и автомодельным и определялся в результате решения уравнений пограничного слоя.

Для моделирования ударной волны, генерируемой клином, расположенным под углом 3° к потоку, на участке верхней границы расчетной области, начиная с некоторого значения $x = x_s$, задавались граничные условия, соответствующие параметрам за косым скачком с углом $43,7^\circ$, что при $M = 1,45$ соответствовало экспериментально полученной величине угла клина, равной 3° [9].

Тепловые возмущения представляли собой скачок температуры поверхности и возбуждались в виде прямоугольных периодических импульсов температуры пластины в области, имеющей размеры 3 мм в продольном направлении и 2 мм в поперечном. Для возбуждения возмущений использовались импульсы с частотой 17 кГц, скважностью $1/2$ и температурой 315 К. Выбранное значение частоты 17 кГц меньше полученного в рамках линейной теории значения частоты 25 кГц [10], при котором возникает неустойчивость с максимальным коэффициентом роста во входном сечении. Таким образом обеспечивалась возможность нарастания возмущения заданной частоты ниже по потоку с учетом увеличения толщины пограничного слоя (локального характерного размера).

2. Моделирование развития возмущений в безградиентном пограничном слое. Исследование проводилось в два этапа. На первом этапе выполнено численное моделирование течения при возбуждении безградиентного пограничного слоя с помощью локального теплового воздействия. Результаты моделирования показали, что возбуждаемые периодические возмущения температуры трансформируются в трехмерные наклонные волны неустойчивости пограничного слоя (рис. 2), нарастающие по амплитуде в продольном направлении. Развитие этих возмущений сопровождается формированием трехмерных продольных вихревых структур и приводит к возникновению ламинарно-турбулентного перехода, проявляющегося в высокой степени хаотичности течения и существенных изменениях его средних характеристик. На рис. 2 представлена изоповерхность, полученная с использованием Q-критерия — величины, равной полуразности квадратов норм тензора завихренности и тензора скоростей деформаций [11].

Анализ полученных результатов расчетов показал, что за участком импульсного нагрева существует некоторая область восприимчивости пограничного слоя к введенным возмущениям, за которой следует область роста возмущения $x = 70 \div 180$ мм. Ниже по потоку происходит нелинейное насыщение возмущения, сопровождаемое некоторым уменьшением амплитуды его давления. Далее, при $x = 230$ мм происходит резкое увеличение пульсаций давления в широком диапазоне частот, что свидетельствует о начале

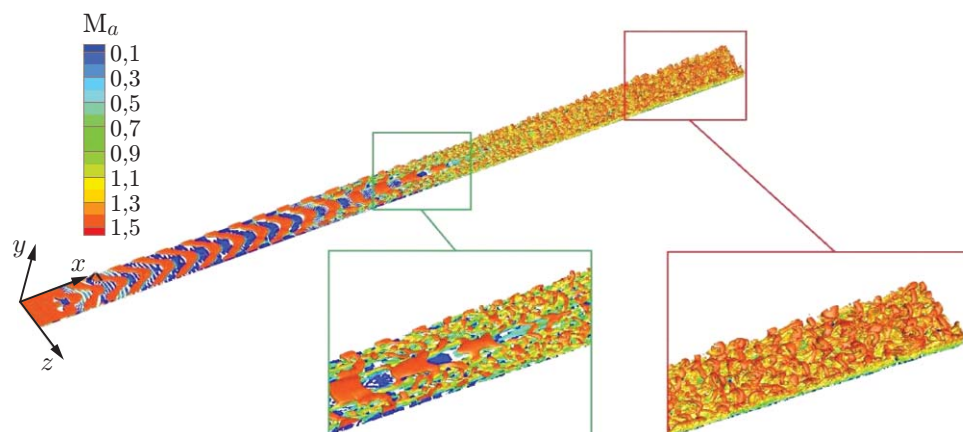


Рис. 2. Изоповерхность, полученная с использованием Q-критерия

ламинарно-турбулентного перехода. Последнюю 1/4 длины расчетной области занимает область турбулентного течения.

3. Развитие возмущения в течении с градиентом давления. На следующем этапе проводилось исследование влияния локального теплового возмущения на поток в условиях взаимодействия пограничного слоя с падающим скачком уплотнения (рис. 3). Результаты моделирования показали, что при используемых в расчетах параметрах потока величины продольного градиента давления, обусловленного падающим скачком, достаточно для образования локальной отрывной зоны (отрицательное значение коэффициента поверхностного трения C_f (рис. 4)). Ламинарно-турбулентный переход происходит ниже по потоку относительно зоны взаимодействия (см. рис. 3, *а*) и сопровождается увеличением коэффициента трения (кривая 1 на рис. 4).

Проведено моделирование взаимодействия пограничного слоя, возмущенного тепловым источником, с падающим скачком. На рис. 3, *б* видно, что при взаимодействии возмущенного пограничного слоя с падающим скачком положение области ламинарно-турбулентного перехода может существенно сдвигаться вверх по потоку в область, нахо-

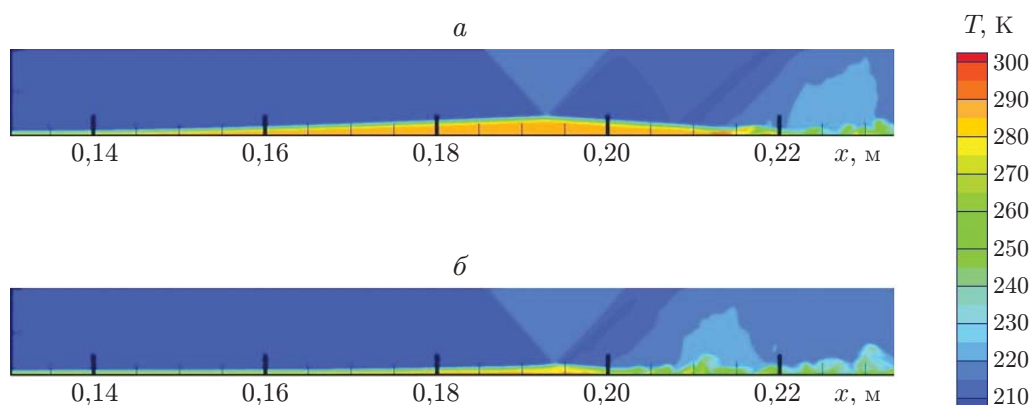


Рис. 3. Мгновенное поле температуры:

а — в отсутствие теплового источника, *б* — при наличии теплового источника

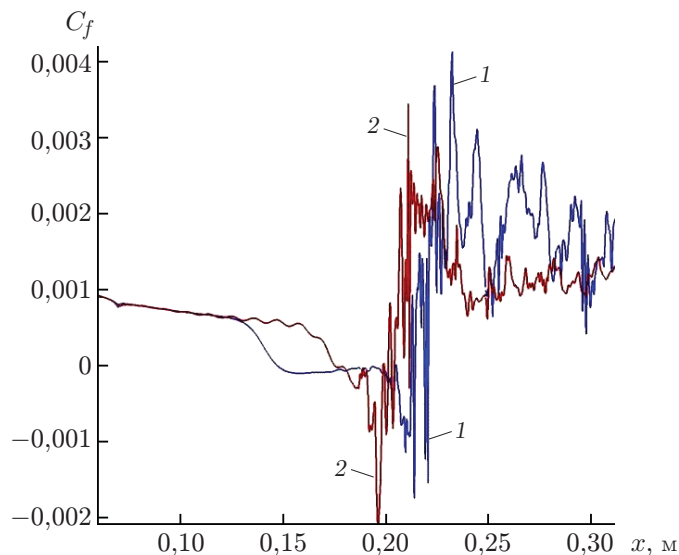


Рис. 4. Распределение коэффициента поверхностного трения вдоль пластины:

1 — в отсутствие теплового источника, 2 — при наличии теплового источника

дующую непосредственно за отраженным скачком, т. е. взаимодействие со скачком оказывает существенное влияние на переход. Согласно результатам, представленным на рис. 4, размер отрывной области уменьшается приблизительно в три раза (в отсутствие теплового источника — с 0,15 до 0,22 м, при его наличии — с 0,18 до 0,20 м).

Заключение. Результаты проведенного моделирования показывают, что возбуждаемые периодические возмущения температуры поверхности трансформируются в волны неустойчивости пограничного слоя, нарастающие по амплитуде в продольном направлении. Развитие возмущений сопровождается формированием трехмерных продольных вихревых структур и приводит к возникновению ламинарно-турбулентного перехода. В условиях взаимодействия пограничного слоя с падающей ударной волной наличие теплового источника с частотой 17 кГц, скважностью 1/2 и температурой импульса 315 К позволило уменьшить размер отрывной области приблизительно в три раза.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Gaitonde D. V.** Progress in shock wave/boundary layer interactions // *Progr. Aerospace Sci.* 2015. V. 72. P. 80–99.
2. **Dolling D. S.** Fifty years of shock-wave/boundary-layer interaction research: what next? // *AIAA J.* 2001. V. 39, N 8. P. 1517–1531.
3. **Babinsky H.** Shock wave — boundary-layer interactions / H. Babinsky, J. K. Harvey. Cambridge: Cambridge Univ. Press, 2011.
4. **Huang W., Wu H., Yang Y.-g., et al.** Recent advances in the shock wave/boundary layer interaction and its control in internal and external flows // *Acta Astronaut.* 2020. V. 174. P. 103–122.
5. **Zhelotovodov A. A.** Shock waves/turbulent boundary-layer interactions: Fundamental studies and applications. New Orleans, 1996. (Paper / AIAA; 1996-1977).
6. **Smits A. J.** Turbulent shear layers in supersonic flow / A. J. Smits, J.-P. Dussauge. N. Y.: Springer, 2006.
7. **Dussauge J.-P., Dupont P., Debiève J.-F.** Unsteadiness in shock wave boundary layer interactions with separation // *Aerospace Sci. Technol.* 2006. V. 10, N 2. P. 85–91.
8. **Doerffer P.** Unsteady effects of shock wave induced separation / P. Doerffer, C. Hirsch, J.-P. Dussauge, H. Babinsky, G. N. Barakos. S. l.: Springer, 2010.
9. **Поливанов П. А., Сидоренко А. А., Маслов А. А.** Влияние ламинарно-турбулентного перехода на взаимодействие ударной волны с пограничным слоем при малом сверхзвуковом числе Маха // *Письма в ЖТФ.* 2015. Т. 41, № 19. С. 29–37.
10. **Поливанов П. А., Хотяновский Д. В., Кутепова А. И., Сидоренко А. А.** Исследование различных подходов к моделированию ламинарно-турбулентного перехода в сжимаемых отрывных течениях // *ПМТФ.* 2020. Т. 61, № 5. С. 40–51.
11. **Lesieur M.** Large-eddy simulations of turbulence / M. Lesieur, O. Métais, P. Comte. Cambridge: Cambridge Univ. Press, 2005.

*Поступила в редакцию 19/IV 2023 г.,
после доработки — 25/IV 2023 г.
Принята к публикации 29/V 2023 г.*