

ПРИМЕНЕНИЕ ОТКРЫТОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ГАЗОДИНАМИКИ СТАРТА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

© 2017

- Т. О. Абдурашидов** ведущий инженер-конструктор;
Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «Научно-исследовательский институт
стартовых комплексов имени В.П. Бармина», г. Москва;
lexx.957.lq@gmail.com
- А. В. Осипов** инженер;
Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «Научно-исследовательский институт
стартовых комплексов имени В.П. Бармина», г. Москва;
hitzig@yandex.ru
- В. Н. Корчагова** ассистент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
ko_viktoria@inbox.ru
- М. В. Крапошин** кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник;
Институт системного программирования им. В.П. Иванникова РАН, г. Москва;
m.kraposhin@ispras.ru
- Е. В. Смирнова** ассистент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
alenka-davidova@rambler.ru
- С. В. Стрижак** кандидат технических наук, инженер;
Институт системного программирования им. В.П. Иванникова РАН, г. Москва;
s.strijhak@ispras.ru

Для решения задачи снижения ударно-волновых, эжекционных, тепловых, газодинамических и акустических нагрузок на ракету-носитель (РН) и на оборудование стартового комплекса – пусковые установки (ПУ) предлагается привлечение возможностей методов математического моделирования. Одним из возможных направлений применения численных методов является моделирование происходящих при старте РН процессов взаимодействия сверхзвуковых струй газа с подводимыми для снижения акустических нагрузок водяными струями и конструкцией стартового комплекса. Ввиду сложности происходящих при старте РН процессов их описание с помощью математической модели должно носить комплексный, по возможности модульный характер. Предлагаемая численная модель должна обладать возможностями учёта явлений различного масштаба – от динамики газокапельного потока до акустики дальнего поля космодрома. Из соображений гибкости и расширяемости реализация модели должна осуществляться с использованием открытого программного обеспечения. Рассматриваются вопросы применимости одной из важных составляющих модели – модуля численного описания газодинамики турбулентного сверхзвукового потока. Тестирование модели производится для различных режимов истечения сверхзвуковых струй – идеального, недорасширенного. Приводятся результаты моделирования ударно-волновой структуры как затопленной, так и натекающей на препятствие одноблочной и трёхблочной сверхзвуковых струй двигательной установки. Результаты расчётов сравниваются с экспериментальными данными.

Ракета-носитель; газодинамика и акустика старта; двухфазные течения; численная модель; открытое программное обеспечение; тестирование; верификация.

Цитирование: Абдурашидов Т.О., Осипов А.В., Корчагова В.Н., Крапошин М.В., Смирнова Е.В., Стрижак С.В. Применение открытого программного обеспечения для решения задач газодинамики старта ракеты-носителя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-7-20

Введение

Одной из задач при проектировании стартовых сооружений является снижение уровней акустических нагрузок на элементы ракеты-носителя (приборные отсеки, полезная нагрузка или пилотируемый корабль). Основными источниками акустических

нагрузок при старте ракеты-носителя являются как сами свободные сверхзвуковые струи, имеющие сложную ударно-волновую и турбулентную структуру, так и области взаимодействия струй с преградами. В первую очередь вопрос решения данных задач стоит для ракет тяжёлого класса и перспективных ракет сверхтяжёлого класса, мощности которых значительно превышают мощности существующих пилотируемых ракет, а стартовые сооружения могут иметь ограничения по максимальным габаритам (с учётом геологии, сложности и стоимости работ).

Для снижения шума как на зарубежных стартовых комплексах («Atlas-V», «Falcon-9», «Antares», «Ariane-5»), так и в отечественной практике (РН «Энергия» с орбитальным кораблём «Буран») широко используются активные методы шумоподавления, с помощью которых изменяют спектральный состав акустического поля источников и снижают мощность акустических нагрузок. Шумоподавление осуществляется путём подвода воды в область газовых струй двигательной установки РН.

Эффективность таких систем зависит от выбора параметров системы подачи воды (расход, скорость движения жидкости, форма факела распыла воды), что представляет собой сложную задачу, ставящую своей целью определение оптимального набора параметров для системы шумоподавления с учётом заданных требований по уровню шума. В современной практике эффективность систем подачи воды определяется в первую очередь экспериментальными методами. Отметим, что чем ближе размеры модели к натурным размерам системы, тем точнее данные эксперимента и тем проще экстраполяция экспериментальных данных на натуральный масштаб.

Масштабное моделирование физических процессов старта требует изготовления полносистемной модели пусковой установки, а также ракеты с двигателями в выбранном масштабе (от 1:5 до 1:50 в зависимости от класса РН). Это приводит как к значительным финансовым вложениям в разработку моделей пусковой установки РН и системы подачи воды, в отработки модельных режимов работы двигательной установки (ДУ), в разработку и монтаж системы измерений из сотен датчиков, так и увеличивает сроки проектирования и изготовления новых образцов ракетной техники.

Всё это приводит к поиску решений, основанных на расчётно-экспериментальном подходе при прогнозировании акустических нагрузок при старте РН. Данный подход заключается в разработке достоверных математических моделей, прошедших верификацию и валидацию на экспериментальных установках малого масштаба с целью последующего их использования для расчётов натуральных параметров. Сложность такого подхода состоит в том, что модели расчёта акустических полей, генерируемых газовыми струями РН при их смешении с водой, при использовании прямых вычислительных схем предъявляют чрезвычайно высокие требования к вычислительным мощностям.

Математическая модель и программное обеспечение

Эти ограничения приводят к необходимости создания математической модели, включающей в себя связанную иерархию допущений для явлений различного масштаба (газодинамика, акустика, гидродинамика, химические реакции).

В укрупнённом виде решение данной задачи можно разделить на два направления: 1) решение гидрогазодинамической задачи с получением осреднённых и пульсационных параметров струй двигателей (с водой и без воды); 2) решение акустической задачи (с водой и без воды).

Математическая модель, соответствующая данной задаче, должна включать в себя описание следующих процессов:

- 1) трёхмерное нестационарное движение вязкого сжимаемого газа;
- 2) изменение состава смеси при догорании топлива после выхода из сопла;
- 3) взаимодействие струй и капель воды с горячей струёй газа, включая:

- описание дробления струй воды при выходе из насадок различной формы;
- исследование дисперсного состава струи при различных режимах работы систем подачи воды;
- моделирование поведения газокапельной смеси;

4) распространение акустических колебаний в дальнем поле.

Для численной аппроксимации такой математической модели требуются различные численные методы, каждый из которых эффективен в своей области. Так, например, для задач моделирования газодинамики и течения жидкости с межфазной поверхностью промышленным стандартом де-факто является метод конечного объема на неструктурированной сетке. Данный метод, с одной стороны, является достаточно гибким для адаптации к различным типам течений, а с другой стороны – позволяет проводить численный анализ конструкций со сложной геометрией. Обратной стороной возможностей этого метода является высокая численная диффузия и низкий порядок аппроксимации (до второго), приводящие к необходимости существенного дробления шага по пространству и времени для получения физически правдоподобного решения.

Дополнительным препятствием на пути корректного воспроизведения акустических полей при старте РН является необходимость корректного учёта пульсаций потока сверхзвуковых струй, являющихся источником шума. Прямое численное разрешение задач подобного рода невозможно, поэтому вводятся методы, позволяющие в рамках определённых упрощений (осреднения по времени — URANS, Unsteady Reynolds Averaged Navier — Stokes Equations или по пространству — LES, Large Eddy Simulation) прогнозировать характеристики течения с удовлетворительной степенью достоверности. В то же время эти модели содержат константы, величина которых выбирается эмпирически или согласно другим расчётам.

Возможно также, что после тестирования применимости численной модели для рассматриваемой задачи может потребоваться пересмотр балансных соотношений модели, что означает необходимость изменения исходного кода программы. В связи с этим сделанный выбор в пользу открытого (свободно распространяемого) программного обеспечения (ПО) носит стратегический характер. Ввиду масштабности поставленной задачи моделирования газодинамики и акустики старта рассматривается тестирование открытого ПО только для двух типов течений: 1) истечение сверхзвуковых струй газа; 2) истечение струи воды в газообразную среду.

Для решения прикладных задач по обоим направлениям применяется конечно-объёмная библиотека OpenFOAM, модули которой rhoCentralFoam [1] и interFoam [2] разрабатывались для исследования струйных течений сжимаемых гомогенных сред или несжимаемых сред с межфазной поверхностью. В то же время существуют и другие реализации моделей струйных течений для сверхзвуковых струй. Использован программный модуль rimpleCentralFoam, основанный на гибридной схеме Курганова-Тадмора и методе расщепления PIMPLE [3]. Для исследования дробления водяных струй использована программа Gerris 3D [4], хорошо зарекомендовавшая себя в задачах моделирования течений с межфазной поверхностью.

Тестирование и вариация

Указанные программы были протестированы и верифицированы для ряда эталонных случаев:

1) течение сжимаемых сред – одномерные задачи распада разрыва, ламинарные течения слабосжимаемых сред, течения реальных газов и др.;

2) многофазные течения с межфазной поверхностью — соударение одиночных капель со слоем жидкости при различных значениях чисел Вебера (We) и Рейнольдса (Re) [5], кросс-верификация различных методов на примере задачи обрушения дамбы

[6], моделирование неустойчивостей Кельвина-Гельмгольца, Рэлея-Тэйлора и Рэлея-Плато [7].

С целью анализа применимости программных средств и заложенных в них численных алгоритмов для решения прикладных задач моделирования ракетно-космической техники было выбрано несколько случаев из зарубежной и отечественной экспериментальной базы.

1. Анализ поля скорости и турбулентной вязкости в идеально расширенной сверхзвуковой струе воздуха [8;9].

2. Анализ течения холодной перерасширенной сверхзвуковой струи воздуха [10].

3. Исследование горячей перерасширенной струи газа, истекающей в воздух при нормальных условиях [11].

4. Моделирование взаимодействия сверхзвуковой струи с преградой [11].

5. Моделирование течений с межфазной поверхностью — распыление струи воды, выходящей из канала с сечением прямоугольной формы.

Первые два случая представляют собой широко известные бенчмарк-тесты для верификации газодинамических программ. Различие между работами [8] и [10] заключается в наборе доступных экспериментальных данных и в режимах истечения. В первом случае для сопоставления известны поле скорости и турбулентная кинематическая вязкость вдоль оси сопла, а во втором – распределение давления вдоль оси сопла. При этом в работе [8] рассматривается истечение только идеально расширенной струи, а в [10] исследуется целый спектр режимов – от недорасширенных до перерасширенных струй сопел различной конфигурации.

Данные случаи рассматривались для выбора численных схем, начальных и граничных условий, которые в дальнейшем использовались при верификации на основе отечественных данных [11].

Сравнение с зарубежными экспериментами

Для эксперимента Эггера [8] профиль сопла был известен – от сосуда высокого давления до выходного среза. В связи с этим расчёт выполнялся от докритического сечения, на котором задавались параметры изэнтропного торможения. Течение предполагалось осесимметричным.

Расчётная область для осесимметричной задачи в OpenFOAM представляет собой клин с углом раствора 5° .

Рабочим телом является воздух с молярной массой 28,85 г/моль, изобарной теплоёмкостью 1005 Дж/(К·кг), показателем адиабаты 1,4, вязкостью $1,82 \cdot 10^{-5}$ Па·с и коэффициентом теплопроводности 0,022614 Вт/(м·К). Параметры на бесконечности: давление 101325 Па и температура 300 К. Полное давление на входе (в докритическом сечении) равно 11 атм. Для воспроизведения средних характеристик турбулентного потока использовались модели турбулентности $k-\omega$ SST [12] и RNG $k-\epsilon$ [13]. Для аппроксимации конвективных слагаемых использовалась TVD-схема с ограничителем Minmod [14], для диффузионных – метод Гаусса с линейной интерполяцией, для аппроксимации производных по времени – схема Эйлера с локальным шагом по времени. Для расчётов использовались сетки с блочным разбиением и числом ячеек 40 и 80 на диаметр.

На поверхностях стенок помимо условия прилипания задано условие пристеночной функции, на входе – интенсивность турбулентности (1%) и длина смешения (1 мм). Расчёт проводился до получения установившегося состояния.

Сравнение выполнялось как с данными эксперимента [8], так и с результатами расчётов, выполненных в [9]. Результаты представлены на рис. 1, 2.

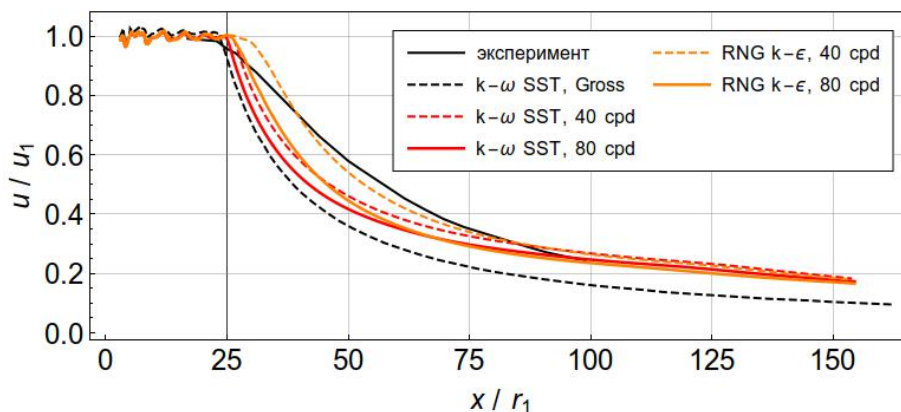


Рис. 1. Сравнение поля безразмерной скорости на оси струи, полученного в расчёте, эксперименте и расчёте [9]

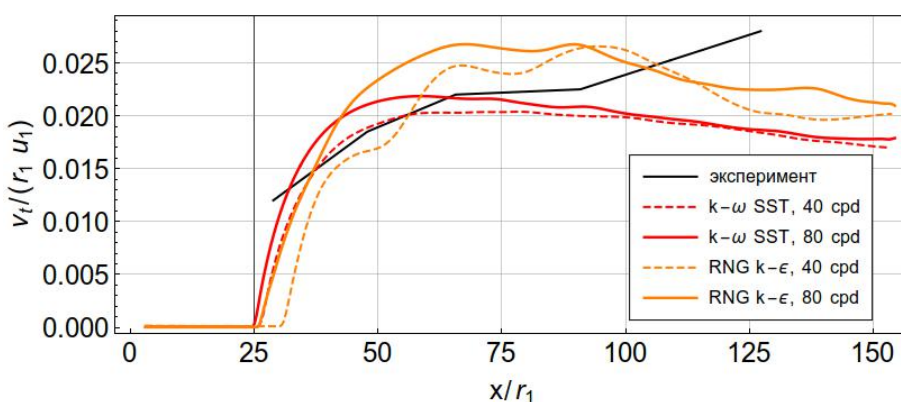


Рис. 2. Сравнение приведённого поля турбулентной вязкости на оси струи, полученного в расчёте и в эксперименте

Из рис. 1, 2 следует удовлетворительное качественное совпадение результатов расчётов и эксперимента и хорошее качественное совпадение результатов моделирования, полученных в данной работе и в работе [9]. Сопоставление результатов, выполненных при различных сеточных разрешениях, позволяет судить о наличии сеточной сходимости; более того – поля скорости, полученные при использовании различных моделей турбулентности, при увеличении числа ячеек приближаются друг к другу.

Следует остановиться и на различиях, одно из которых указывает, по всей видимости, на недостаточно точный учёт переноса импульса турбулентными пульсациями. Скорость потока на оси в эксперименте убывает интенсивнее, чем во всех расчётных случаях, за исключением начального участка для схемы RNG $k-\epsilon$ с сеточным разрешением 40 ячеек на диаметр (рис. 1). Анализ распределения величины турбулентной вязкости позволяет прийти к схожему выводу: чем больше её величина, тем эффективнее происходит обмен импульсом центра струи с периферией. Вместе с тем, различие экспериментального и численного решения показывает необходимость валидации модели с целью усовершенствования описания механизмов турбулентного обмена импульсом в сверхзвуковых потоках.

Для оценки применимости модели `pimpleCentralFoam` к моделированию турбулентных перерасширенных струй был воспроизведён один из режимов экспериментальной серии [10]. Корректность воспроизведения бочкообразной структуры струи после выходного сечения сопла определялась по распределению статического давления

среды на оси струи. Было исследовано влияние настроек численной схемы на соответствие расчётного и экспериментального распределений статического давления вдоль оси потока, а именно: влияние граничных условий (параметров модели турбулентности на срезе сопла), выбор модели турбулентности, параметров разбиения (клин или «угол»), схем дискретизации конвективных слагаемых, способа интегрирования уравнений (нестационарный алгоритм или квазистационарный).

Параметры рабочего тела и граничные условия на бесконечности соответствуют эксперименту Эггерса [8]. Расчёт ведётся от выходного среза сопла, для которого из [10] известно распределение газодинамических величин – числа Маха (для выбранного профиля), полного давления и температуры по параметру $\beta = 2$. Было выбрано профилированное сопло с выходным числом Маха 2.0, поскольку, как утверждается в [10], для этого сопла скорость потока параллельна оси и, следовательно, можно задать равномерное распределение всех величин по радиусу. Задача решалась в осесимметричном приближении, использовалась прямоугольная расчётная область с немного «вдвинутым» вглубь области выходным срезом сопла.

Сеточное разбиение выбиралось исходя из числа ячеек на диаметр D сопла. Плотность сеточных линий изменялась следующим образом: по горизонтали – в зависимости от расстояния от входной области (последний отрезок в шесть раз длиннее первого, первый выбирается по диаметру выходного среза сопла); по вертикали – в зависимости от расстояния от оси струи (на расстоянии от 0 до D разбиение равномерное, далее шаг увеличивается от первоначального до восьмикратного). Такое разбиение позволило существенно сократить число ячеек расчётной области и воспользоваться относительно небольшим числом вычислительных ядер (до 24) при времени расчёта до одних суток для самого сложного случая. Сравнение расчётов на разных сетках и с разными настройками моделей позволило наглядно оценить как эти параметры могут повлиять в дальнейшем на решение промышленной задачи.

Проведённые расчёты показали как наличие сеточной сходимости (рассматривались сетки 20, 40, 80, 160 ячеек на диаметр), так и возможность корректного воспроизведения по крайней мере первых двух ударно-волновых структур (рис. 3).

В дальнейшем на всех рисунках сетка 1 соответствует 20 ячейкам, сетка 2 – 40 ячейкам, сетка 3 – 80 ячейкам и сетка 4 – 160 ячейкам на диаметр.

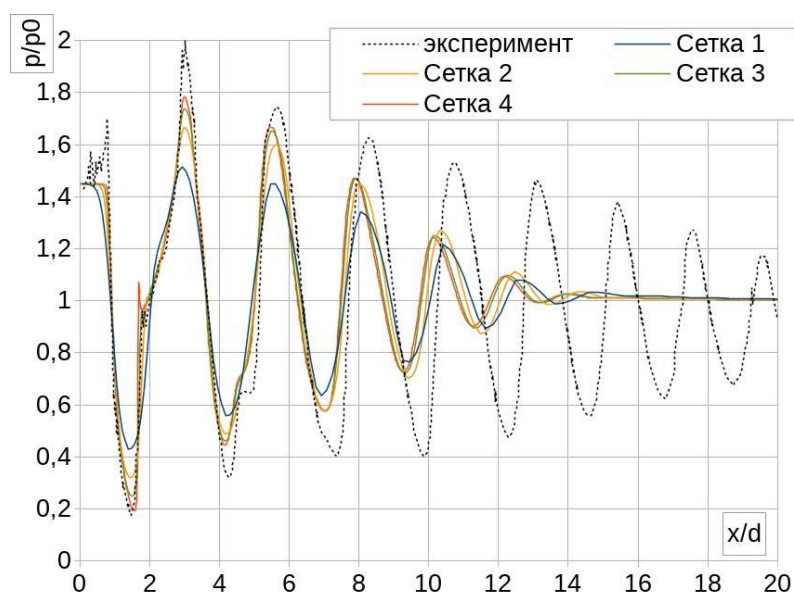


Рис. 3. Сравнение приведенного поля статического давления на оси струи, полученного в расчёте, с экспериментом для различных сеток (20, 40, 80, 160 ячеек на диаметр)

Различия носят характер как сдвига фазы, связанного с изменением длины волны по сравнению с экспериментом, так и диссипации волн расширения-сжатия, приводящей к исчезновению ударных ячеек. Эти различия могут объясняться как свойствами численного метода (численная вязкость, численная дисперсия), так и выбором модели турбулентности (турбулентной вязкости) и её параметров.

Результаты расчётов, сопоставленные с экспериментом [15], показывают завышенные длины области расширения-сжатия, что может быть связано с принятым в модели допущением о нулевой вязкости. В данной серии расчётов в дискретизированной системе уравнений присутствует как молекулярная вязкость, так и турбулентная, что, следуя рассуждениям [15], должно привести к сокращению области расширения-сжатия. Следующие ячейки расширения-сжатия продолжают уменьшаться (то есть смещаться относительно экспериментально измеренных положений) как за счёт численной диффузии, так и за счёт турбулентной вязкости, вычисляемой по модели турбулентности $k-\omega$ SST. Положительным фактом можно считать независимость данного результата как от выбора схемы дискретизации конвективных слагаемых (стандартная vanAlbada и minmod [14]), так и от выбора начальных и граничных условий на входе, что позволяет говорить об определённой надёжности выбранной модели турбулентности.

При этом на расчётную структуру областей расширения-сжатия заметное влияние оказал выбор моделей турбулентности. Для сравнения было проведено моделирование данной задачи с использованием модели отсоединённых вихрей $k-\omega$ SST DES [12] и модификацией модели $k-\varepsilon$ Sarkar-Zeman [11] (рис. 4).

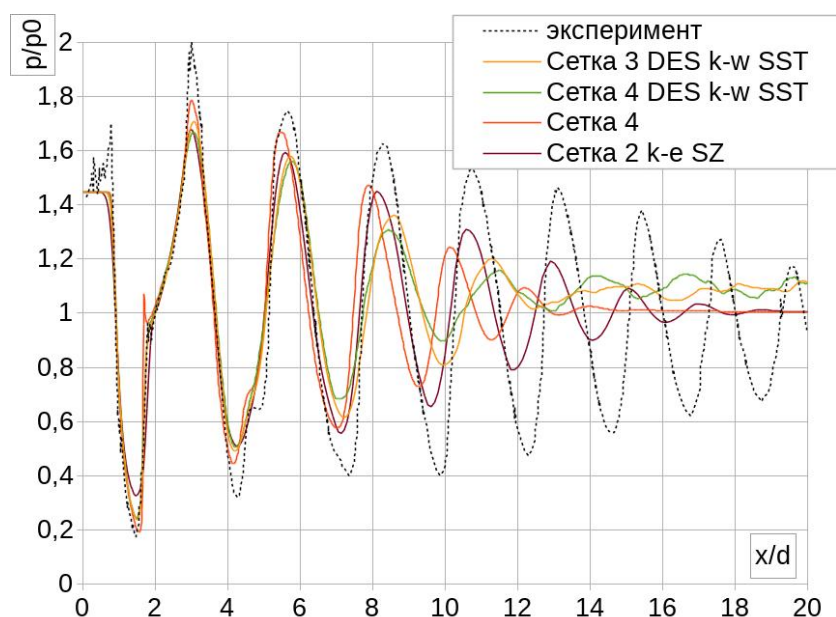


Рис. 4. Сравнение приведённого поля статического давления, полученного по моделям $k-w$ SST, $k-w$ SST DES, $k-e$ SZ на сетках 40, 80 и 160 ячеек на диаметр

Из рис. 4 видно, что использование модели с осреднением по пространству приводит к завышенной длине ячеек расширения-сжатия и позволяет моделировать нестационарные течения. Модель $k-\varepsilon$ Sarkar-Zeman даёт наиболее близкую к эксперименту структуру течения, по крайней мере, для первых трёх бочек. В то же время она является моделью течения, усреднённого по времени, и не подходит для нестационарных расчётов.

Сравнение с отечественными экспериментами

На основе результатов проведённого тестирования были сформированы расчётные случаи, воспроизводящие отечественные эксперименты [11]. В первом случае рассматривалось истечение горячей струи газообразных продуктов сгорания в воздушное пространство, во втором – натекание на преграду одной и трёх сверхзвуковых струй воздуха. Расчётная область для одиночной струи соответствовала предыдущим численным экспериментам. Исследования проводились как в однокомпонентном приближении, так и с учётом различия свойств воздуха и продуктов сгорания.

Сравнение результатов расчётов в двух- и однокомпонентном режимах показало, что расчётная картина областей разрежения-сжатия для этих случаев различается слабо (рис. 5).

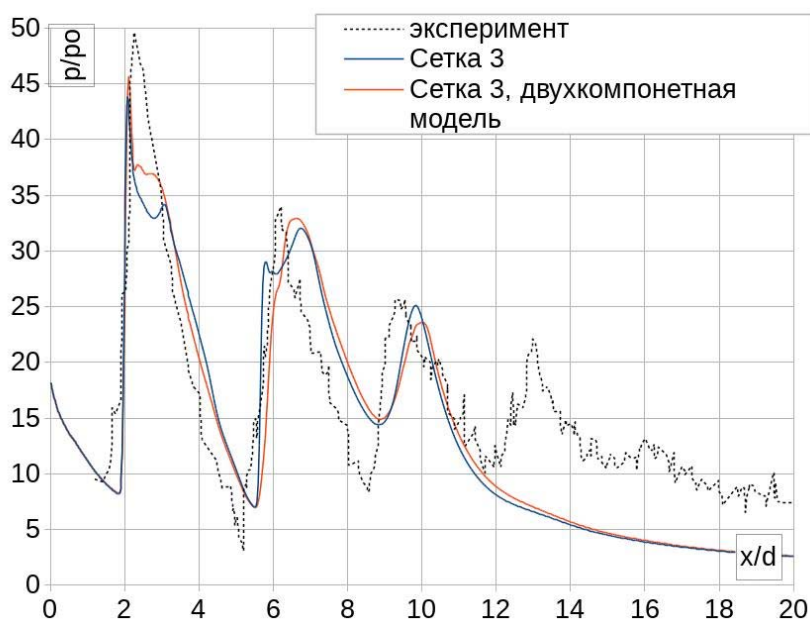


Рис. 5. Сравнение расчётного поля приведённого полного давления, полученного в приближении однокомпонентного газа с постоянными свойствами и в двухкомпонентном приближении с переменными свойствами

Это может означать, что по сравнению с предыдущим случаем (эксперимент [10]) основные различия могут состоять, в том числе, в разнице температур смеси и в величине числа Маха, влияющих на развитие пограничного слоя, или же в условиях проведения эксперимента. Таким образом, ещё большую важность приобретают математически и физически обоснованные модели турбулентности, пригодные для разрешения сверхзвуковых струй. Вторым важным установленным фактом является зависимость результата (расчётного распределения полного давления среды, рис. 6) от величины длины смещения на входе, которая не наблюдалась в предыдущих экспериментах – чем больше длина смещения потока, тем меньшее число «бочек» разрешалось моделью. Тем не менее наблюдается сеточная сходимость: при сгущении сеток решение стремится к некоторому постоянному состоянию.

Все модели, сохранявшие третью и более дальние ячейки разрежения-сжатия, предсказывали завышенную длину волн расширения-сжатия (рис. 7). Это означает, что в рамках приближения Буссинеска турбулентная вязкость должна быть увеличена по сравнению с использованными значениями.



Рис. 6. Сравнение расчётного поля приведённого полного давления, полученного при задании различной длины смещения на входе расчётной области, т.е. турбулентной вязкости



Рис. 7. Сравнение расчётного поля приведённого полного давления, полученного при использовании различных моделей турбулентности

Были отобраны следующие модели, сохранявшие качественно структуры третьей и четвёртой «бочек»: $k - \varepsilon$ Sarkar-Zeman (k-ε SZ); Spalart-Allmaras (Спаларт-Алмарас); эмпирическая модель, основанная на турбулентной вязкости Прандтля [11]; модификации Балтийского государственного технического университета, $k - \omega$ SST DES.

Завершает серию расчётных исследований моделирование взаимодействия одноблочной (рис. 8, а) и трёхблочной струй (рис. 8, б) с преградой [11]. Геометрия расчётной области для одной струи соответствует предыдущим случаям, для трёхблочной струи построена трёхмерная сетка.



Параметры сетки, граничные и начальные условия выбирались по результатам выполненного ранее тестирования. В процессе моделирования были выбраны модели $k-\omega$ SST, realizable $k-\epsilon$ [16], RNG $k-\epsilon$.

Для одноблочной струи результаты представлены на рис. 9.

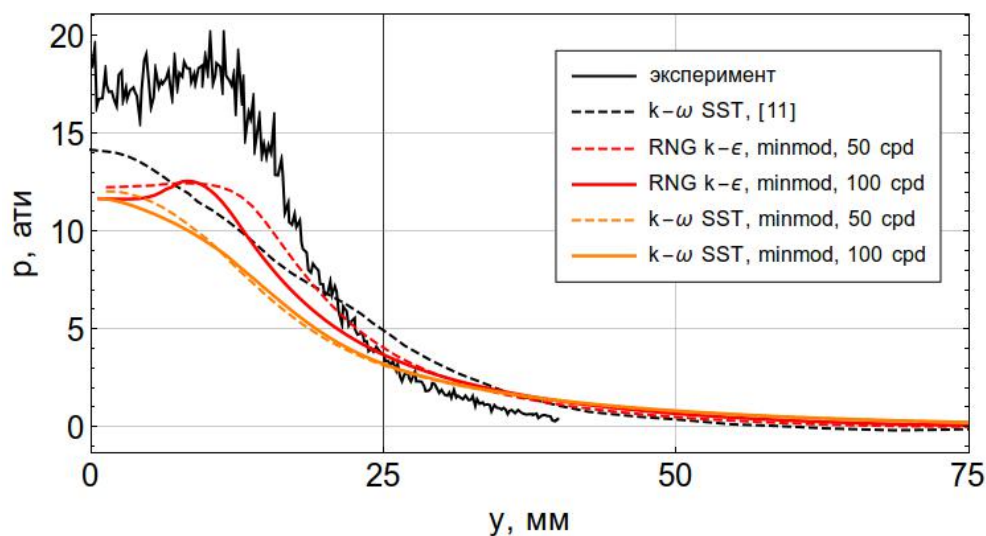


Рис. 9. Сравнение экспериментального и расчётного полей давления, полученных с использованием различных моделей и на различных сетках (50 и 100 ячеек на диаметр) для одноблочной струи

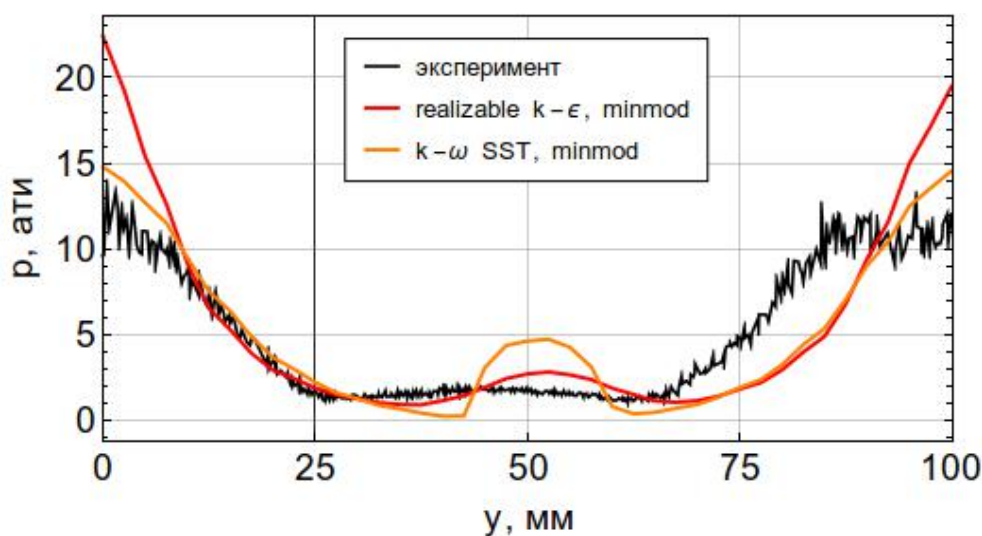


Рис. 10. Сравнение экспериментального и расчётного полей давления, полученных с использованием различных моделей для трёхблочной струи

Из рис. 9 видно, что амплитуда статического давления на оси струи, полученная с помощью модели $k-\omega$ SST [11], ближе к экспериментальной. При этом качественно профиль давления модели RNG $k-\varepsilon$ близок к экспериментальному. Вследствие изменения длин областей расширения-сжатия в расчёте по сравнению с экспериментом методически правильно изменить в расчёте положение преграды так, чтобы оно приходилось на ту же самую относительную длину «бочки», что и в экспериментальном исследовании.

По всей видимости, из-за расхождения в оценке длины «бочек» в расчёте трёхблочной струи присутствует различие в распределении давления на преграде, хотя характер профиля качественно соответствует экспериментальному (рис. 10).

Заключение

Обобщая итоги тестирования моделей на отечественных и зарубежных экспериментах, можно сформулировать следующие выводы о поведении численных алгоритмов OpenFOAM при решении задачи течения сверхзвуковых струй.

1. В области невязких течений тестируемый модуль позволяет получать достаточно точное решение, качество которого зависит в первую очередь от сеточного разрешения. Следовательно в этом случае точность решения может быть повышена за счёт увеличения мощности вычислительных ресурсов, что является несомненно полезным практическим свойством.

2. В области течения вязких турбулентных течений на первый план выходит качество воспроизведения турбулентных процессов подсеточного масштаба. Стандартные модели типа $k-\omega$ SST завышают интенсивность турбулентных процессов обмена импульсом и энергией, модели крупных вихрей и отсоединённых вихрей, по всей видимости, занижают соответствующие коэффициенты. Моделью, дающей наиболее близкие к эксперименту результаты, оказалась модифицированная модель $k-\varepsilon$ Sarkar-Zeman.

3. Во всех расчётах рассматривалось двухмерное осесимметричное течение, а при замыкании осреднённых уравнений использовалось приближение Буссинеска, что также могло сказаться на качестве решения. Для проверки данного предположения перспективным могло бы быть направление численных исследований в трёхмерном приближении с моделью переноса напряжений Рейнольдса.

Работа поддержана Программой фундаментальных исследований Президиума Российской Академии Наук, I.33П.

Библиографический список

1. Greenshields C.J., Weller H.G., Gasparini L., Reese J.M. Implementation of semi-discrete, non-staggered central schemes in a colocated, polyhedral, finite volume framework, for high-speed viscous flows // International Journal for Numerical Methods in Fluids. 2010. V. 63, Iss.1. P. 1-21. DOI: 10.1002/flid.2069

2. Rusche H. Computational Fluid Dynamics of Dispersed Two-Phase Flows at High Phase Fractions. PhD Thesis, Thesis, Imperial College of Science, Technology and Medicine, 2002.

3. Крапошин М.В. Математическое моделирование сжимаемых течений с использованием гибридного метода аппроксимации конвективных потоков. Дис. ... канд. физ.-мат. наук. Москва, 2016. 182 с.

4. Popinet S. Gerris: a tree-based adaptive solver for the incompressible Euler equations in complex geometries // *Journal of Computational Physics*. 2003. V. 190, Iss. 2. P. 572-600. DOI: 10.1016/s0021-9991(03)00298-5

5. Korchagova V.N., Kraposhin M.V., Marchevsky I.K., Smirnova E.V. Simulation of droplet impact on deep pool at large Froude numbers by using different open-source codes // *Journal of Physics: Conference Series*. 2017. V. 918. DOI: 10.1088/1742-6596/918/1/012037

6. Давыдова Е.В., Корчагова В.Н. Свободное программное обеспечение для моделирования жидкости со свободной поверхностью // *Труды ИСП РАН*. 2016. Т. 28, вып. 1. С. 243-258. DOI: 10.15514/ISPRAS-2016-28(1)-14

7. Смирнова Е.В. The validation of open-source code Gerris on the problems of hydrodynamic instabilities. <http://www.ispras.ru/conf/2016/pdf/Smirnova.pdf>

8. Eggers J.M. Velocity Profiles and Eddy Viscosity Distributions Downstream of a Mach 2.22 Nozzle Exhausting to Quiescent Air // *NASA Technical Note D-3601*. Washington: Langley Research Center, 1966. 83 p.

9. Gross N., Blaisdell G.A., Lyrantzis A. Evaluation of Turbulence Model Corrections for Supersonic Jets using the OVERFLOW Code // *40th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*. 2010. DOI: 10.2514/6.2010-4604

10. Norum T.D., Seiner J.M. Measurements of Mean Static Pressure and Far-Field Acoustics of Shock-Containing Supersonic Jets // *NASA Technical Memorandum 84521*. Washington: Langley Research Center, 1982. 204 p.

11. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Прикладные задачи газодинамики и теплообмена в энергетических установках ракетной техники. М.: Московский авиационный институт, 2014. 167 с.

12. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // *Proceedings of the Fourth International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*. 2003. V. 4. P. 625-632.

13. Yakhot V., Orszag S.A., Thangam S., Gatski T.B., Speziale C.G. Development of turbulence models for shear flows by a double expansion technique // *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*. 1992. V. 4, Iss. 7. P. 1510-1520. DOI: 10.1063/1.858424

14. Berger M., Aftosmis M.J., Muman M.S. Analysis of Slope Limiters on Irregular Grids // *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 2005. DOI: 10.2514/6.2005-490

15. Norum T.D., Seiner J.M. Experiments of Shock Associated Noise on Supersonic Jets // *12th AIAA Fluid and Plasma Dynamics Conference*. 1979. DOI: 10.2514/6.1979-1526

16. Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J. A New k-ε Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows // *Computers & Fluids*. 1995. V. 24, Iss. 3. P. 227-238. DOI: 10.1016/0045-7930(94)00032-t

APPLICATION OF OPEN-SOURCE SOFTWARE FOR INDUSTRIAL PROBLEMS OF VEHICLE LIFT-OFF GAS DYNAMICS

© 2017

- T. O. Abdurashidov** Leading Engineer;
Center for Operation of Space Ground Based Infrastructure,
Moscow, Russian Federation;
lexx.957.lq@gmail.com
- A. V. Osipov** Engineer;
Center for Operation of Space Ground Based Infrastructure,
Moscow, Russian Federation;
hitzig@yandex.ru
- V. N. Korchagova** Assistant;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
ko_viktoria@inbox.ru
- M. V. Kraposhin** Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Senior Researcher;
Ivannikov Institute for System Programming of the RAS,
Moscow, Russian Federation;
m.kraposhin@ispras.ru
- Ye. V. Smirnova** Assistant;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
alenska-davidova@rambler.ru
- S. V. Strizhak** Candidate of Science (Engineering), Engineer;
Ivannikov Institute for System Programming of the RAS,
Moscow, Russian Federation;
s.strizhak@ispras.ru

High-power shock, heat, mechanical and – especially – acoustic loads present a serious problem as their impact on the rocket and the launch pad can be too strong. Turbulent supersonic jets ejected from the vehicle nozzles are the main source of these loads. One way to reduce the intensity of acoustic loads is to supply a special system of water jets that interact with the supersonic gas jets near the rocket nozzles. Numerical simulation of this interaction is an important part of the design of such noise reduction systems. The proposed numerical model should enable simulation of various processes of different scale, such as gas/droplets interaction, nozzle jets in the near field, acoustic loads in the far field, chemical reactions and others. Therefore, such a model should be modular and hierarchically aligned. A flexible and extensible implementation of the numerical model can be possible with open-source codes. This paper concerns the problem of numerical simulation of compressible turbulent supersonic jets. The hybrid gas dynamics solver which was used in this investigation is one of the main modules of the general numerical model. Preliminary results of verification of this module are presented. Comparison of numerical and experimental results for various experimental cases, both Russian and foreign, is given.

Open-source codes; gas dynamics; acoustics; hydrodynamics; phase flows; validation; verification; lift-off acoustics and gas dynamics; spray atomization.

Citation: Abdurashidov T.O., Osipov A.V., Korchagova V.N., Kraposhin M.V., Smirnova Ye.V., Strizhak S.V. Application of open-source software for industrial problems of vehicle lift-off gas dynamics. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-7-20

References

1. Greenshields C.J., Weller H.G., Gasparini L., Reese J.M. Implementation of semi-discrete, non-staggered central schemes in a colocated, polyhedral, finite volume framework, for high-speed viscous flows. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*. 2010. V. 63, Iss. 1. P. 1-21. DOI: 10.1002/flid.2069
2. Rusche H. Computational Fluid Dynamics of Dispersed Two-Phase Flows at High Phase Fractions. PhD Thesis, Thesis, Imperial College of Science, Technology and Medicine, 2002.

3. Kraposhin M.V. *Matematicheskoe modelirovanie szhimaemykh techeniy s ispol'zovaniem gibridnogo metoda approksimatsii konvektivnykh potokov. Dis. ... kand. fiz.-mat. nauk* [Mathematical modeling of compressible flows with the use of a hybrid method of approximation of convection flows. Thesis for a Candidate Degree in Physics and Mathematics]. Moscow, 2016. 182 p.

4. Popinet S. Gerris: a tree-based adaptive solver for the incompressible Euler equations in complex geometries. *Journal of Computational Physics*. 2003. V. 190, Iss. 2. P. 572-600. DOI: 10.1016/s0021-9991(03)00298-5

5. Korzhagova V.N., Kraposhin M.V., Marchevsky I.K., Smirnova E.V. Simulation of droplet impact on deep pool at large Froude numbers by using different open-source codes. *Journal of Physics: Conference Series*. 2017. V. 918. DOI: 10.1088/1742-6596/918/1/012037

6. Davydova E., Korzhagova V. Open-source software for modelling of free-surface flows. *Proceedings of the Institute for System Programming of the RAS*. 2014. V. 28, Iss. 1. P. 243-258. DOI: 10.15514/ispras-2016-28(1)-14

7. Смирнова Е.В. The validation of open-source code Gerris on the problems of hydrodynamic instabilities. Available at: <http://www.ispras.ru/conf/2016/pdf/Smirnova.pdf>

8. Eggers J.M. Velocity Profiles and Eddy Viscosity Distributions Downstream of a Mach 2.22 Nozzle Exhausting to Quiescent Air. *NASA Technical Note D-3601*. Washington: Langley Research Center, 1966. 83 p.

9. Gross N., Blaisdell G.A., Lyrintzis A. Evaluation of Turbulence Model Corrections for Supersonic Jets using the OVERFLOW Code. *40th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*. 2010. DOI: 10.2514/6.2010-4604

10. Norum T.D., Seiner J.M. Measurements of Mean Static Pressure and Far-Field Acoustics of Shock-Containing Supersonic Jets. *NASA Technical Memorandum 84521*. Washington: Langley Research Center, 1982. 204 p.

11. Kudimov N.F., Safronov A.V., Tretyakova O.N. *Prikladnye zadachi gazodinamiki i teploobmena v energeticheskikh ustanovkakh raketnoy tekhniki* [Application tasks of gas dynamics and heat transfer in rocketry power plants]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2014. 167 p.

12. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model. *Proceedings of the Fourth International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*. 2003. V. 4. P. 625-632.

13. Yakhot V., Orszag S.A., Thangam S., Gatski T.B., Speziale C.G. Development of turbulence models for shear flows by a double expansion technique. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*. 1992. V. 4, Iss. 7. P. 1510-1520. DOI: 10.1063/1.858424

14. Berger M., Aftosmis M.J., Muman M.S. Analysis of Slope Limiters on Irregular Grids. *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 2005. DOI: 10.2514/6.2005-490

15. Norum T.D., Seiner J.M. Experiments of Shock Associated Noise on Supersonic Jets. *12th AIAA Fluid and Plasma Dynamics Conference*. 1979. DOI: 10.2514/6.1979-1526

16. Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J. A New k- ϵ Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows. *Computers & Fluids*. 1995. V. 24, Iss. 3. P. 227-238. DOI: 10.1016/0045-7930(94)00032-t