

ОТЧЕТ О РАБОТЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОБОРУДОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЦЕНТРА НГУ

1. Аннотация

Выполнено 2D и 3D численное исследование течений в плоском модельном канале с обратным уступом для условий высокоскоростного набегающего потока с учетом поперечной инжекции струй водорода. Численное моделирование основано на применении RANS и DES подходов к описанию турбулентности. По результатам моделирования получены средние и пульсационные характеристики потока для случаев течения в канале без/с учетом инжекции. Применение вихререшающего DES подхода позволило изучить пульсационные характеристики параметров течения и выделить характерные для процесса частоты в диапазоне 0.25 – 60 кГц. Анализ высокочастотных характеристик потока в канале с инжекцией струй для выбранных условий выполнен впервые и составляет научную новизну работы. Также в работе проведено численное моделирование сопряженной тепловой задачи с целью изучения влияния условий набегающего потока на теплообмен высокоскоростного потока воздуха и стенок канала. При различных числах Маха на входе получены тепловые нагрузки на стенки канала и выполнено моделирование нестационарного процесса прогрева чувствительных элементов датчиков тепловых потоков.

2. Тема работы

Исследование нестационарных высокоскоростных течений в модельном канале с обратным уступом

3. Состав коллектива

Федорова Н. Н., д.ф.-м.н., профессор НГУ, в.н.с. ИТПМ СО РАН

Вальгер С.А., к.ф.-м.н., н.с. ИТПМ СО РАН

Васнев И.Р., аспирант ИТПМ СО РАН

4. Информация о гранте

Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект № 20-08-00959, который посвящен исследованию нестационарных течений в плоских каналах переменного сечения в условиях многоструйной инжекции водородных струй в поперечный высокоскоростной воздушных поток.

5. Научное содержание работы

5.1. Постановка задачи

В качестве модельной конфигурации выбран плоский канал с обратным уступом (рис. 1). Для изучения нестационарных параметров течения рассматривается фрагмент 3D канала с двумя отверстиями инжекции, расположенные на верхней и нижней стенках канала в плоскости симметрии. Задаче о тепловом взаимодействии потока со стенкой на данном этапе рассмотрена в 2D постановке. На входе в канал задавались граничные условия, соответствующие данным [1]. В 3D задаче стенки канала предполагались изотермическим, использовано условие «холодной стенки».

Во время нестационарного расчета записывалась история статического давления, температура и тепловые потоки в точках-мониторах, координаты которых соответствуют экспериментальным положениям датчиков давления и тепловых потоков (см. рис. 1).

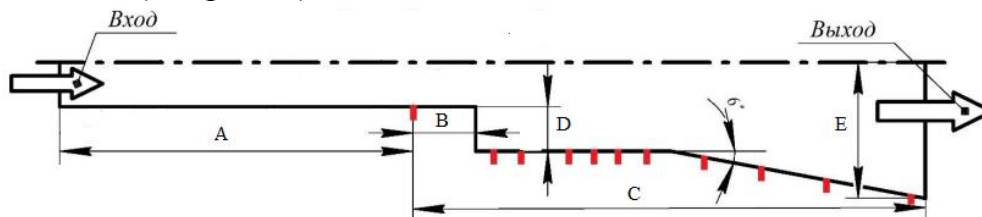


Рис. 1. Схема расчётной области и положение мониторов (красные точки).

5.2. Современное состояние проблемы

Для моделирования высокоскоростных турбулентных течений в каналах, описывающих камеры сгорания, в которых необходимо учитывать массоподвод, смешение и химические реакции, используются различные подходы. Подход, основанный на LES моделях, лучше описывает особенности течения при высоких числах Рейнольдса потока и более точно предсказывает процессы смешения, в которых определяющую роль играют крупномасштабные вихри. В [2-6] LES подобные модели были использованы для расчетов задач смешения и горения в каналах. Однако использование данного подхода связано с высокими вычислительными затратами как в процессе расчета, так при обработке результатов. Более экономичные RANS/URANS модели, основанные на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса и дополненные полуэмпирической моделью турбулентной вязкости, сегодня пользуются большой популярностью в силу высокой экономичности такого подхода. RANS/URANS подход с различными двухпараметрическими моделями турбулентности был использован в [7-10]. В работе [11] проведено численное исследование сверхзвукового течения за обратным уступом в диапазоне чисел Маха набегающего потока > 2 с использованием RANS $k-\epsilon$, RANS $k-\omega$ и LES модели с разрешением подсеточных масштабов на основе SGS модели Смагоринского. Сравнение с данными эксперимента [12] показало, что LES подход позволяет получить более хорошее совпадение с экспериментальными данными по сравнению с RANS подходами, в особенности, в части предсказания характерных скоростей в потоке вблизи стенок. Также LES подход позволил получить лучшее соответствие с экспериментом по профилям температуры в характерных сечениях. Поскольку применение LES-подобных моделей для расчета сложных течений являются затратными с точки зрения вычислительных ресурсов, сейчас все более активно проводится тестирование комбинированных моделей DES (LES+URANS). В [13] гибридный метод DES использован для численного исследования поперечной инжекции струи в сверхзвуковой поток. Показано, что DES подход позволяет корректно предсказать 3D сложные вихревые структуры в потоке, что позволяет более детально предсказать сценарий перемешивания смеси топлива и окислителя. В силу комбинирования RANS модели в пристеночной области и LES-подобной модели в областях интенсивного вихреобразования, метод DES является более экономичным по сравнению с классическим LES методом, и выглядит

перспективным при исследовании задач смешения при высоких числах Маха набегающего потока.

5.3. Математическая модель и методы решения

Численное моделирование выполнено на основе осреднённых по Фавру полных нестационарных 3D уравнений Навье-Стокса, дополненных моделью турбулентности. В качестве подходов описания турбулентности в потоке рассматриваются URANS $k-\omega$ SST и вихреразрешающий подход DES, комбинирующий модель LES и URANS $k-\omega$ SST. Аппроксимация уравнений, входящих в математическую модель, проводится методом конечных объемов. В данной работе использован рекомендованный для моделирования высокоскоростных течений решатель на основе плотности (Density-based). Для аппроксимации по времени выбрана неявная схема второго порядка, для аппроксимации по пространству – противопотоковая схема второго порядка с методом расщепления вектора потоков AUSM.

5.4. Полученные результаты

Основные результаты работы включают: описание структуры течения и смешения в модельном канале с обратным уступом для условий без инжекции и с многоструйной инжекцией, числа Маха, массовой доли инжектируемого газа и статического давления. На рис. 2 показаны средние, пульсационные и мгновенные поля безразмерного давления P/P_0 для случая с инжекцией струй водорода, полученные с использованием вихреразрешающего DES подхода.

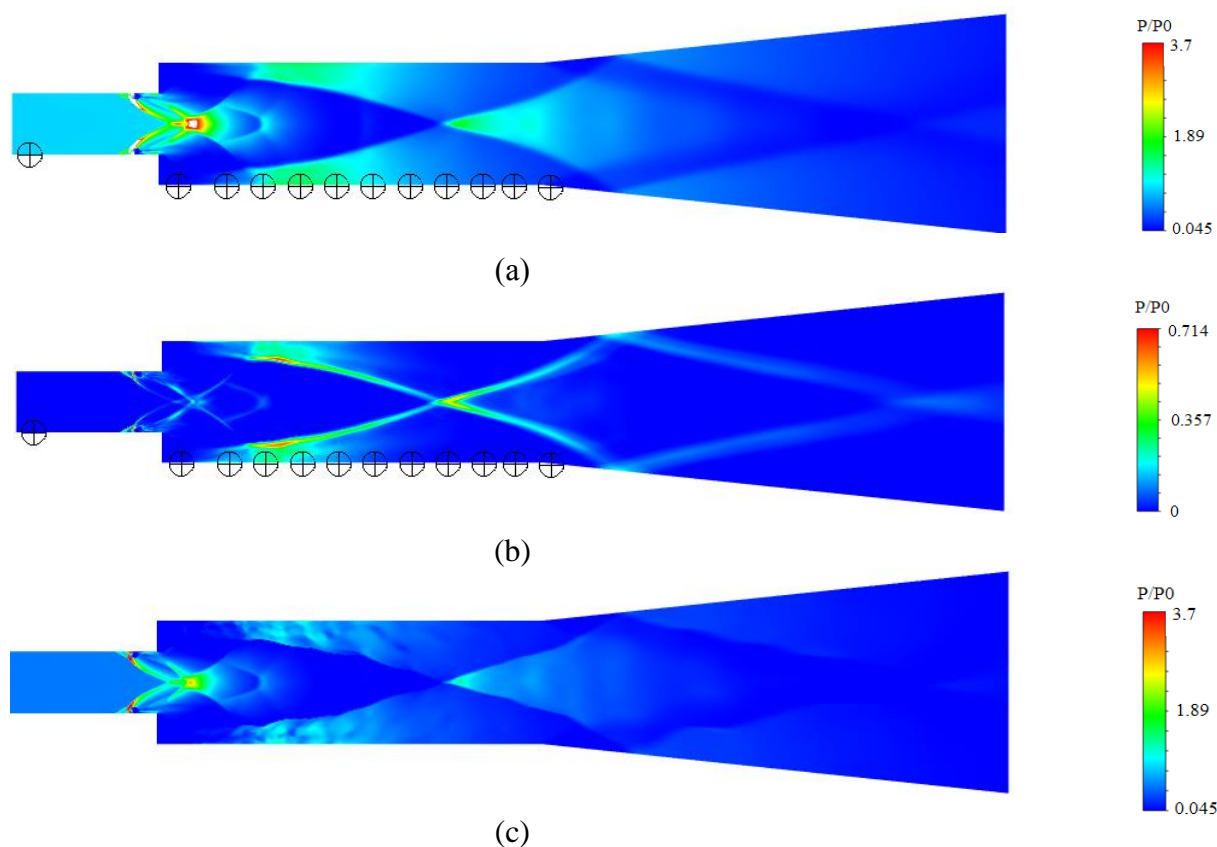


Рис.2. Поле давления в центральном сечении канала: осредненное по времени (а), пульсационное (b) и мгновенное при t_1 (c).

На рис. 3 показано сравнение среднего статического давления давлению на стенках канала с данными эксперимента [1] и результаты анализа Фурье

нестационарного сигнала в одной из точек мониторинга, расположенной на стенке канала за уступом. Рисунок показывает, что профиль среднего давления хорошо согласуется с полученным в эксперименте, а использование вихреразрешающего подхода для моделирования турбулентности позволяют получить спектр высокочастотных пульсаций, характерных для задачи с поперечной инъекцией струй в сверхзвуковой поток.

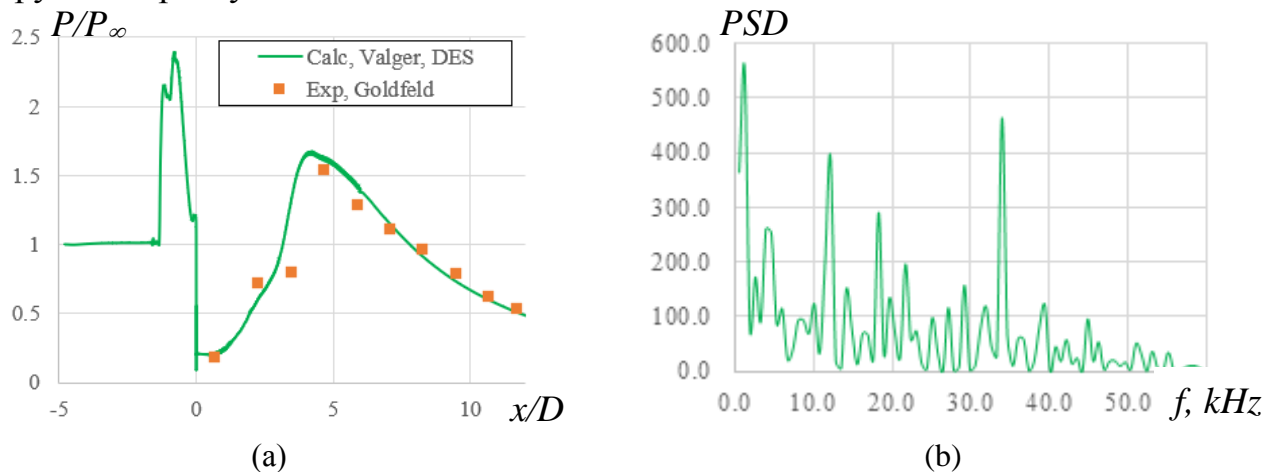


Рис.3. Безразмерное среднее статическое давление на стенке канала (а) и характерные частоты, полученных с помощью FFT анализа данных давления в точке на нижней стенке канала, расположенной в зоне отрыва за уступом (б).

В сопряженной задаче о тепловых нагрузках на стенки канала, расчет которой проведен в приближении нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS), получены поля всех газодинамических и турбулентных параметров в различные моменты времени. На рис. 4 показано распределение безразмерного статического давления на стенках для двух чисел Маха и выполнено сравнение с данными эксперимента [14].

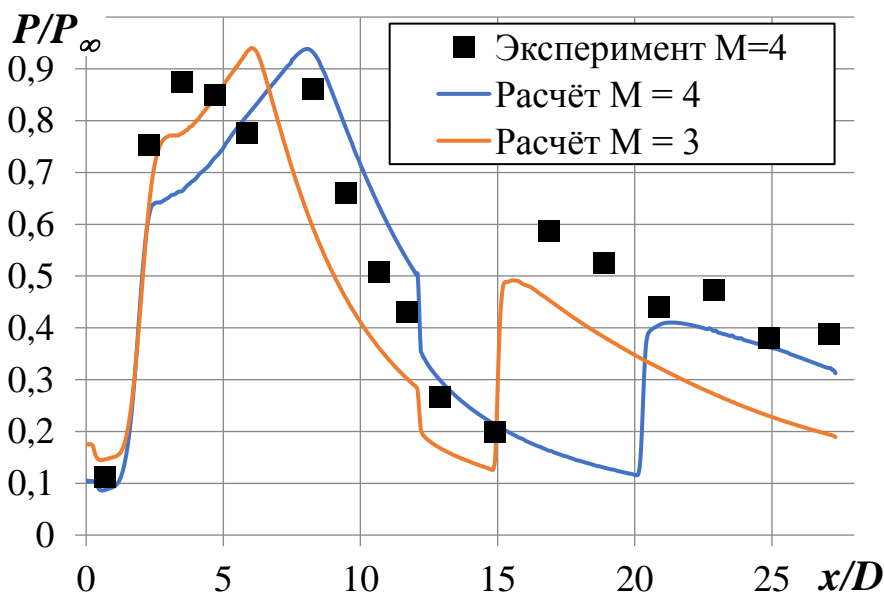


Рис. 4. Расчетное и экспериментальное статическое давление на стенке канала.

Для анализа тепловой нагрузки на стенки канала построены графики температуры датчика мониторинга от времени для различных входных условий на входе в модельный канал (рис. 5). Расчёты показали, что скорость течения существенно влияет на тепловые нагрузки на стенки канала, поскольку с ростом числа Маха из-за вязкого нагрева увеличивается температура в пристенной области. Сравнение графиков расчетной и экспериментальной температуры датчика при $M=4$ показывает удовлетворительное совпадение.

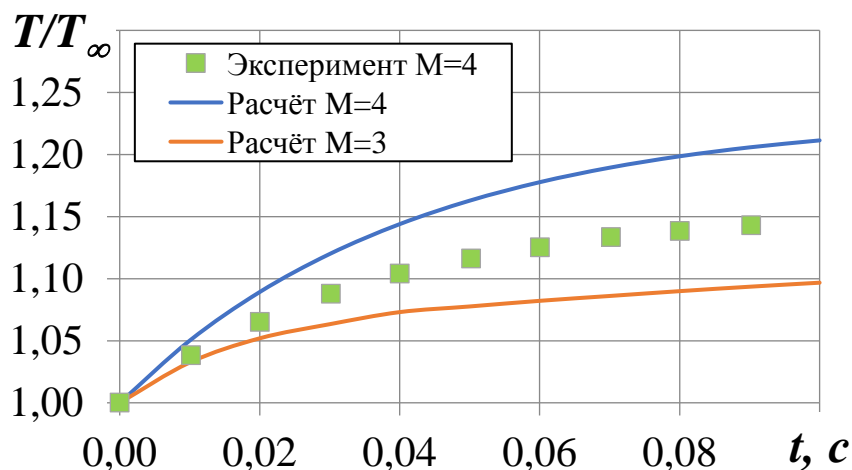


Рис. 5. Расчетные (линии) и экспериментальные (точки) данные о температуре датчика тепловых потоков, расположенного на входе в модельный канал.

6. Эффект использования кластера

Обе рассмотренных задачи являются нестационарными, и для их расчета необходимы существенные временные ресурсы. В результате использования вычислительных ресурсов кластера ИВЦ НГУ удалось сократить время расчета одного расчетного случая примерно в 4 раза по сравнению с персональными компьютерами, имеющимися в распоряжении исполнителей проекта. Ограничением по приросту производительности вычислений на кластере стал лимит по количеству лицензий ПК Ansys.

7. Перечень публикаций, содержащих результаты работы

По результатам исследования опубликована статья [15] со ссылкой на поддержку Суперкомпьютерного центра НГУ.

Список литературы

1. Гольдфельд М.А. Процесс самовоспламенения и стабилизации пламени в водородной сверхзвуковой камере сгорания при поперечной подаче топлива //Теплофизика и аэромеханика. 2020. Т. 27, N 4. С. 601-613.
2. Warrick A. Miller, Paul R. Medwell, Con J. Doolan, Minkwan Kim Numerical investigation of a pulsed reaction control jet in hypersonic crossflow //Phys. Fluids. 2018. Vol. 30. P.106108.
3. Chaoyang Liu, Zhenguo Wang, Mingbo Sun, Hongbo Wang, Peibo Li, Jiangfei Yu, Characteristics of the hydrogen jet combustion through multiport injector arrays in a scramjet combustor //International Journal of Hydrogen Energy. 2018. Vol. 43. P. 23511-23522.

4. Z. A. Rana, B. Thornber, D. Drikakis Transverse jet injection into a supersonic turbulent cross-flow // *Physics of Fluids*. 2011. Vol 23. P. 046103.
5. Heeseok Koo, Pratik Donde, Venkat Raman LES-based Eulerian PDF approach for the simulation of scramjet combustors // *Proceedings of the Combustion Institute*. 2013. Vol. 34. P. 2093–2100.
6. Shikong Zhang, Jiang Li, Fei Qin, Zhiwei Huang, Rui Xue, Numerical investigation of combustion field of hypervelocity scramjet engine// *Acta Astronautica*. 2016. Vol. 129. P. 357–366.
7. Obula Reddy Kummitha, Krishna Murari Pandey, Rajat Gupta CFD analysis of a scramjet combustor with cavity based flame holders // *Acta Astronautica*. 2018. Vol. 144. P. 244–253.
8. Thanikaivel Murugan D., Lalith Kumar R, Pal Praveen. A., Mark Edmonds N. CFD Analysis on Scramjet Inlet at various Double Ramp angles at Mach 4 // *International Journal of Applied Engineering Research*. 2015. Vol. 10, No. 57 P. 454-459.
9. Juan Gabriel Santiago and J. Craig Dutton, Velocity Measurements of a Jet Injected into a Supersonic Crossflow // *J. Propulsion Power*. 1997. Vol. 13, No. 2.
10. Obula Reddy Kummitha, Numerical analysis of hydrogen fuel scramjet combustor with turbulence development inserts and with different turbulence models // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2017. Vol. 42. P. 6360 – 6368.
11. Haixu Liu, Bing Wang, Yincheng Guo, Huiqiang Zhang, and Wenyi Lin Hindawi, Effects of Inflow Mach Number and Step Height on Supersonic Flows over a Backward-Facing Step // *Advances in Mechanical Engineering*. Vol. 2013. P. 147916.
12. Y. Zhang, W. Liu, B. Wang Effects of oblique and transverse injection on the characteristics of jet in supersonic crossflow // *Acta Astronaut*. 2015. Vol. 115. P. 356–366.
13. Wei Huang, Li Yan, Progress in research on mixing techniques for transverse injection flow fields in supersonic crossflows // *Jour. Zhejiang Univ-Sci A (Appl. Phys.& Eng.)*. 2013. Vol. 14 (8). P. 554-564.
14. Goldfeld M. The heat flux research in hydrogen supersonic combustor at Mach number of 4 // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2021. V. 46, N 24. P. 13365-13376.
15. И.Р. Васнев, Н.Н. Федорова Численное моделирование нагрева стенок экспериментальной модели в сверхзвуковых течениях // *Прикладная математика и техническая физика*. 2023. Т. 64, №2. С. 121-126.
Английская версия статьи:
I. R. Vasnev, N. N. Fedorova Numerical Simulation of Heating of Experimental Model Walls in Supersonic Flows // *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 2023. Vol. 64, No. 2. P. 279–283. DOI: 10.1134/S0021894423020128