

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-П «Нестационарные эффекты при взаимодействии ударной волны с ламинарным пограничным слоем при трансзвуковых скоростях полета»,
рук. А.А. Сидоренко, 2021-2022.

Аннотация.

На основе вихререзающего численного моделирования получены детальные нестационарные данные, позволившие подробно исследовать все стадии процесса перестройки течения в возмущенном пограничном слое при мгновенном возникновении скачка на верхней границе расчетной области и обратного процесса при постепенном движении точки входа скачка вдоль верхней границы до выхода из расчетной области. Проведен анализ полученных нестационарных данных, который позволил подробно исследовать все последовательные стадии нестационарного процесса: возникновение скачка на верхней границе, начало его взаимодействия с пограничным слоем, движение зоны взаимодействия вверх по потоку, возникновение и установление отрывной зоны к квазистационарному состоянию. При обратном процессе постепенного движения точки входа скачка вдоль верхней границы исследованы последовательные стадии процесса движения ударно-волновой конфигурации вниз по потоку, смещения отрывной зоны и ее исчезновения, а также постепенной реламинаризации пограничного слоя.

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 косою 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 .

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 72 процессорных ядер.

4. Полученные результаты.

Для создания возмущенного состояния в изначально ламинарный пограничный слой на входной границе расчетной области вводятся возмущения в виде собственных функций линейной теории. Волновые характеристики наиболее неустойчивых возмущений линейной теории рассчитываются с помощью программы VBLS3D. На основное течение, представляющее собой ламинарный автотомельный пограничный слой, накладывается суперпозиция двух неустойчивых возмущений с частотой $\omega = 2\pi U_\infty/\delta_0$, распространяющихся

под углами $\pm\chi$ к направлению основного течения в трансверсальном направлении z . При рассматриваемых параметрах во входном сечении фундаментальная волна неустойчивости линейной теории, имеющая наибольший коэффициент роста возмущения, соответствует безразмерной частоте $\omega = 0,032$ и углу волнового вектора в трансверсальном направлении $\chi = 46^\circ$. Соответствующая размерная частота возмущения, определенная при параметрах эксперимента, равна 25,136 кГц. В расчетах использовались периодические граничные условия по координате z , а размер расчетной области в трансверсальном направлении составлял $L_z = 2\pi/\beta = 85,0$, где β – компонента волнового вектора по оси z . Начальная амплитуда волн неустойчивости во входном сечении равнялась $A_0 = 0,001$.

Было проведено моделирование нестационарного развития области взаимодействия ламинарного пограничного слоя с ударной волной. В расчете рассматривалось течение в пограничном слое на плоской пластине. В качестве начальных условий задавался ламинарный пограничный слой, в котором развивалась фундаментальное трехмерное возмущение на одной частоте с начальной амплитудой на входной границе $A = 0,001$. При данных параметрах ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое при отсутствии ударной волны не происходит. После установления в возмущенном пограничном слое квазистационарного режима течения на части верхней границы расчетной области скачкообразно реализовывались условия, соответствующие условиям Рэнкина–Гюгонио за косым скачком. Положение продольной координаты входа скачка в расчетную область равнялось $x_s = 95,26$ мм. На рис. 1 приведены визуализации течения в вертикальной плоскости $z = 0$ в различные моменты времени после возникновения скачка на верхней границе. Результаты проведенных численных расчетов позволяют проследить за всеми стадиями перестройки течения, включая возникновение ударной волны на верхней границе, постепенное движение скачка вверх по потоку, образование отрывной зоны при взаимодействии скачка с возмущенным пограничным слоем, резкое увеличение амплитуды возмущений и турбулизацию течения за зоной взаимодействия со скачком.

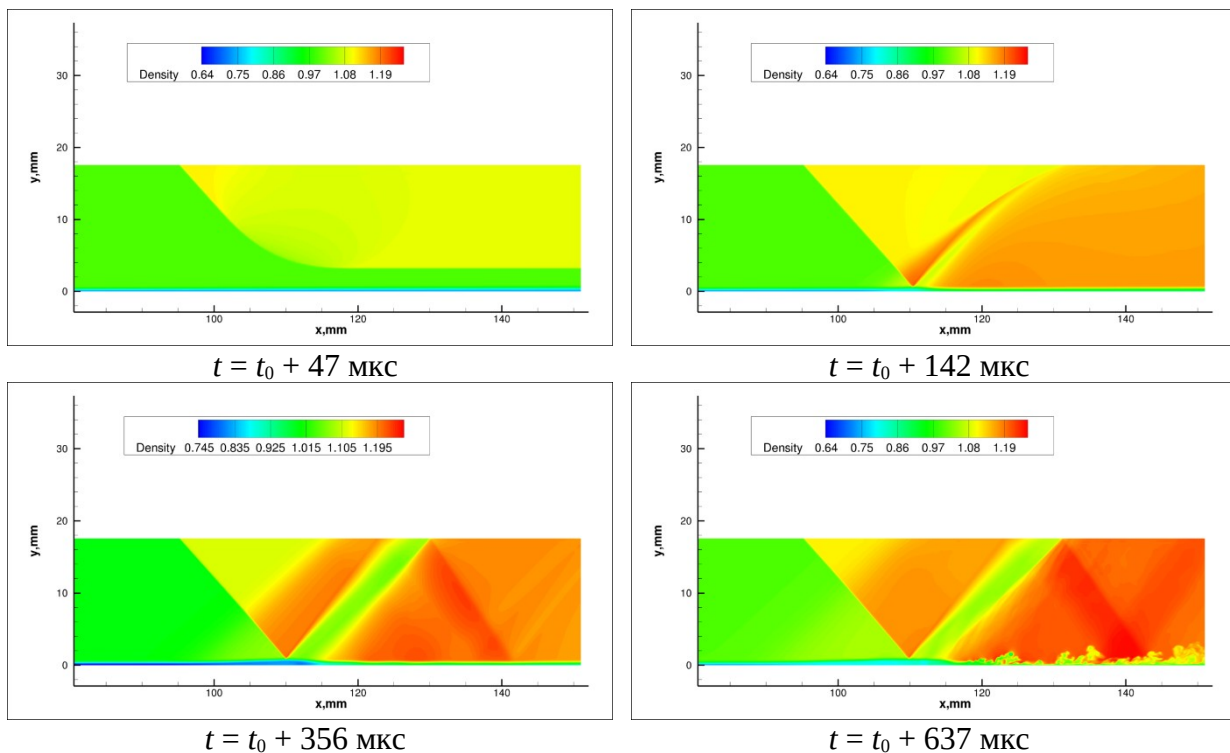


Рис. 1. Визуализации течения в вертикальной плоскости в различные моменты времени после возникновения скачка на верхней границе.

Нестационарный процесс перестройки течения количественно показан на рис. 2, где представлены распределения коэффициента трения вдоль пластины в различные моменты

времени после возникновения скачка на верхней границе данных. Как видно из полученных данных, в момент времени $t = t_0 + 20$ мкс, близкий к начальному, в отсутствие взаимодействия со скачком, в пограничном слое развивается введенное на входной границе возмущение, которое постепенно затухает ближе к концу расчетной области. В момент времени $t = t_0 + 159$ мкс косою скачок, введенный на верхней границе, достигает пластины и начинает взаимодействовать с пограничным слоем. В результате в пограничном слое возникает отрыв с областью возвратного течения, что проявляется в появлении отрицательных значений коэффициента поверхностного трения. Распределения поверхностного трения в последующие моменты времени, $t = t_0 + 318$ мкс и $t = t_0 + 637$ мкс показывают постепенное увеличение размера отрывной зоны и начало турбулизации течения после зоны взаимодействия.

По окончании достаточно длительного нестационарного процесса течение достигает установления к квазистационарному состоянию, представленному на рис. 2, в котором размер и положение отрывной зоны практически не меняются, а непосредственно за зоной взаимодействия с падающим скачком происходит быстрая турбулизация пограничного слоя.

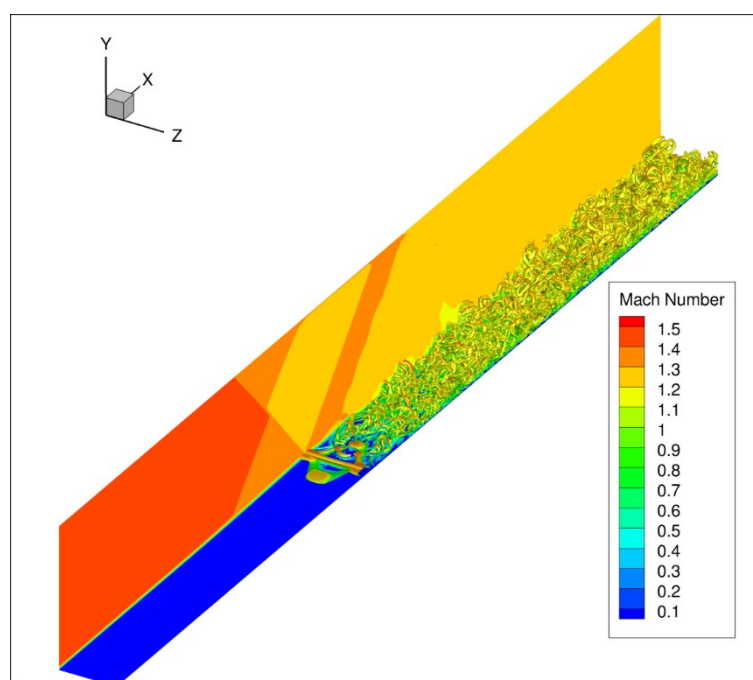


Рис.2. Трехмерная визуализация квазистационарного поля течения после установления отрывной зоны при взаимодействии возмущенного пограничного слоя с падающим косою скачком при $t = t_0 + 1273$ мкс. Поверхность Q критерия и уровни числа Маха.

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. Khotyanovsky D.V., Kudryavtsev A.N. Numerical study of the effects of upstream disturbances on shock wave/boundary layer interaction on a flat plate. AIP Conference Proceedings 2351, 030083 (2021); <https://doi.org/10.1063/5.0051695>.
2. 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. Импакт-фактор журнала 0.669 (five year impact factor 2019).
3. Khotyanovsky D.V., Polivanov P.A., Kudryavtsev A.N., Sidorenko A.A. Numerical study of the effects of the external pressure gradient on laminar-turbulent transition in a supersonic boundary layer. XXI International conference on the methods of aerophysical research (ICMAR 2022) Abstracts . Part I. Novosibirsk, 2022. DOI: 10.53954/9785604788967_78.
 4. Хотяновский Д.В., Кудрявцев А.Н., Шершнева А.А. Численное исследование взаимодействия скачка уплотнения с неустойчивым сверхзвуковым пограничным слоем. Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике : VIII Всероссийская конференция, Геленджик, 20-25 сент. 2021 г. Сборник тезисов всероссийского аэроакустического форума (2021 г.).
 5. Khotyanovsky D.V., Kudryavtsev A.N., Kutepova A.I. Numerical simulation of the interaction of the disturbed boundary layer with an incident shock. J. Phys.: Conf. Ser. 2057 012005. DOI 10.1088/1742-6596/2057/1/012005.