

Тема работы:

Прямое численное моделирование взаимодействия ударной волны с пограничным слоем при трансзвуковых скоростях полета.

Состав коллектива:

Хотяновский Дмитрий Владимирович, к.ф.-м.н., с.н.с. ИТПМ СО РАН,
с.н.с. Лаборатории неравновесных течений и аэротермодинамики космических аппаратов
НИЧ НГУ;

Кудрявцев Алексей Николаевич, д.ф.-м.н., с.н.с. ИТПМ СО РАН,
с.н.с. Лаборатории неравновесных течений и аэротермодинамики космических аппаратов
НИЧ НГУ, доцент Кафедры аэрофизики и газовой динамики НГУ.

Информация о гранте:

РНФ №18-19-00547 «Нестационарные эффекты при взаимодействии ударной волны с ламинарным пограничным слоем при трансзвуковых скоростях полета»,
рук. А.А. Сидоренко, 2018-2020.

Аннотация.

На основе прямого численного моделирования исследуется взаимодействие сверхзвукового пограничного слоя на пластине с падающим косым скачком уплотнения. Результаты расчетов пограничного слоя, возмущенного фундаментальной волной неустойчивости, показывают неоднородность распределений коэффициента трения по трансверсальной координате, что связано с наличием в пограничном слое квазистационарных вихревых структур. Показано, что взаимодействие возмущенного пограничного слоя с падающим скачком сопровождается значительным увеличением пульсаций давления и массового расхода и быстро приводит к ламинарно-турбулентному переходу. Проведено исследование влияния начальной амплитуды возмущений на течение в пограничном слое при взаимодействии с падающим скачком, которое показало, что изменение начальной амплитуды возмущения оказывает существенное влияние на размер и положение отрывной зоны и пульсационные характеристики течения. Проведено численное моделирование течения в пограничном слое при наличии одиночной шероховатости на поверхности пластины. При прохождении вихревой структуры, порожденной шероховатостью, через зону взаимодействия со скачком происходит резкое усиление пульсаций, их быстрый выход на режим нелинейного развития, что приводит к ламинарно-турбулентному переходу и образованию турбулентного клина, который далее вниз по потоку расширяется в трансверсальном направлении по всему размеру расчетной области.

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

Численное моделирование проводится с разрешением вихревой структуры течения на основе решения трехмерных нестационарных уравнений Навье—Стокса. Рассматривается задача о взаимодействии ламинарного пограничного слоя на плоской пластине с падающей косой ударной волной. Геометрия расчетной области и параметры потока соответствуют экспериментам, проводившимся в ИТПМ СО РАН на установке Т-325: число Маха потока равно $M=1,43$, давление торможения $P_0 = 0,55 \cdot 10^5$ Па, температура торможения $T_0 = 293$ К. Угол атаки генератора ударной волны равен 3° . В численном моделировании используются два различных подхода для генерации возмущений пограничного слоя: возбуждение на входной границе неустойчивых волн линейной теории устойчивости и возмущения, индуцируемого одиночной шероховатостью на поверхности пластины. В первом подходе на входной границе возбуждались трехмерные волны неустойчивости с частотами, соответствующими максимальным коэффициентам роста линейной теории во входном

сечении. На основное течение, представляющее собой ламинарный автомодельный пограничный слой, накладывается суперпозиция двух неустойчивых возмущений линейной теории с частотой $\omega = 2\pi U_\infty/\delta_0$, распространяющихся под углами $\pm\chi$ к направлению основного течения в трансверсальном направлении z . Во втором подходе в качестве источника возмущения используется одиночная шероховатость на поверхности пластины. При этом на входной границе расчетной области задается невозмущенный ламинарный автомодельный пограничный слой. На некотором расстоянии от входной границы на поверхности пластины помещается одиночный элемент шероховатости, форма которого задана функцией $y = h \cos(\pi r/2R)^2$, где r – расстояние до центра элемента в плоскости (x, z) . Высота h и радиус R элемента шероховатости варьировались в различных расчетах. Расчеты производились для параметров потока $M = 1,45$, $Re_\delta = 700$, $T_w/T_\infty = 1,356$. Одиночный элемент шероховатости располагался на поверхности пластины посередине расчетной области по размаху

2. Современное состояние проблемы.

При взаимодействии ударной волны с пограничным слоем формируется достаточно сложное течение, часто встречающееся при газодинамическом конструировании летательных аппаратов и их элементов, лопаток турбомашин, воздухозаборников и сопел авиационных двигателей и т. д. [1]. Ударная волна, взаимодействуя с пограничным слоем, вызывает отрыв потока и порождает нестационарность течения, которая может проявляться как локально, так и глобально. В первом случае возникают дополнительные переменные динамические и тепловые нагрузки на конструкцию, во втором — квазипериодические пульсации всего течения, как это происходит, например, при трансзвуковом бафтинге крыла. В силу важности для практических приложений это явление интенсивно исследовалось в течение последних 70 лет [2]. Вследствие необходимости аэродинамического совершенствования летательных аппаратов и турбореактивных двигателей в последнее время более широко используются ламинарные течения. Это приводит к необходимости исследования взаимодействия ударных волн с ламинарным пограничным слоем, на который большое влияние оказывает неблагоприятный градиент давления, возникающий на ударной волне. Образующиеся при этом протяженные отрывные зоны и дополнительное аэродинамическое сопротивление могут уменьшить преимущества ламинаризации течения. В связи с этим в последние два десятилетия появилось большое количество работ, посвященных исследованию взаимодействия ударных волн с ламинарным и переходным пограничным слоем при сверхзвуковых скоростях и управления такими течениями [2].

Целью данной работы является детальное исследование процессов, происходящих в возмущенном переходном пограничном слое, при его взаимодействии с падающим скачком уплотнения на основе прямого численного моделирования с разрешением вихревой структуры течения.

[1] Green J. Interactions between shock waves and turbulent boundary layers // Progr. Aerospace Sci. 1970. V. 11. P. 235–340.

[2] Dolling D. S. Fifty years of shock wave/boundary layer interaction: what next? // AIAA J. 2001. V. 39. P. 1517–1531.

3. Подробное описание работы, включая используемые алгоритмы.

Прямое численное моделирование проводится на основе численного решения трехмерных уравнений Навье–Стокса для сжимаемого теплопроводного газа. Численные расчеты выполняются с помощью разработанных в ИТПМ СО РАН параллельных кодов CFS3D и NuCFS в явной постановке по времени. Для вычисления конвективных потоков используется WENO-схема 5-го порядка Jiang, Shu. Диффузионные члены аппроксимируются центральными разностями 4-го порядка, для интегрирования по времени применяется явная схема Рунге—Кутты 2-го — 4-го порядка, расчеты проводятся на структурированной сетке из гексаэдральных ячеек. Вычислительная задача распараллелена с помощью геометрической

декомпозиции расчетной области, обмен данными между процессорами организован с помощью библиотеки MPI. В численном моделировании использовались расчетные сетки, сгущенные непосредственно вблизи пластины и обеспечивающие разрешение пристенного пограничного слоя. Полная расчетная сетка в трехмерной области содержала от 33 до 66 миллионов ячеек. Расчеты кодом CFS3D проводились с использованием от 48 до 96 процессорных ядер. Ряд расчетов был выполнен с помощью более нового кода NuCFS на узлах с графическими сопроцессорами (GPU). В коде NuCFS используется трехуровневая параллелизация: обмены между узлами производятся с помощью MPI, на каждом вычислительном узле используется нитевая параллелизация средствами OpenMP, центральные процессорные ядра (CPU) и общая память узла. Параллелизация на каждом GPU осуществляется средствами программной платформы CUDA с использованием процессора и памяти GPU. В расчетах кодом NuCFS использовалось до 3 вычислительных узлов и до 9 GPU.

4. Полученные результаты.

В первом подходе в прямом численном моделировании на входной границе возбуждались трехмерные волны неустойчивости с частотами, соответствующими максимальным коэффициентам роста линейной теории во входном сечении. Были проведены подробные численные расчеты при параметрах потока $M = 1,43$, $Re_\delta = 700$, $T_w/T_\infty = 1,346$ для угла клина 3° . Во входном сечении задавалось возмущение в виде фундаментальной волны неустойчивости линейной теории с начальной амплитудой $A_0 = 0,001$, см. рис. 1. При этом наблюдается неоднородность распределений коэффициента трения по трансверсальной координате z , что связано с наличием в пограничном слое квазистационарных вихревых структур, образующихся из-за нелинейного развития и взаимодействия трехмерных волн неустойчивости, рис. 2. Взаимодействие возмущенного пограничного слоя с падающим скачком сопровождается значительным увеличением пульсаций давления и массового расхода и ламинарно-турбулентному переходу за зоной взаимодействия со скачком.

Проведено исследование влияния начальной амплитуды возмущений на течение в пограничном слое при взаимодействии с падающим скачком в виде фундаментальной трехмерной волны неустойчивости линейной теории. Из полученных распределений средних и пульсационных характеристик видно, что изменение начальной амплитуды возмущения оказывает существенное влияние на течение: размер отрывной области при $A_0 = 1 \cdot 10^{-4}$ оказывается существенно больше, чем при $A_0 = 0.001$. Ниже зоны взаимодействия, после перехода к турбулентности, интенсивность пульсаций выходит примерно на одинаковый уровень в обоих случаях.

Проведено численное моделирование течения в пограничном слое при наличии одиночной шероховатости на поверхности пластины, рис. 3а. Элемент шероховатости вызывает значительные локальные искажения среднего течения в пограничном слое с образованием подковообразного стационарного возмущения и зон рециркуляции, которые служат источниками нестационарных возмущений, рис. 3б. Из-за индуцированных градиентов скорости в следе за элементом шероховатости в пограничном слое образуется продольная вихревая структура. При прохождении вихревой структуры через зону взаимодействия со скачком происходит резкое усиление пульсаций, их быстрый выход на режим нелинейного развития, что приводит к ламинарно-турбулентному переходу. Область турбулизованного течения, сначала локализованная по размаху в виде турбулентного клина, далее вниз по потоку расширяется в трансверсальном направлении по всему размеру расчетной области.

5. Иллюстрации, визуализация результатов.

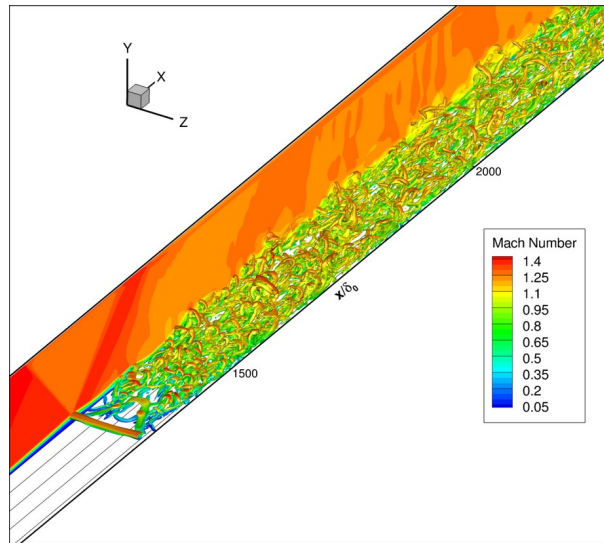


Рис. 1. Визуализация течения при возбуждении пограничного слоя наиболее неустойчивой трехмерной волной неустойчивости с начальной амплитудой $A_0 = 0,001$. Изоповерхность Q-критерия и цветовые уровни числа Маха.

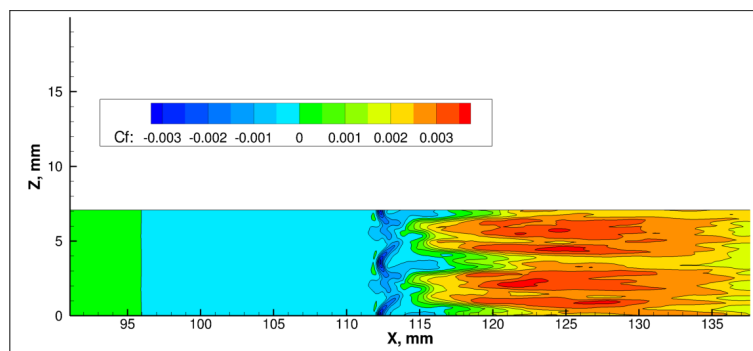


Рис. 2. Распределение осредненного коэффициента трения по поверхности пластины.

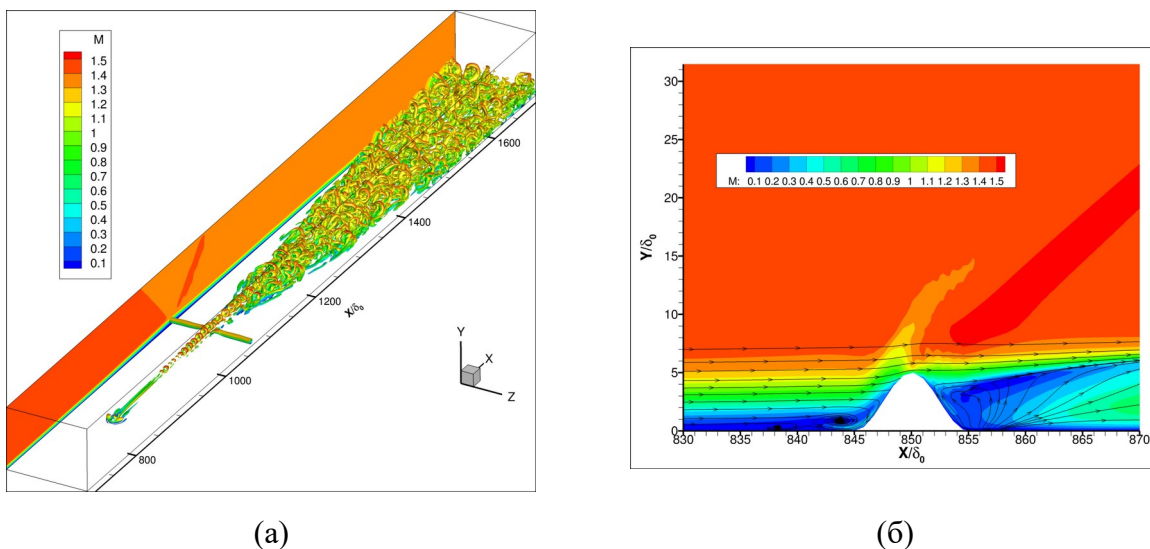


Рис. 3. Изоповерхность Q-критерия и уровни числа Маха для мгновенного поля течения при взаимодействии пограничного слоя, возмущенного одиночным элементом шероховатости, с падающим скачком (а); число Маха осредненное по времени течения и линии тока в плоскости $z = 0$ вблизи элемента шероховатости (б).

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. D. Khotyanovsky, A. Kudryavtsev. Numerical study of unsteady effects in the interaction of an incident shock with the transitional boundary layer on a flat plate. AIP Conference Proceedings 2027, 040083 (2018); DOI: 10.1063/1.5065357.
2. Д.В. Хотяновский, А.Н. Кудрявцев. Прямое численное моделирование взаимодействия ударной волны с переходным пограничным слоем. Вычислительный эксперимент в аэроакустике: 7-ая всероссийская конференция, г. Светлогорск Калининградской обл., 17-22 сентября 2018 г.: Сборник тезисов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2018. С. 213-215.
http://ceaa.imamod.ru/2018/files/CEAA2018_rus_final.pdf
3. D. Khotyanovsky, A. Kudryavtsev, A. Shershnev. Numerical study of the interaction of the supersonic flat-plate boundary layer with an oblique incident shock. AIP Conference Proceedings 2125, 030032 (2019); DOI: 10.1063/1.5117414.
4. Khotyanovsky D.V., Kudryavtsev A.N. Numerical study of the effects of upstream disturbances on shock wave/boundary layer interaction on a flat plate // XX International Conference on the Methods of Aerophysical Research is dedicated to the 80 anniversary of Academician V. M. Fomin (ICMAR – 2020) (Novosibirsk, 1-7 Nov. 2020) : abstr. Pt.I. -Novosibirsk: Parallel, 2020. -P. 102-103.
5. P.A. Polivanov, D.V. Khotyanovsky, A.I. Kutepova, and A.A. Sidorenko. Investigation of various approaches to the simulation of laminar–turbulent transition in compressible separated flows. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2020, Vol. 61, No. 5, pp. 717–726.
DOI: 10.1134/S0021894420050053
(Поливанов П.А., Хотяновский Д.В., Кутепова А.И., Сидоренко А.А. Исследование различных подходов к моделированию ламинарно-турбулентного перехода в сжимаемых отрывных течениях // Прикладная механика и техническая физика. - 2020. -Т.61, No.5. -С. 40-51. DOI: 10.15372/PMTF20200505)
Импакт-фактор журнала 0.669 (five year impact factor 2019).