

Тема работы:

Численное моделирование развития неустойчивостей и перехода к турбулентности в высокоскоростных сдвиговых течениях.

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, доцент Кафедры аэрофизики и газовой динамики НГУ.

Информация о гранте:

РНФ №23-11-00258 «Численное моделирование разреженных газовых струй на основе кинетического и континуального подходов», рук. А.Н. Кудрявцев, 2023-2025.

Аннотация.

На основе численного решения нестационарных трехмерных уравнений Навье–Стокса проводится исследование развития неустойчивостей и перехода к турбулентности в сверхзвуковых изобарических и нерасчетных струях. Моделирование проводится при различных значениях чисел Маха и Рейнольдса и при различных отношениях давлений в струе и окружающем пространстве. Результаты расчетов сравниваются с имеющимися экспериментальными данными.

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

На основе численного решения уравнений Навье–Стокса проведено моделирование развития возмущений и перехода к турбулентности в расчетной струе, вытекающей из круглого сопла. Моделирование проводится в трехмерной постановке с разрешением вихревой структуры течения для двух значений числа Маха струи и нескольких значениях числа Рейнольдса. Также проводится моделирование развития возмущений и перехода к турбулентности в нерасчетной струе, вытекающей из конвергентного (звукового) сопла, с числом Маха на срезе сопла $M = 1$ при двух отношениях полного давления к давлению в окружающем пространстве $N_{pr} = p_0/p_a = 5$ и 9. Параметры расчетов соответствуют условиям эксперимента, проведенного в Лаборатории экспериментальной аэрогазодинамики ИТПМ СО РАН. Численное моделирование проводится в трехмерной постановке с разрешением вихревой структуры течения.

2. Современное состояние проблемы.

В настоящее время в мире накоплен большой объем данных экспериментальных и расчетно-теоретических исследований сжимаемых струйных течений. В последние десятилетия достигнут также значительный прогресс в использовании численного моделирования с разрешением вихревой структуры течения для предсказания характеристик и поиска путей управления струйными течениями. Важнейшими прикладными задачами для современных численных методов и комплексов расчетных программ являются предсказание уровня шума струй двигателей летательных аппаратов, проверка способов снижения уровня шума с помощью различных методов пассивного и активного управления течением. Ключевая роль в решении этих проблем при больших числах Рейнольдса, соответствующих реальным полетным условиям, принадлежит численным подходам, основанным на методе крупных вихрей (LES). В этой области накоплен большой опыт эффективного использования численного моделирования, особенно для осесимметричных струй.

3. Подробное описание работы, включая используемые алгоритмы.

Расчеты проводились с помощью вычислительного кода NuCFS [1,2], разработанного в Лаборатории вычислительной аэродинамики ИТПМ СО РАН, с пространственной

дискретизацией конвективных членов уравнений Навье–Стокса на основе WENO схемы сквозного счета 5-го порядка [3]. Использовалась расчетная область в виде усеченной пирамиды квадратного сечения с высотой $L_x = 40 d$ вдоль продольной оси x и размерами $L_y = 10 d$, $L_z = 10 d$ по нормальным осям y , z в начальном сечении $x = 0$. Здесь d – диаметр струи в начальном сечении, который далее используется в качестве масштаба длины. Угол расширения пирамидальной расчетной области в продольном направлении равнялся $7,5^\circ$. Расчетная сетка сгущалась в области ядра и ближнего поля струи. Расчеты проводились на сетке $N_x = 1152$, $N_y = 330$, $N_z = 330$ (125 млн ячеек во всей расчетной области). При моделировании расчетной струи на входной границе расчетной области, при $x = 0$, задавался струйный профиль для продольной компоненты скорости в виде:

$$U(r) = \frac{U_j + U_a}{2} + \frac{U_j - U_a}{2} \tanh\left(\frac{r_0 - r}{2\theta}\right), \quad (1)$$

где U_j , U_a – соответственно скорости струи и внешнего потока; $r_0 = 0,5$ – радиус струи в начальном сечении; θ – толщина струи в начальном сечении, которая принималась равной $\theta = 0,01$. Профиль температуры в начальном сечении задавался из соотношения Крокко–Буземана для газа с числом Прандтля $Pr = 1$. Давление на входной границе полагалось постоянным, что соответствует случаю расчетной струи. При моделировании нерасчетной струи на входной границе расчетной области, при $x = 0$, задавался кусочно-постоянный (ударный) профиль струи: при $|y|$, $|z| \leq d/2$ задавались значения газодинамических переменных, соответствующие течению на срезе сопла; при $|y|$, $|z| > d/2$ задавались значения, соответствующие окружающему газу. Рассматривалась круглая струя, истекающая из звукового сопла в затопленное пространство. Параметры струи и окружающего газа соответствуют условиям эксперимента для недорасширенной звуковой струи с $N_{pr} = 5$ и 9. Для лучшей определенности численной краевой задачи граничные условия на входной границе, соответствующие окружающему газу, задавались с добавлением фонового спутного потока небольшой скорости U_a , соответствующей числу Маха 0,05.

Вычислительный код НуСФС предназначен для проведения численного моделирования на основе решения полных нестационарных уравнений Навье–Стокса сжимаемого теплопроводного газа с помощью современных WENO схем сквозного счета на гибридных вычислительных кластерах с графическими сопроцессорами (GPU). В НуСФС используется многоуровневая стратегия распараллеливания: полная вычислительная задача разбивается на достаточно крупные блоки, которые запускаются на различных вычислительных узлах, связанных сетью. Обмены между узлами производятся с помощью средств MPI (Message Passing Interface). На каждом вычислительном узле используются 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. Использование такого подхода позволяет добиться высоких показателей параллельной эффективности и масштабируемости параллельной вычислительной задачи и в полной мере использовать возможности современных вычислительных кластеров гибридной архитектуры.

4. Полученные результаты.

Первый рассмотренный расчетный случай соответствует условиям эксперимента [4] для сверхзвуковой изобарической струи с числом Маха $M = 2,12$ и числом Рейнольдса, определенным по диаметру d выходного сечения сопла, $Re = 70\,000$. Во всех случаях в кольцевом слое смещения, ограничивающем струю, развиваются возмущения, которые постепенно распространяются на ядро струи. В течении присутствуют и осесимметричные, и трехмерные возмущения. Результаты численного моделирования, полученные для случая $M = 2,12$, приведены на рис. 1. На некотором расстоянии от среза сопла начинается быстрый рост мелкомасштабных трехмерных пульсаций, после чего происходит переход к турбулентности. Для струи с $M = 2,12$ это случается при значении безразмерной продольной

координаты $x/d \approx 10$. Сразу после этого скорость среднего течения на оси начинает быстро падать и при $x/d \approx 18$ становится меньше скорости звука.

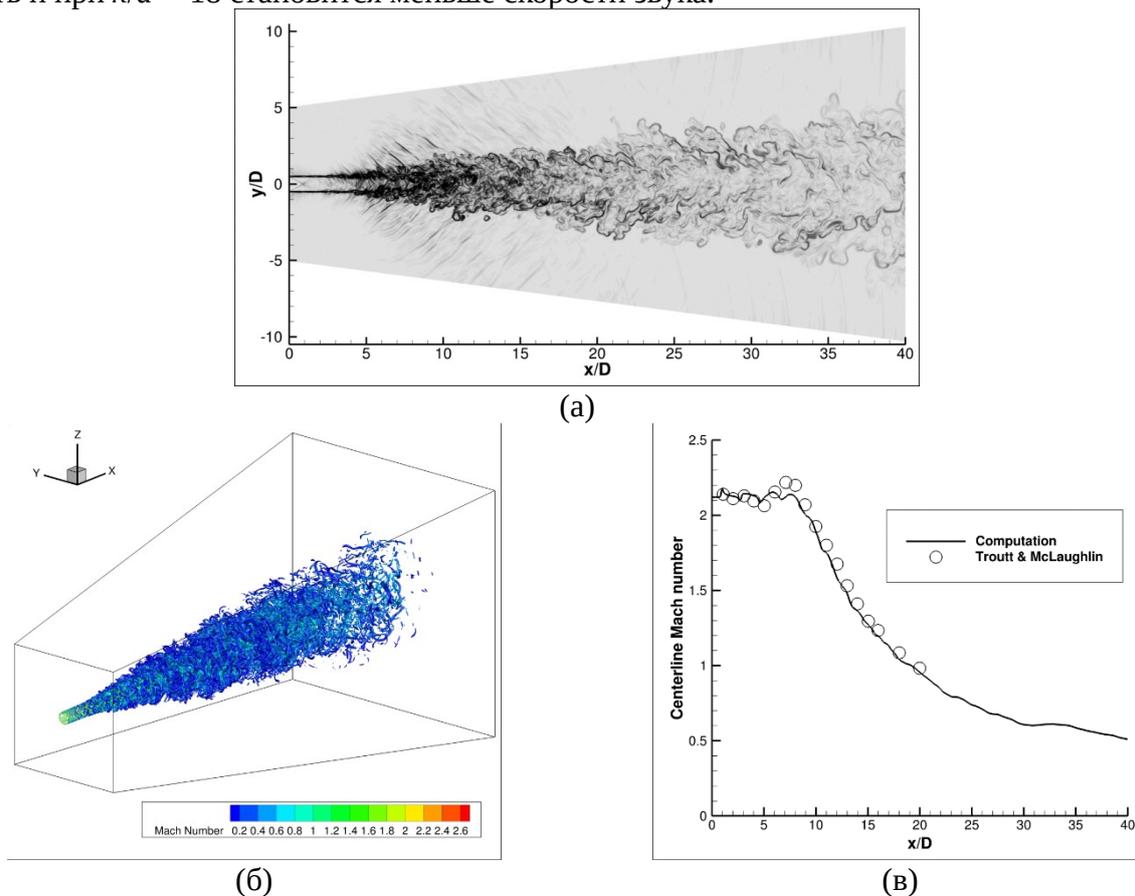


Рис. 1. Численная шлирен-визуализация в плоскости $z = 0$ (а), изоповерхность Q-критерия (б) и распределение числа Маха вдоль оси в расчете и эксперименте [4] (в).

Сравнение распределения вдоль оси числа Маха среднего течения (рис. 1в) показало очень хорошее совпадение с экспериментальными измерениями [4]. Примечательной деталью развития течения сверхзвуковой расчетной струи было интенсивное излучение в окружающее пространство звука в виде наклонных маховских волн (рис. 1а). Это излучение происходило на определенном участке, начиная со стадии, когда в слое смешения появлялись крупномасштабные вихревые возмущения, включая всю зону перехода к турбулентности и заканчиваясь незадолго до того, как скорость струи уменьшалась до звуковой.

Визуализации полей течения для нерасчетной (недорасширенной) струи представлены на Рис. 2 для случая отношения полного давления к давлению в окружающем пространстве $N_{pr} = 5$. Визуализации показывают, что расчет воспроизводит основные детали среднего и пульсационного движения. Возмущения начинают быстро расти ниже по потоку от сечения, совпадающего с диском Маха в первой бочке струи. Течение быстро турбулизуется, причем рост неустойчивости, как и можно было ожидать, начинается на границе струи, а также во внутреннем слое смешения, исходящим из линии пересечения падающего висячего скачка, диска Маха и отраженного скачка. Такие наблюдаемые в эксперименте характерные особенности течения как интенсивное вихревое движение и крупномасштабные вихревые структуры присутствуют и в численных результатах. Расчетные и экспериментальные профили давления Пито, представленные на рис. 3 очень хорошо совпадают в сечениях, близких к срезу сопла (Рис. 3а). Ниже по потоку, согласие, однако, начинает ухудшаться, причем наибольшие различия наблюдаются на оси струи (Рис. 3б). Если сравнить распределения вдоль оси (Рис. 3в), то видно, что данные очень хорошо соответствуют друг другу вплоть до сечения $x/d = 2$. Далее давление Пито в эксперименте начинает расти. В расчете, однако, рост давления начинается лишь с сечения $x/d = 2,7$. В эксперименте рост давления на начальном участке, при $2,1 \leq x/d \leq 2,5$, существенно более быстрый, чем в

расчете. Кроме того, обращают на себя внимание значительные осцилляции давления Пито вдоль оси струи, наблюдаемые в эксперименте, по сравнению с расчетом.

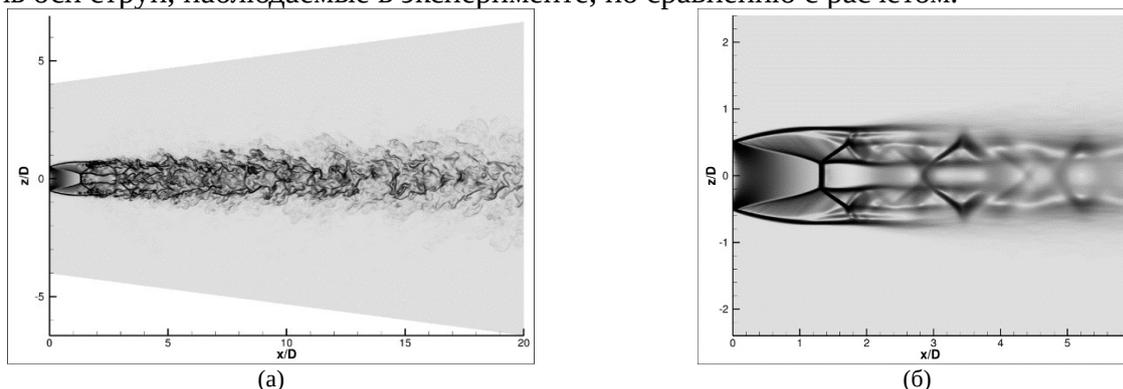


Рис. 2. Численные ширен-визуализации мгновенного (а) и усредненного (б) поля течения для нерасчетной струи с $N_{pr} = 5$ в плоскости $y = 0$.

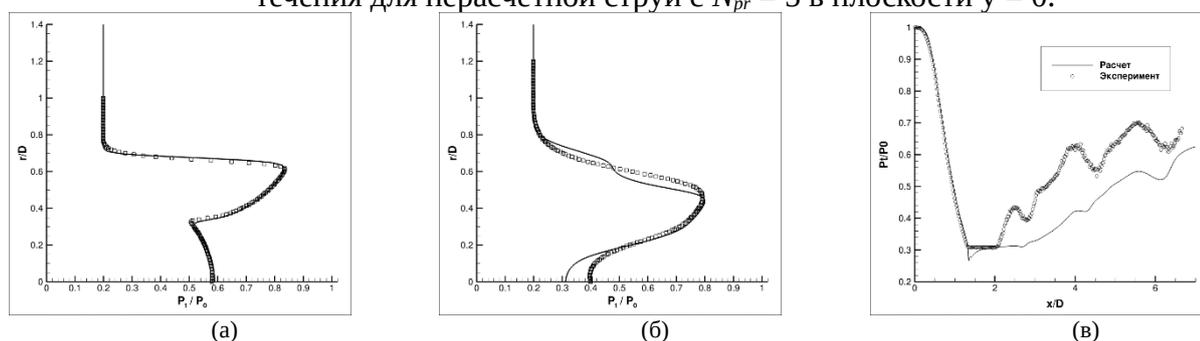


Рис. 3. Экспериментальные и расчетные профили давления Пито: а) в сечении $x/d = 0,833$; б) в сечении $x/d = 2,66$; в) вдоль оси струи.

Причина расхождения данных расчета и эксперимента, возможно заключается в том, что после перехода к турбулентности в расчете не разрешаются все динамические масштабы вихревых движений, и, таким образом, игнорируются роль мелкомасштабных пульсаций в турбулентном перемешивании. Число Рейнольдса в данном случае весьма велико, поэтому прямое численное моделирование наверняка является недоразрешенным и фактически мы имеем моделирование методом крупных вихрей, без явной подсеточной модели, точнее роль такой модели играет присущая используемой схеме сквозного счета численная вязкость. Возможно, введение подсеточной модели могло бы улучшить согласие.

Работа поддержана РФФ, грант 23-11-00258.

Литература.

1. Shershnev A.A., Kudryavtsev A.N., Kashkovsky A.V., Khotyanovsky D.V. HyCFS, a high-resolution shock-capturing code for numerical simulation on hybrid computational clusters // Proc. of 18 Int. Conf. on the Methods of Aerophys. Research (ICMAR2016): AIP Conf. Proc. 2016. Vol. 1770. Art. 030076. 11 p.
2. Shershnev A.A., Kudryavtsev A.N., Kashkovsky A.V., Shoev G.V., Borisov S.P., Shkredov T.Yu., Polevshchikov D.P., Korolev A.A., Khotyanovsky D.V., Kratova Y.V. A numerical code for a wide range of compressible Flows on hybrid computational architectures // Supercomputing Frontiers and Innovations. - 2022. -Vol.9, No.4. -P. 85-99.
3. Jiang G.S., Shu C.-W. Efficient implementation of weighted ENO schemes // J. Comput. Phys. 1996. Vol. 126. P. 202–228.
4. Troutt T.R., McLaughlin D.K. Experiments on the flow and acoustic properties of a moderate-Reynolds-number supersonic jet // J. Fluid Mech. 1982. Vol. 116. P. 123–156.

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., Shershnev A.A., Kudryavtsev A.N. Numerical study of instability development in supersonic jets with a rectangular cross section // *Thermophysics and Aeromechanics*. - 2023. - Vol.30, No.2. -P. 239-248.
DOI: 10.1134/S0869864323020051. Импакт-фактор WoS: 0.824 (Q:4).
2. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Kiselev N.P., Kudryavtsev A.N., Pivovarov A.A., Khotyanovsky D.V. Instantaneous and average structure of a supersonic underexpanded jet // *Fluid Dynamics*. - 2024.- Vol. 59, No. 5 P. 1108-1116.
DOI: 10.1134/S0015462824603012. Импакт-фактор WoS: 0.673 (Q:4).
3. Khotyanovsky D.V., Kudryavtsev A.N. Numerical simulation of the development of disturbances and transition to turbulence in subsonic and supersonic isobaric jets // XXII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR–2024) (Novosibirsk, 1-5 July 2024) : Abstr. Pt. II. -Novosibirsk: SB RAS, 2024. -P. 92-94. DOI: 10.53954/9785604990148_92.
4. Kudryavtsev A.N., Khotyanovsky D.V., Zapryagaev V.I. Numerical simulation of the underexpanded jet exhausting from the round nozzle // XXII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR–2024) (Novosibirsk, 1-5 July 2024) : Abstr. Pt. II. -Novosibirsk: SB RAS, 2024. -P. 109-110. DOI: 10.53954/9785604990148_109.
5. Запрыгаев В.И., Кудрявцев А.Н., Хотяновский Д.В. Численное моделирование круглой недорасширенной струи // *Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике: 10 Рос. конф. (г. Светлогорск Калининград. обл., 16-21 сент. 2024 г.): сб. тр. -М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2024. -С. 160-164. DOI: 10.20948/ceaa-2024-160.*
6. Кудрявцев А.Н., Хотяновский Д.В., Шершнева А.А. Численное моделирование развития возмущений и перехода к турбулентности в расчетных струях // *Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике: 10 Рос. конф. (г. Светлогорск Калининград. обл., 16-21 сент. 2024 г.): сб. тр. -М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2024. -С. 174-177. DOI: <https://doi.org/10.20948/ceaa-2024-174>.*