

УДК 53, 536.3, 519.6, 533.6.011

**Численное моделирование взаимодействия многоблочных
сверхзвуковых турбулентных струй с преградой**

Кудимов Н.Ф.^{1*}, Сафронов А.В.^{2}, Третьякова О.Н.^{1***}**

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

²*Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, (ЦНИИмаш), ул. Пионерская, 4, Королёв, 141070, Россия*

**e-mail: itterasai@gmail.com*

***e-mail: avsafron@gmail.com*

****e-mail: tretiyakova_olga@mail.ru*

Аннотация

При старте ракет-носителей актуальной является задача исследования многоблочных струй двигательных установок. Особый практический интерес представляет взаимодействие многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой. В статье приведены результаты численных исследований взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой и сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными.

Ключевые слова: численное моделирование, многоблочные струи, неустойчивость течения

Введение

К настоящему времени известны работы по численному исследованию взаимодействия струй с ориентированной под определенным углом преградой [2-11]. В основном, в данных работах исследуются взаимодействия дозвуковых струй, а также сверхзвуковых струй на расстояниях в ближнем поле струи, не превышающих одной или двух «бочек» струи. Для задач старта же интерес представляет взаимодействие струй с преградой на расстояниях вплоть до 200 калибров сопла.

Вдоль границы струи между струей и внешним потоком образуется турбулентный слой смешения, постепенно расширяющийся по мере удаления от среза сопел и приводящий к уменьшению интенсивности скачков и волн разрежения. Поэтому правильное моделирование турбулентности играет важную роль в задачах расчета сверхзвуковых турбулентных струй.

Для расчета силовых нагрузок на преграду применяется модель трехмерных осредненных уравнений Навье-Стокса с моделью турбулентности Ментера *SST* [12]. Модель турбулентности *SST* является двухпараметрической и предполагает решение уравнения переноса для энергии турбулентности k и скорости диссипации ω . Модель *SST* является гибридом двух моделей: k - ε , работающей в свободных течениях и модели k - ω , работающей в пристеночных областях. Рассматриваемая задача взаимодействия струй с преградой имеет как области расчета свободных сдвиговых течений, так и области пристеночных течений. Этим объясняется

выбор в качестве оптимальной именно модели турбулентности *SST*, вобравшей в себя сильные стороны двух известных моделей турбулентности *k-ε* и *k-ω*

При взаимодействии сверхзвуковой струи газа с преградой образуется пристеночная кольцевая струя с пограничным слоем на поверхности преграды. Известно, что на участках вязкого и логарифмического подслоя (так называемая внутренняя область, занимающая порядка 20% толщины от общей толщины турбулентного пограничного слоя) генерируется до 80% энергии турбулентности. В целях экономии вычислительных ресурсов, а также используя свойство внутренней области, что профиль скорости слабо зависит от числа Рейнольдса и продольного градиента давления, в расчетах использовалась функция стенки для расчета трения на преграде. В качестве численного метода применялся надежный и хорошо себя зарекомендовавший для расчета сложных разрывных течений метод сквозного счета С.К. Годунова второго порядка аппроксимации, расчет проводился в параллельном высокоэффективном пакете прикладных программ ЛОГОС разработки ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ».

Постановка задачи

Расчетная область представлена на рисунке 1. Диаметр основания цилиндра равен $20R_a$ (где R_a – радиус среза сопла), длина задавалась в соответствии с рассматриваемым режимом. Расчет проводился от критического сечения сопла, с заданием числа Маха $M=1$, полного давления

$P_0=105$ атм и температуры $T_0=300\text{K}$. На правой границе – условия непротекания, на остальных границах – давление и температура окружающей среды (в случае сверхзвукового течения данные и параметры потока «сносятся» из решения).

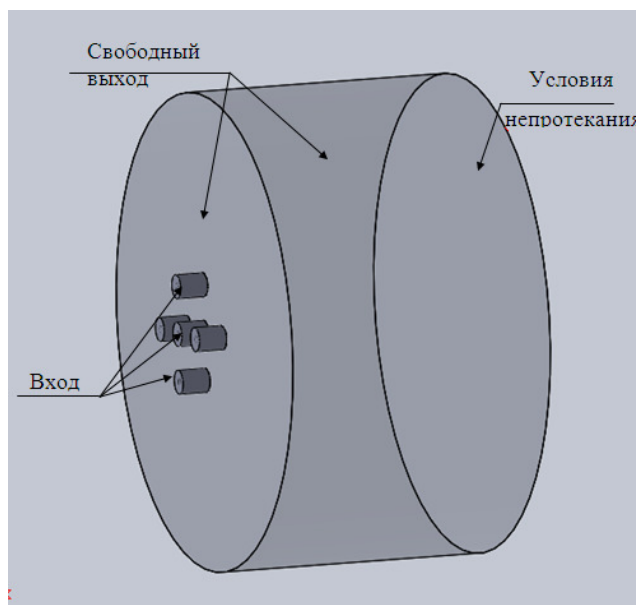


Рис. 1. Расчетная область и граничные условия

Расчетная сетка обеспечивала порядка 20 ячеек на радиус среза сопла, полное число расчетных ячеек порядка 2 млн.

Результаты расчетов

Далее приводятся результаты численных расчетов и сравнение с экспериментальными данными, приведенными в [1]. Следует отметить, что представленные в данной работе результаты взаимодействия многоблочных турбулентных сверхзвуковых струй с преградой на указанных расстояниях рассматриваются впервые.

Первый рассмотренный режим с расстоянием от среза сопел до преграды $H=590$ мм является наиболее простым случаем. Как можно видеть из Рисунка 2, максимум давления находится в центре и газ, проходя через формирующийся вблизи преграды скачок уплотнения, свободно растекается от центра. Как будет показано ниже, для расстояния $H=308$ мм течение имеет принципиально другой характер, Рисунок 3. На Рисунках 4-5 приведено сравнение распределений давления по преграде, полученных экспериментально и численно.

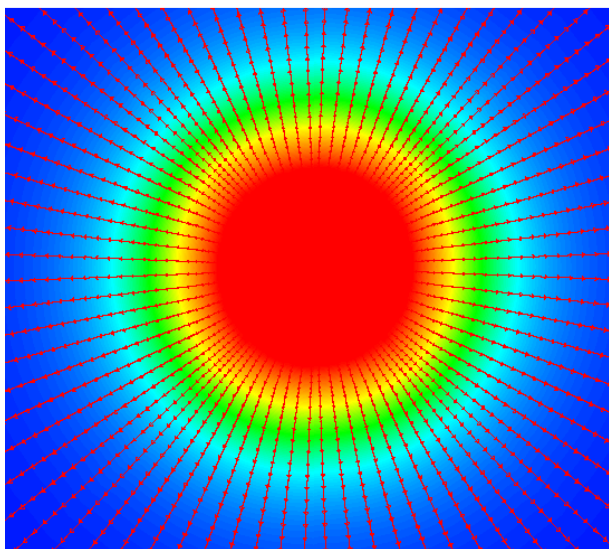


Рис. 2. Распределение давления по преграде и векторы скорости, $H=590$ мм

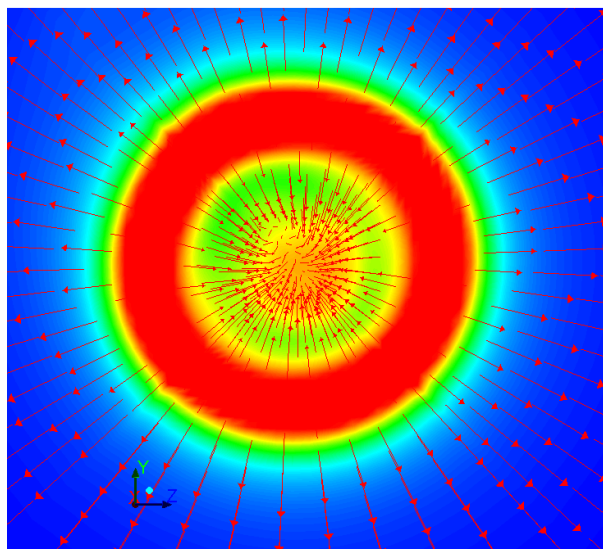


Рис. 3. Распределение давления по преграде и векторы скорости, $H=308$ мм

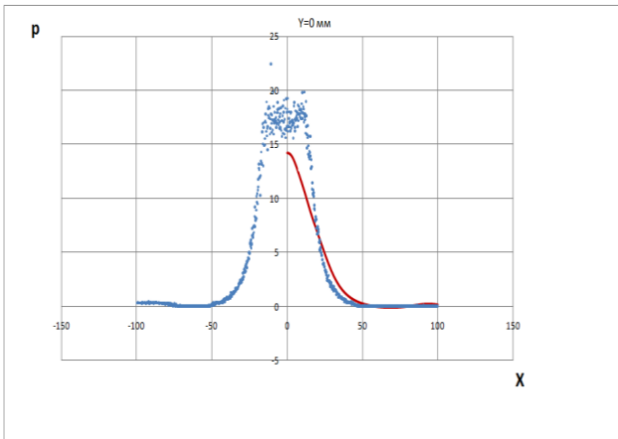


Рис. 4. Распределение давления по преграде в сечении $Y=0$, $H=590$ мм

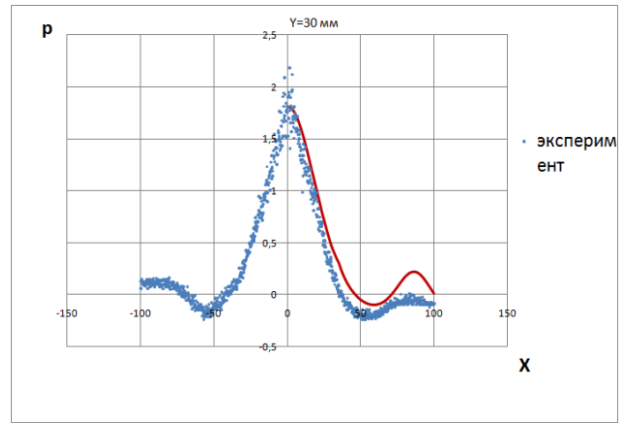


Рис. 5. Распределение давления по преграде в сечении $Y=30$, $H=590$ мм

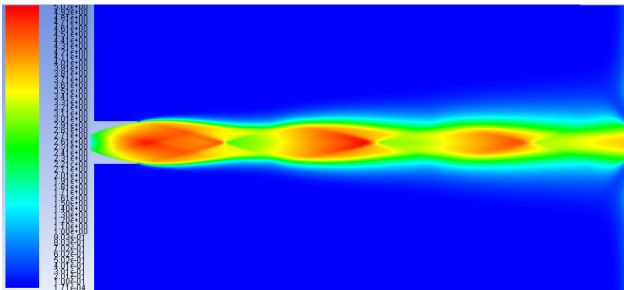


Рис. 6. Распределение числа Маха, $H=590$ мм

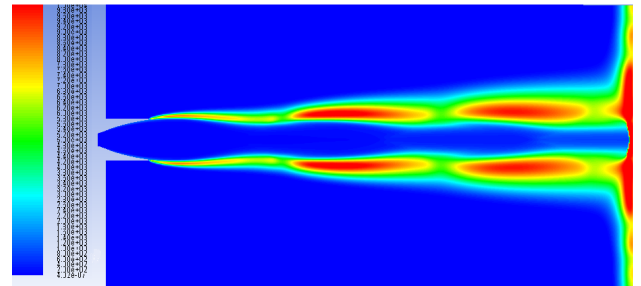


Рис. 7. Распределение энергии турбулентности, $H=590$ мм

Как можно видеть из Рисунка 6, преграда установлена в области разгона потока в струе (соответственно в зоне понижения давления), за счет чего реализуется стационарное течение.

Представленное на Рисунке 7 Распределение энергии турбулентности говорит о том, что основные процессы генерации турбулентности происходят в слое смешения и в окрестности критической точки.

Другой рассмотренный режим одиночного истечения с расстоянием до преграды $H=308$ мм. Как было отмечено в работе [1], для данного режима было зафиксировано акустическое излучение на дискретных частотах. При

проведении эксперимента по «протяжке» преграды по высоте (Режим IV из работы [1]) для данной высоты функция давления в критической точке в зависимости от расстояния имеет минимум. В отличие от предыдущего рассмотренного случая, здесь преграда расположена в «зоне неустойчивости» (область убывания числа Маха и возрастания давления), что характеризуется нестационарными процессами в области разворота струи у преграды и возникновением вихревых структур, которыми и обусловлены наличие дискретных составляющих в спектре шума струи. В отличие от предыдущего, первого рассмотренного режима, здесь во втором режиме $H=308$ мм максимум давления находится на периферии (см. Рисунок 3), при этом линия максимального давления разделяет газ на две области – во внешней газ радиально растекается, а во внутренней течение направлено к центру [13].

Отошедший от преграды скачок уплотнения сильно искривляется, поток за ним становится дозвуковым.

На Рисунке 8-9 представлены сравнения распределения давления по преграде в различных сечениях, полученных расчетным путем и экспериментально. Видно, что распределение имеет периферийный максимум, а так же можно видеть области пониженного давления в зонах разрежения в кольцевой пристеночной струе.

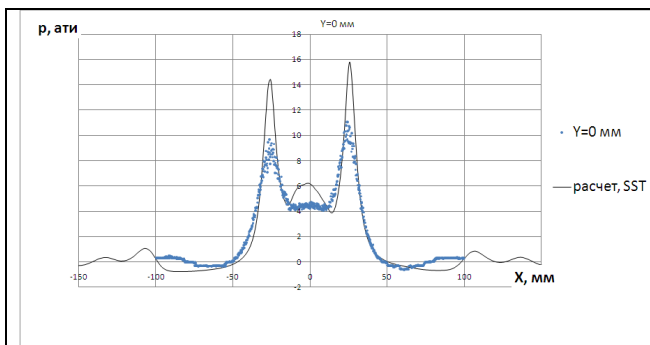


Рис. 8. Распределение давления по преграде в сечении $Y=0$, $H=308$ мм

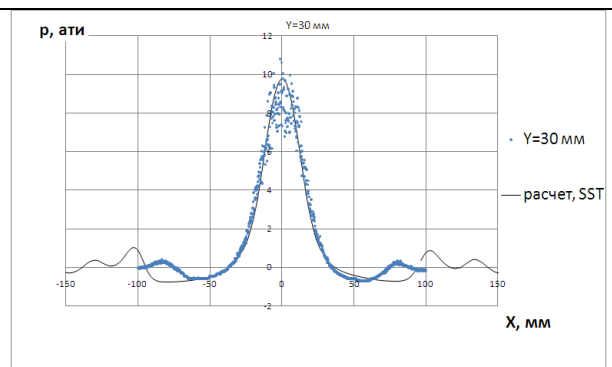


Рис. 9. Распределение давления по преграде в сечении $Y=30$, $H=308$ мм

Распознать и охарактеризовать возникающую картину течения в сложных областях взаимодействия хорошо помогает картина градиента плотности. В сверхзвуковых струях проявляются различные типы сжимаемости: наибольшие значения градиента плотности создают скачки уплотнения (прямые, косые и отраженные); далее можно выделить средний уровень сжимаемости потока, связанный с неустойчивостью течения с порождением вихревых структур; третий уровень, дающий наименьшие значения градиента плотности – акустические волны.

Видно, что для режима $H=308$ мм (в отличие от режима $H=590$ мм) в расчете возникает неустойчивость течения [13], Рисунки 10,11.

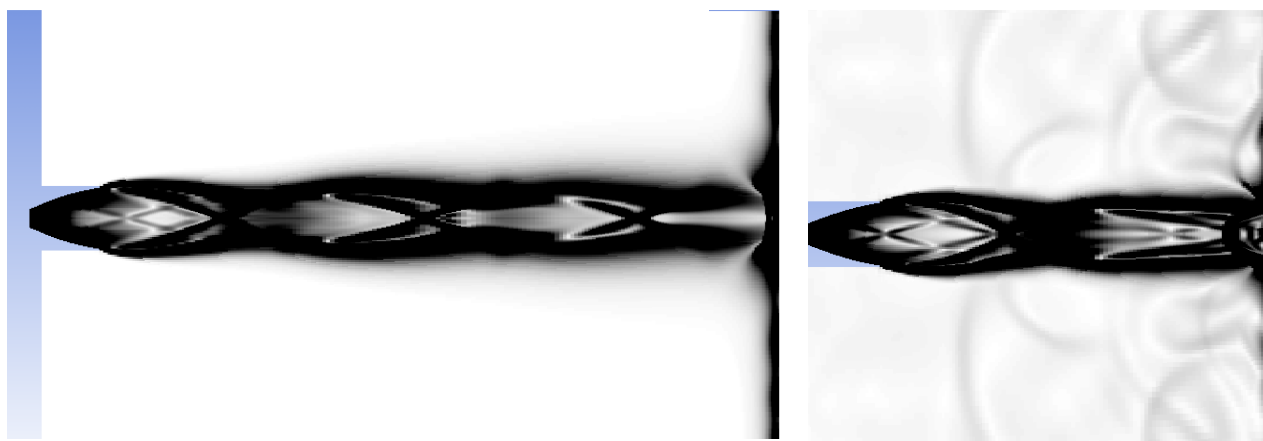


Рис. 10. Градиент плотности, расстояние до преграды $H=590$ мм

Рис. 11. Градиент плотности, расстояние до преграды $H=308$ мм

В случае многоблочного истечения взаимодействующие сверхзвуковые струи по сравнению с одиночной струей имеют более сложную структуру течения, характеризующуюся появлением дополнительных скачков уплотнения, зон разрежения и обратных токов.

Из Рисунка 12 видно, что в отличие от одиночного течения, течение в области преграды носит сильно нестационарный и вихревой характер течения. Кроме этого, существует обратное течение газа от преграды.

Из Рисунка 13 максимальные значения генерации турбулентности происходят в слое смешения потока газа в струе с внешним эжектируемым воздухом, а также в межструйной области сильно вихревого течения.

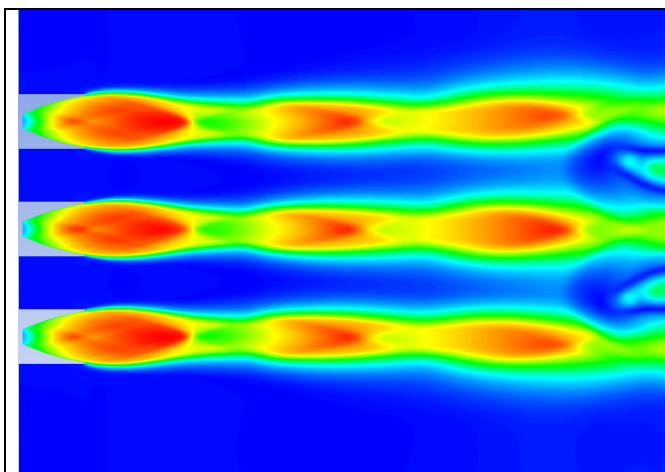


Рис. 12. Распределение числа Маха, $H=576$ мм

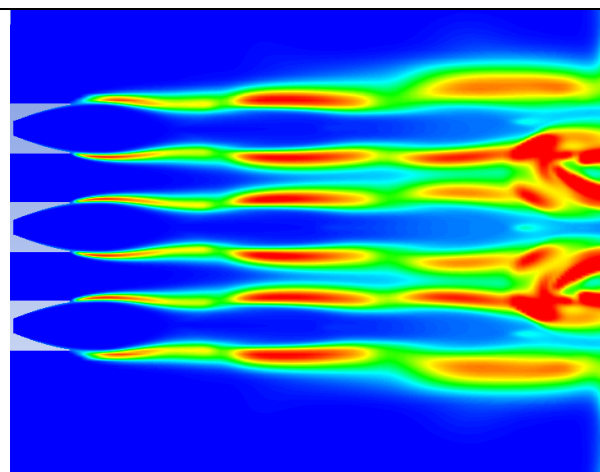


Рис. 13. Распределение турбулентной энергии, $H=576$ мм

На Рисунках 14-15 представлено сравнение распределения по преграде, полученных численно и экспериментально. Видно, что хорошо воспроизводятся максимальные давления в точках торможения на осях струй.

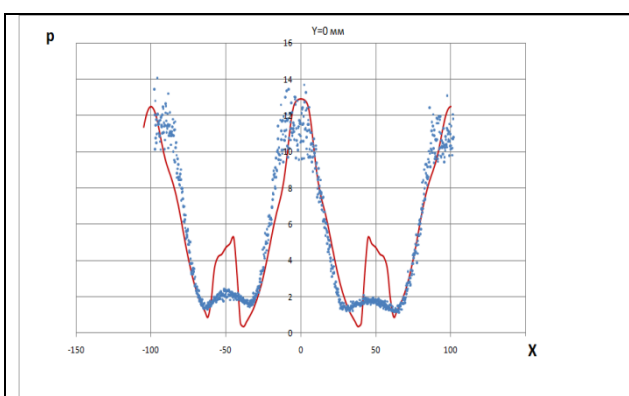


Рис.14. Распределение давления по преграде в сечении $Y=0$, $H=576$ мм

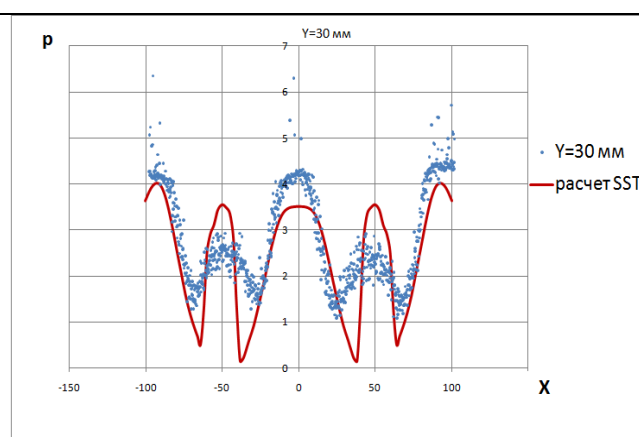


Рис. 15. Распределение давления по преграде в сечении $Y=30$, $H=576$ мм

Распределение давления и характер течения по преграде иллюстрирует Рисунок 16. Видно, что свободно растекающиеся потоки сталкиваются в межструйном пространстве на преграде (тем самым повышается давление), и разгоняясь, газ продолжает движение в направлении, перпендикулярном

линии, проходящей через центры блоков. Пятна повышенного давления по сравнению с одиночным натеканием, становятся более вытянутыми и принимают форму эллипсов.

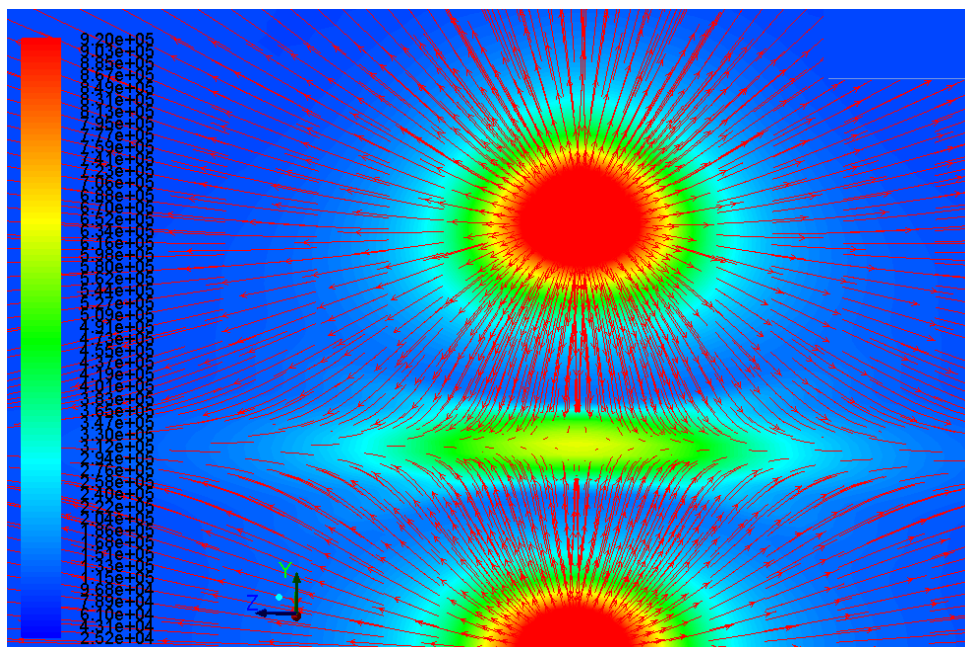


Рис. 16. Распределение давление по преграде и наложенные векторы скорости

Влияние многоблочности показано на Рисунках 17,18 в случае сравнения одиночного и многоблочного истечения для расстояния от срезов сопел до преграды $H=308$ мм. В случае тройного истечения в эксперименте не было зафиксировано дискретных составляющих шума, что видно и из Рисунка 17 – акустических волн, исходящих от преграды, не наблюдается.

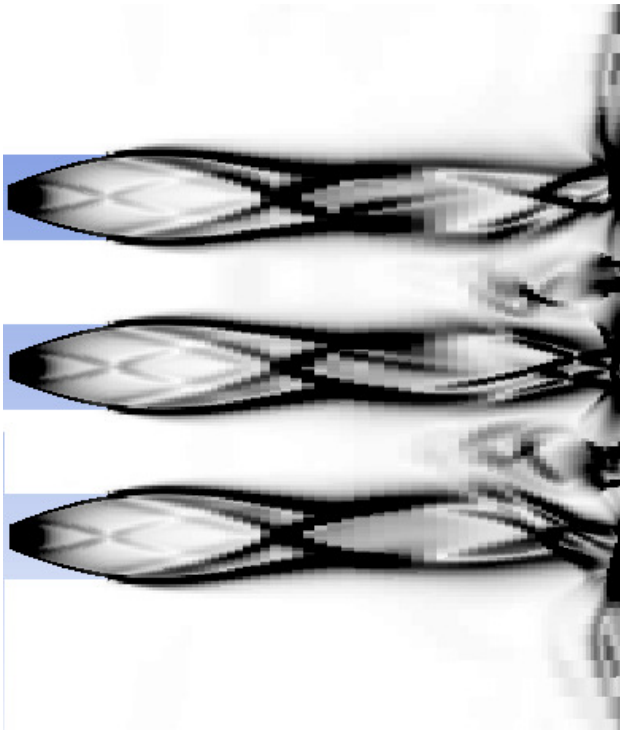


Рис.17. Градиент плотности, расстояние до преграды $H=308$ мм, тройное истечение

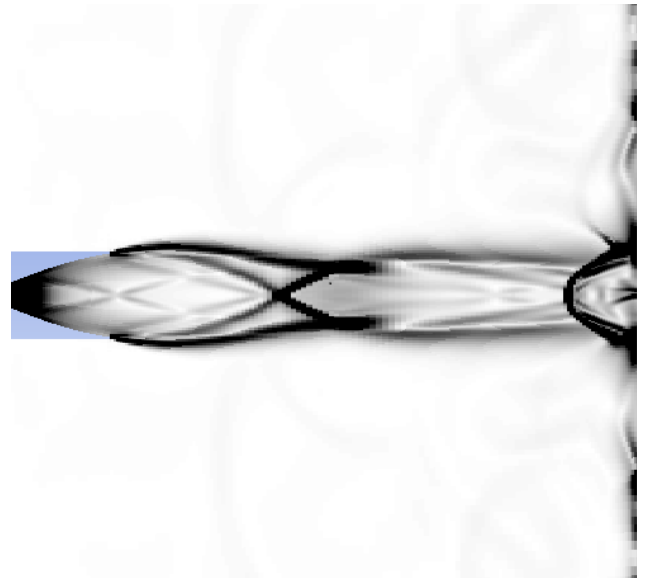


Рис.18.Градиент плотности, расстояние до преграды $H=308$ мм, одиночное истечение

Выводы

- Разработана методика численного расчета на основе трехмерных осредненных уравнений Навье-Стокса взаимодействия одиночных и многоблочных течений с преградой.
- Показано, что рассмотренная модель осредненных уравнений Навье-Стокса с моделями турбулентной вязкости позволяет получить удовлетворительное согласование расчетов и экспериментов взаимодействия турбулентных многоблочных струй с преградой, что является важным для наземной отработки газодинамики старта.

- Разработанная методика расчета струйных течений при различных расстояниях от среза сопел до преграды для одноблочных и трехблочных конфигураций истечения позволяет получить с достаточной точностью основные характеристики теплосилового воздействия на элементы стартового сооружения при старте ракет-носителей. Это дает возможность снизить объем экспериментальной отработки по проектированию и оптимизации конструктивных элементов.

Библиографический список

1. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Результаты экспериментальных исследований взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой // Электронный журнал, Труды МАИ, 2013, № 69.
2. Молессон Г.В. Численное исследование растекания струи при ее нормальном падении // Труды ЦАГИ. 1988. Вып. 2411. С. 30-41.
3. Адрианов А.Л., Безруков А.А., Гапоненко Ю.А. Численное исследование взаимодействия сверхзвуковой струи газа с плоской преградой // Прикладная механика и техническая физика, 2000. Том 41, №4.
4. Alvi, F. S., Ladd, J. A., and Bower, W. W., "Experimental and Computational Investigation of Supersonic Impinging Jets," AIAA Journal , Vol. 40, 2002, pp. 599–609.
5. A. Abdel-Fattah. Numerical and experimental study of turbulent impinging twin-jet flow // Experimental Thermal and Fluid Science 31, 2007. pp. 1061-1072.

- 6.N. Kharoua, L. Khezzar. Flow Asymmetry in Symmetric Multiple Impinging Jets: A Large Eddy Simulation Approach // The Journal of Engineering Research Vol. 8 No. 2 (2011) 40-48.
- 7.O. Caggese, G. Gnaegi, G. Hannema, A. Terzis, P. Ott. Experimental and numerical investigation of a fully confined impingement round jet // International Journal of Heat and Mass Transfer 65, 2013. pp. 873-882.
- 8.P. Dubs, M. Khalij, R. Benelmir, A. Tazibt. Study on the dynamical characteristics of a supersonic high pressure ratio underexpanded impinging ideal gas jet through numerical simulations // Mechanics Research Communications 38 (2011). pp. 267-273.
- 9.M. Dharavath, D. Chakraborty. Numerical Simulation of Supersonic Jet Impingement on Inclined Plate // Defence Science Journal, Vol. 63, No. 4, July 2013, pp. 355-362.
- 10.L. Nguyen, V. Golubev, and R. Mankbadi. Large-Eddy Simulations of Subsonic Impinging Jets // World Academy of Science, Engineering and Technology 78 2013, pp. 1629-1637.
- 11.Yaga M., Okano M., Tamashiro M., Oyakawa K. Experimental and numerical study of twin underexpanded impinging jets. J. of Thermal Science Vol. 12, No. 3, 2003. pp. 255-259.
- 12.Menter, F.R. Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows. Proc. 24th Fluid Dynamics Conf., Orlando, Florida, USA, 6-9 July.// AIAA Paper 1993-2906. P. 61-80.
- 13.Лунев В.В., Губанова О.И., Пластинина Л.И. О центральной срывной зоне при взаимодействии сверхзвуковой недорасширенной струи с преградой. // Известия АН СССР, МЖГ, №2, 1971. С. 135-138.