

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ВЫБОРА МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА ПАРАМЕТРЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ С ПРЕГРАДОЙ

Р. А. Пешков, А. С. Шметкова,
О. В. Исправникова, Ю. Л. Сюськина

Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет),
Россия, 454080, г. Челябинск, пр. Ленина, 76

В связи с интенсивным нагружением элементов стартовых сооружений при воздействии на них струй ракетных двигателей очевидна необходимость определения газодинамических, тепловых и других нагрузок, возникающих при старте ракеты-носителя. Численное моделирование с помощью прикладных программ является одним из широко используемых способов их расчёта, так как физическое моделирование требует существенных затрат ресурсов. В исследовании проанализирован случай взаимодействия одиночной сверхзвуковой струи газа с плоской преградой, ориентированной перпендикулярно направлению струи. Приведены дифференциальные уравнения, описывающие движение сжимаемого вязкого теплопроводного газа (уравнения Навье–Стокса), и описан метод осреднения их по Рейнольдсу. Рассмотрены некоторые одно- и двухпараметрические модели турбулентности, основанные на уравнениях Рейнольдса. Проведено численное моделирование процесса натекания сверхзвуковой струи воздуха из сопла Лавала на плоскую алюминиевую преграду, расположенную перпендикулярно оси струи. Для анализа влияния выбора модели турбулентности на распределение числа Маха и давление на преграде был использован программный пакет *ANSYS Fluent*. Сравнение результатов исследования с экспериментальными данными показало, что наиболее точные результаты получены при использовании модели турбулентности $k-\omega$ SST.

Ключевые слова: сверхзвуковая струя, газовая динамика, ракетные комплексы, дифференциальные уравнения, турбулентное течение, *ANSYS Fluent*.

Введение

Во время запуска ракеты-носителя элементы конструкции стартового сооружения подвергаются интенсивному воздействию струй ракетных двигателей. В особо тяжелых условиях оказывается газоотражатель, который в течение нескольких секунд омывается высокоскоростным потоком горячих газов. Этот процесс может привести к деформации и повреждению элементов конструкции, что требует особой тщательности при проектировании и изготовлении газоотражателей [1]. Поэтому представляет актуальный научный интерес проблема исследования процессов, возникающих при взаимодействии сверхзвуковых потоков газа с поверхностью газоотражателя. Для обеспечения прочности и надежной работы стартового комплекса необходимо исследовать физические процессы взаимодействия сверхзвуковых газовых струй с преградой для определения нагрузок.

В данной работе исследуется взаимодействие одиночной сверхзвуковой струи с плоской непроницаемой преградой, расположенной перпендикулярно направлению движения струи.

При движении сверхзвуковой струи к преграде возникают сложные потоки с уплотнениями и различными скоростями. После взаимодействия со стенкой поток распространяется в разные стороны. Интенсивность воздействия на преграду зависит от нескольких факторов, включая степень

нерасчетности, расстояние до преграды, геометрию насадки и другие параметры. Этот параметр играет важную роль в определении эффективности аэродинамических систем и управлении потоком воздуха. Изучение и анализ интенсивности воздействия на преграду позволяет оптимизировать процессы воздушной динамики и повысить эффективность работы технических устройств, использующих аэродинамические принципы [2].

Для адекватного описания турбулентного течения газа необходимо учитывать не только основные уравнения газовой динамики, такие как уравнение неразрывности, уравнение энергии, уравнение импульса и уравнение состояния, но и выбрать соответствующую модель турбулентности. Турбулентность является характеристикой сложного и хаотического движения газа, которое проявляется в случайных колебаниях скорости и давления. Для учета этих явлений в газодинамических расчетах применяются различные модели турбулентности, такие как модель $k-\epsilon$, модель $k-\omega$ и другие. Выбор конкретной модели зависит от условий задачи и требуемой точности расчетов. Правильный выбор модели турбулентности позволяет улучшить точность и достоверность результатов расчетов турбулентных течений газа.

В связи с крупными габаритами, сложностью конструкций стартовых систем и многообразием протекающих процессов полномасштабное физическое моделирование затруднительно, поэтому

для исследования газодинамики ракетных комплексов широко применяется математическое моделирование.

Численные методы, применяемые для решения дифференциальных уравнений, описывающих газодинамические процессы, такие как движение ракет-носителей, играют важную роль при проведении научных исследований. Эти алгоритмы позволяют экономить ресурсы, которые обычно требуются для проведения дорогостоящих проектирований и натурных экспериментов. Благодаря численным методам, исследователи и инженеры могут получить точные решения для различных сценариев, возникающих в процессе запуска ракет-носителей. Это позволяет оптимизировать процесс разработки и обеспечивает более надежное функционирование систем космической техники.

Постановка задачи

Цель научного исследования заключается в оценке воздействия выбора модели турбулентности на параметры взаимодействия сверхзвуковой струи с плоской преградой, перпендикулярной оси струи.

Для достижения указанной цели необходимо решить следующие задачи:

- 1) формирование математической модели течения вязкого теплопроводного газа;
- 2) выбор и анализ моделей турбулентности;
- 3) проведение численного моделирования и анализ влияния выбора модели турбулентности на параметры взаимодействия сверхзвуковой струи с плоской преградой;
- 4) сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными.

Теория

В численном исследовании газодинамических процессов большую роль играет выбор математической модели, корректно описывающей свойства исследуемого объекта и адекватной имеющимся вычислительным ресурсам. Ее формулировка прежде всего включает запись основных дифференциальных уравнений с учетом условия задачи и принятых допущений.

Уравнения Навье–Стокса, описывающие движение сжимаемого газа, часто используются для численного моделирования газодинамических процессов. Эти уравнения включают уравнения сохранения массы, импульса и энергии, а также уравнение состояния газа. При построении математической модели необходимо учитывать физические свойства газа, такие как вязкость, теплопроводность, диффузия и т. д. Также важно учитывать граничные условия, которые определяют взаимодействие газа с окружающей средой.

Уравнения Навье–Стокса в случае трёхмерного течения имеют следующий вид:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_x}{\partial x} + \frac{\partial F_y}{\partial y} + \frac{\partial F_z}{\partial z} = \frac{\partial F_x^v}{\partial x} + \frac{\partial F_y^v}{\partial y} + \frac{\partial F_z^v}{\partial z},$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_x \\ \rho u_y \\ \rho u_z \\ \rho h_0 - p \end{bmatrix}, F_\alpha = \begin{bmatrix} \rho u_\alpha \\ \rho u_x u_\alpha + \delta_{\alpha x} p \\ \rho u_y u_\alpha + \delta_{\alpha y} p \\ \rho u_z u_\alpha + \delta_{\alpha z} p \\ \rho h_0 u_\alpha \end{bmatrix},$$

$$F_\alpha^v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{x\alpha} \\ \tau_{y\alpha} \\ \tau_{z\alpha} \\ q_\alpha + u_x \tau_{x\alpha} + u_y \tau_{y\alpha} + u_z \tau_{z\alpha} \end{bmatrix},$$

где t — время; $\delta_{\alpha\beta}$ — символ Кронекера; $\alpha, \beta = x, y, z$; $u = (u_x, u_y, u_z)$ — вектор скорости газа и его компоненты; ρ — плотность газа; p — давление; h_0 — полная удельная энтальпия [3, с. 23].

Для идеального газа полная удельная энтальпия вычисляется по формуле:

$$h_0 = \frac{1}{2}(u_x^2 + u_y^2 + u_z^2) + h, h = \frac{\gamma p}{(\gamma - 1)\rho},$$

где h — удельная энтальпия газа; γ — показатель адиабаты [3, с. 23].

В уравнениях Навье–Стокса компоненты тензора вязких напряжений ($\tau_{\alpha\beta}$) и теплового потока (q_α) выражаются в форме:

$$\tau_{\alpha\beta} = \mu \left[\frac{\partial u_\alpha}{\partial \beta} + \frac{\partial u_\beta}{\partial \alpha} - \frac{2}{3} (\nabla u) \delta_{\alpha\beta} \right],$$

$$\nabla u = \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z};$$

$$q_\alpha = \lambda \frac{\partial T}{\partial \alpha} = \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial h}{\partial \alpha} =$$

$$= \frac{\mu}{Pr} \left[\frac{\partial h_0}{\partial \alpha} - \left(u_x \frac{\partial u_x}{\partial \alpha} + u_y \frac{\partial u_y}{\partial \alpha} + u_z \frac{\partial u_z}{\partial \alpha} \right) \right],$$

где $\alpha, \beta = x, y, z$; μ — коэффициент вязкости; λ — коэффициент теплопроводности; Pr — число Прандтля [3, с. 23].

Если течение осесимметрично, то уравнения имеют вид

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{1}{y} \left(\frac{\partial y F_x}{\partial x} + \frac{\partial y F_y}{\partial y} - \hat{F} \right) = \frac{1}{y} \left(\frac{\partial y F_x^v}{\partial x} + \frac{\partial y F_y^v}{\partial y} + \hat{F}^v \right),$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_x \\ \rho u_y \\ \rho h_0 - p \end{bmatrix}, F_x = \begin{bmatrix} \rho u_x \\ \rho u_x^2 + p \\ \rho u_x u_y \\ \rho h_0 u_x \end{bmatrix},$$

$$F_x = \begin{bmatrix} \rho u_y \\ \rho u_x u_y \\ \rho u_y^2 + p \\ \rho h_0 u_y \end{bmatrix}, \hat{F} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ p \\ 0 \end{bmatrix}, F_x^v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ q_x + u_x \tau_{xx} + u_y \tau_{yx} \end{bmatrix},$$

$$F_y^v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ q_y + u_x \tau_{xy} + u_y \tau_{yy} \end{bmatrix}, \hat{F}^v = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \tau_{xx} + \tau_{yy} \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Компоненты тензора вязких напряжений ($\tau_{\alpha\beta}$) и теплового потока (q_α) определяются аналогично случаю с трёхмерными течениями [3, с. 24], за исключением

$$\nabla u = \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{u_y}{y}.$$

Для моделирования турбулентного течения применяется осреднение уравнений Навье–Стокса по Рейнольдсу, при котором мгновенные значения скорости u и давления p записываются как сумма осреднённой и пульсационной составляющих:

$$u = \bar{u} + u';$$

$$p = \bar{p} + p'.$$

В результате преобразований получаются уравнения Рейнольдса (RANS), содержащие корреляции $\rho \bar{u}'_i \bar{u}'_j$, называемые Рейнольдсовыми напряжениями. Они описывают процесс передачи импульса путем перемешивания в пульсирующем турбулентном потоке. Для вычисления указанных напряжений и замыкания системы усреднённых уравнений применяются различные турбулентные модели [4, с. 29].

Рассмотрим некоторые из моделей, основанных на RANS.

Модель Спаларта–Алмараса. Одна из наиболее известных моделей турбулентности применительно к аэрокосмической отрасли. Она была разработана в 1992 году Франком Спалартом и Томасом Алмарасом и представляет собой одномерную модель турбулентности. В ней вводится одно дополнительное уравнение относительно модифицированной кинематической турбулентной вязкости $\bar{\nu}$. Модель Спаларта–Алмараса описывает всю область потока, в том числе пристеночные слои, и даёт хорошие результаты при исследовании обтекания крыльев и аэродинамических поверхностей. Кроме того, её легко реализовать с любым типом сетки (структурированная и неструктурированная, моноблочная и многоблочная и др.). Однако эта модель не очень эффективна при моделировании сдвиговых и отрывных течений и затухания турбулентности [5, 6].

Модель k - ϵ . Модель k - ϵ является широко используемой в вычислительной гидродинамике для описания турбулентности. Специализированные пристеночные функции используются для учета влияния стенки на турбулентный поток. Эти функции учитывают изменение турбулентных характеристик потока вблизи стенки и позволяют корректно моделировать турбулентные явления вблизи границы. Кроме того, в данной модели учитывается влияние турбулентного перемешивания на теплообмен и характеристики потока. Для учета эффектов теплообмена вводятся дополнительные уравнения для температуры и концентрации примесей. Модель также предусматривает учет влияния турбулентности на химические реакции в потоке. Модель k - ϵ широко используется для прогнозирования турбулентных сдвиговых течений, однако не способна точно предсказать потоки с неблагоприятными градиентами давления и дополнительными деформациями (как кривизна линий тока, вращение и т.д.). Тем не менее эта модель рекомендуется для предварительной оценки поля течения и для таких случаев, как горение, многофазные течения и течения с химическими реакциями [7].

Модель k - ϵ *realizable*. Внесение изменений в предыдущую модель с учетом ограничений на нормальные напряжения Рейнольдса позволяет более точно описать особенности турбулентных потоков путем исключения отрицательных значений вихревой вязкости при моделировании потоков с высокими градиентами параметров. Модель k - ϵ *realizable* может быть использована для более широкого спектра задач, включая сложные турбулентные потоки и неоднородные среды. Кроме того, в моде-

ли k - ϵ *realizable* существенно повышена эффективность моделирования для струй и слоёв смешения, каналов, пограничных слоёв и отрывных течений [4 с. 31; 8].

Модель k - ω . Предложенная двухпараметрическая модель заменяет коэффициент ϵ удельной скоростью диссипации кинетической энергии турбулентности ω [9]. Данная модель обладает высокой точностью в пределах пограничных слоёв с неблагоприятным градиентом давления и может моделировать вязкий подслой без каких-либо дополнительных функций демпфирования. Модель k - ω хорошо описывает течения по каналам, отрывные и струйные течения. Вместе с тем k - ω чувствительна к граничным условиям и при её использовании расчёт сходится медленнее, чем, например, при модели k - ϵ . Модель k - ω обладает хорошей точностью и эффективностью в моделировании турбулентных потоков, хорошей устойчивостью и не требует большого количества вычислительных ресурсов. Модель k - ω легко настраивается и применяется для различных инженерных задач [10].

Модель k - ω SST (Shear Stress Transport). Является сочетанием модели k - ω , работающей в приповерхностных областях, и k - ϵ , моделирующей поведение потока вдали от стенки. Для «активации» той или иной модели в зависимости от конкретной зоны используется функция-переключатель. К достоинствам модели SST стоит отнести меньшую чувствительность к условиям набегающего потока (поток вне пограничного слоя), чем у многих других моделей турбулентности. Также в модели вводится ограничитель напряжения сдвига, помогающий избежать накопления чрезмерной турбулентной кинетической энергии вблизи критических точек. Модель хорошо работает на границах разделения потока и в областях с высокими градиентами скорости.

В качестве недостатков можно отметить, что модель k - ω SST требует более высокой вычислительной мощности по сравнению с более простыми моделями турбулентности, может давать неточные результаты в случае неоднородных и сложных потоков, не всегда корректно моделирует турбулентные явления вблизи стенок или в областях с высокими градиентами давления [11, 12].

Результаты экспериментов

Для выполнения расчётов выбран программный модуль *ANSYS Fluent*, реализующий метод конечных элементов и являющийся эффективным инструментом для моделирования гидро- и газодинамики с учётом различных процессов. *ANSYS Fluent* предоставляет широкие возможности для моделирования турбулентных потоков. Он позволяет учитывать влияние турбулентности на тепло- и массоперенос, а также на другие физические процессы в потоке. Благодаря большому количеству моделей турбулентности, доступных в *ANSYS Fluent*, пользователь может выбрать наиболее подходящую модель для конкретной задачи и получить точные и достоверные результаты. Разнообразие моделей турбулентности позволяет учитывать различные особенности потока, такие как вихри, обтекаемые поверхности и другие явления, которые могут влиять на характер течения [13].

В работе использована геометрия сопла Лавала с числом Маха на срезе $M_a = 4$, приведенная в экспериментальном исследовании [14]. Преграда

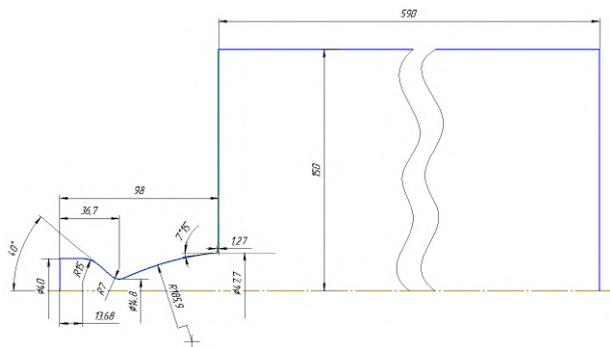


Рис. 1. Эскиз расчетной области (линейные размеры в мм)
Fig. 1. Sketch of the computational domain (linear dimensions in mm)

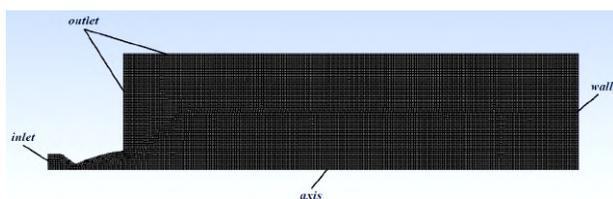


Рис. 2. Расчетная сетка и граничные условия
Fig. 2. Computational mesh and boundary conditions

расположена на расстоянии 590 мм от среза сопла. Для сокращения количества элементов сетки и времени расчёта построена осесимметричная расчётная область, что позволило рассматривать задачу в псевдотрёхмерной постановке. Эскиз расчётной области приведен на рис. 1.

С использованием инструментов модуля *ANSYS Meshing* создана четырёхугольная сетка (рис. 2) с размером ячейки 1,2 мм. Моделировался пограничный слой с высотой первой пристеночной ячейки 0,001 мм.

При проведении моделирования предполагается, что исследуемое вещество является сухим воздухом, плотность которого изменяется в соответствии с уравнением состояния идеального газа; материал преграды представляет собой алюминий. Граничные условия (рис. 2): полное давление на входе — 105 атм, статическое давление — 104,9 атм и полная температура — 300 К; избыточное статическое давление на выходе — 1 атм, температура обратного потока 300 К; на стенках установлены параметры неподвижной стенки.

Для улучшения сходимости расчёта использована «связанная» (*Coupled*) схема полей давления и скорости, рекомендуемая при моделировании сверхзвуковых потоков как более стабильная (по сравнению, например, со стандартной схемой *SIMPLE*) [13].

Схемы дискретизации:

— по градиенту — *Least Squares Cell Based*. Схема дискретизации по градиенту обеспечивает высокую точность при решении уравнений на сетке, так как учитывает градиенты значений переменных в каждой ячейке;

— по давлению — *Standard*. В качестве преимущества этой схемы можно выделить: простоту реализации и вычислительной эффективности; устойчивость и надёжность при моделировании различных физических процессов; хорошую точность при аппроксимации давления в расчетах;

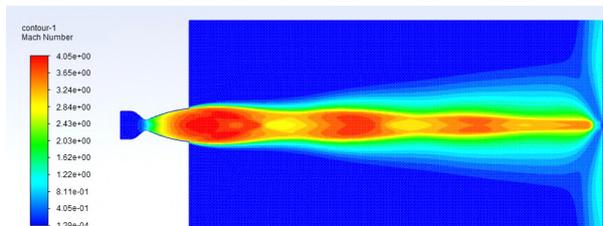


Рис. 3. Распределение числа Маха при модели турбулентности *k- ω SST*
Fig. 3. Mach number distribution under turbulence model *k- ω SST*

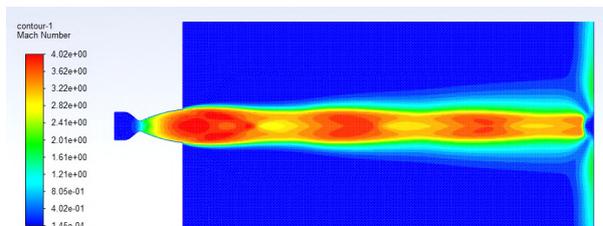


Рис. 4. Распределение числа Маха при модели турбулентности *k- ω*
Fig. 4. Mach number distribution under turbulence model *k- ω*

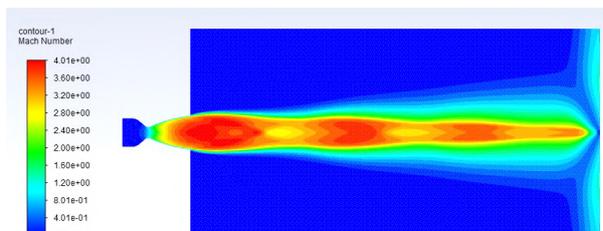


Рис. 5. Распределение числа Маха при модели турбулентности *k- ϵ*
Fig. 5. Mach number distribution under turbulence model *k- ϵ*

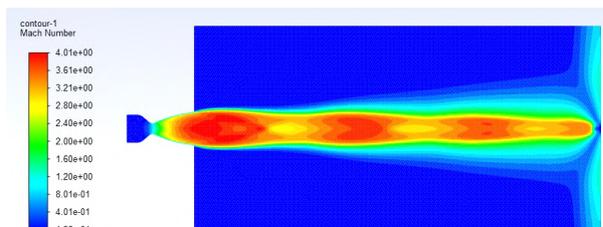


Рис. 6. Распределение числа Маха при модели турбулентности *k- ϵ realizable* со стандартными пристеночными функциями
Fig. 6. Mach number distribution under turbulence model *k- ϵ realizable* with standard wall functions

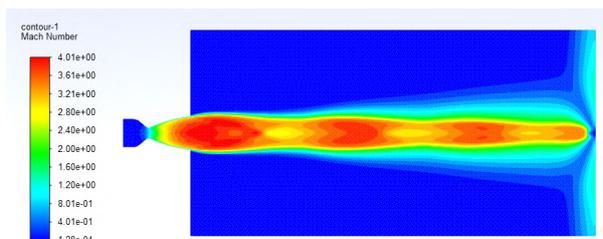


Рис. 7. Распределение числа Маха при модели турбулентности *k- ϵ realizable* с масштабируемыми пристеночными функциями
Fig. 7. Mach number distribution under turbulence model *k- ϵ realizable* with scalable wall functions

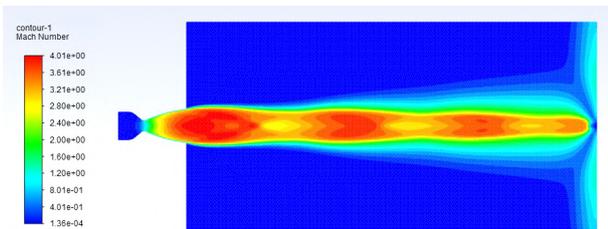


Рис. 8. Распределение числа Маха при модели турбулентности *k-ε realizable* с неравновесными пристеночными функциями
 Fig. 8. Mach number distribution under turbulence model *k-ε realizable* with nonequilibrium wall functions

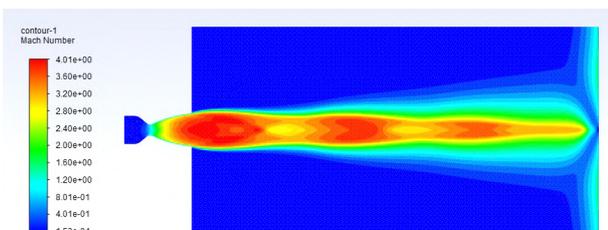


Рис. 9. Распределение числа Маха при модели турбулентности Спаларта–Аллараса
 Fig. 9. Mach number distribution under Spalart–Allmaras turbulence model

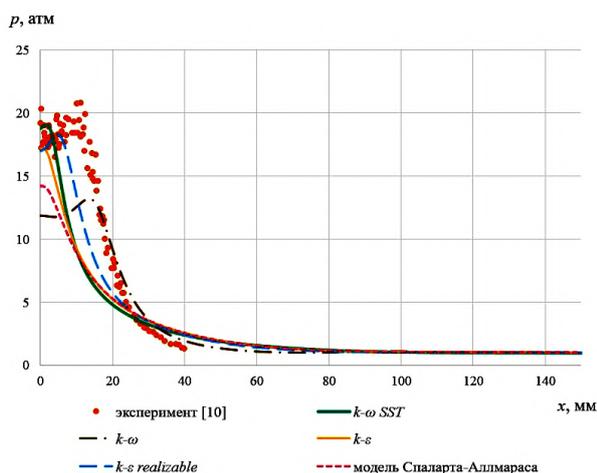


Рис. 10. Графики давления на преграде, полученные с использованием различных моделей турбулентности и экспериментально
 Fig. 10. Graphs of pressure on an obstacle obtained using various turbulence models and experimentally

Таблица 1. Максимальные значения давления на преграде, полученные с использованием различных моделей турбулентности
 Table 1. Maximum pressure values on an obstacle obtained using various turbulence models

Параметры	Модели турбулентности				
	<i>k-ω</i>	<i>k-ω SST</i>	<i>k-ε</i>	<i>k-ε realizable</i>	модель Спаларта–Аллараса
Максимальное давление на преграде p , атм	13,2	19	17,2	18,3	14,2
Расхождение в макс. давлении с данными эксперимента, %	27,8	2,06	11,3	5,67	26,8

— по плотности, импульсу, энергии, кинетической энергии турбулентности и удельной скорости её диссипации — *First Order Upwind*. В качестве преимущества схемы первого порядка можно выделить: улучшенную точность при аппроксимации переменных, связанных с турбулентными потоками; хорошую устойчивость при численном моделировании турбулентных процессов; способность эффективно учитывать особенности турбулентных потоков и их влияние на окружающую среду.

Проведена гибридная инициализация, подразумевающая итерационное решение потенциальных полей одновременно от всех границ [15].

Получены картины распределения числа Маха при использовании различных моделей турбулентности (рис. 3–9). При расчётах с моделью *k-ε realizable* варьировался тип пристеночных функций (стандартные, масштабируемые и неравновесные). Для наглядности расчётная область симметрично отображена относительно оси.

Картины течения (рис. 3–9) схожи между собой, воспроизведена структура струи: наблюдаются диски Маха, область свободного течения, торможение потока у преграды и растекание вдоль нее (основной периферийный поток).

При моделях *k-ε realizable* с разными пристеночными функциями картины распределения визуально совпадают, но в случае с масштабируемыми функциями минимальное число Маха равно $1,28 \cdot 10^{-4}$, а со стандартными и неравновесными — $1,36 \cdot 10^{-4}$. Его максимальное значение различается незначительно и равно 4,05 при модели *k-ω SST*, 4,02 при модели *k-ω* и 4,01 при остальных моделях. Преграда расположена в середине четвертой «бочки» струи. Центральный скачок уплотнения чётко виден только при использовании модели *k-ω*, на других картинах он слабо выражен. При этой модели скорости газа при его распространении вдоль преграды достигают наибольших значений (2 Маха). Для моделей *k-ω SST*, *k-ε* и Спаларта–Аллараса получено наиболее сильное сжатие «бочек» струи в радиальном направлении: диаметр четвертой «бочки» уменьшился в четыре раза по сравнению с диаметром первой, что обусловлено диссипацией кинетической энергии вследствие вязкого трения. Снижение числа Маха в последней «бочке» составляет до 25 % от максимального значения в первой «бочке», тогда как при модели *k-ω* потери не превышают 15 %. В случае с той же моделью отмечено наименьшее сжатие «бочек» (в 1,8 раза).

Дополнительно получены диаграммы, отражающие распределение абсолютного давления на преграде и проведено сопоставление с результатами экспериментальных измерений [14] (рис. 10). Результаты расчётов с моделями турбулентности *k-ε realizable* со всеми типами пристеночных функций практически полностью совпадают друг с другом, и в этом случае можно сделать вывод, что тип пристеночных функций в этом случае не влияет на моделирование течения у преграды.

С учётом осреднения точек максимум давления на преграде, замеренного в эксперименте, составляет 19,4 атм и находится на расстоянии 10,7 мм от оси. Сопоставление данных, полученных с использованием различных моделей турбулентности (табл. 1).

Качественно вид кривых соответствует распределению, полученному экспериментально, однако наблюдается расхождение в значении максимального давления от 2,06 % (модель *k-ω SST*) до 27,8 %

(модель $k-\omega$). При $x > 17$ мм для $k-\omega$ и $x > 25$ мм для других моделей распределение давления близко к экспериментальному. Кривая, полученная при модели турбулентности Спаларта – Алмараса, соответствует стационарному режиму взаимодействия. При остальных моделях максимум смещён от оси, что является одним из признаков автоколебательного режима взаимодействия струи с преградой [15]. Однако в дальнейшем колебаний не происходит. Кривая, полученная при модели турбулентности Спаларта – Алмараса, соответствует стационарному режиму взаимодействия. По мере приближения к выходной границе давление во всех случаях становится равным 1 атм.

Выводы и заключение

Проведено численное моделирование взаимодействия сверхзвуковой струи с преградой с использованием программного модуля *ANSYS Fluent*. Исследованы различные модели турбулентности на основе уравнений Рейнольдса, результаты показали сходные распределения числа Маха и давления вдоль преграды. Получено качественное согласование графиков давления с экспериментальными данными. Количественное расхождение в начальном участке преграды может быть вызвано погрешностями в построении геометрической модели и расчётной сетки, особенностями настройки решателя *Fluent* и наличием расхождений в измерениях давления во время проведения эксперимента. Согласно данным эксперимента [14], результаты, полученные с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST, наиболее точно соответствуют максимальному значению давления. Расхождение между экспериментальными данными и результатами модели составляет всего 2,06 %. При использовании данной модели максимальное давление на преграде составило 19 атм., что значительно меньше, чем давление в камере сгорания, которое составляет 105 атм. Таким образом, модель турбулентности $k-\omega$ SST демонстрирует хорошее соответствие экспериментальным данным и может быть эффективно использована для анализа динамики давления в данном контексте.

Список источников

1. Синильщиков Б. Е., Синильщиков В. Б. Исследование термосилового нагружения газоотражателей стартовых комплексов ракет космического назначения при работе систем водоподачи // Исследования наукограда. 2017. Т. 1, № 2. С. 61–71. EDN: ZHEMSD.
2. Дулов В. Г., Лукьянов Г. А. Газодинамика процессов истечения: моногр. Новосибирск: Наука, 1984. 236 с.
3. Родионов А. В. Разработка методов и программ для численного моделирования неравновесных сверхзвуковых течений в приложении к аэрокосмическим и астрофизическим задачам: дис. ... канд. физ.-мат. наук. Саров, 2019. 299 с.
4. Продан Н. В. Нестационарное взаимодействие сверхзвуковых струй между собой или с преградой: дис. ... канд. физ.-мат. наук. Санкт-Петербург, 2016. 141 с.
5. Соломатин Р. С., Семёнов И. В., Меньшов И. С. К расчёту турбулентных течений на основе модели Спаларта – Алмараса с применением LU-SGS – GMRES алгоритма // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2018. № 119. 30 с. DOI: 10.20948/prepr-2018-119. EDN: USDDEO.
6. Dacles-Mariani J., Zilliac G. G., Chow J. S., Bradshaw P. Numerical/Experimental Study of a Wingtip Vortex in the Near Field // AIAA Journal. 1995. Vol. 33, № 9. P. 1561–1568.

7. Bardina J. E., Huang P. G., Coackley T. J. Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development // NASA Technical Memorandum. 1997. URL: https://www.researchgate.net/publication/24296213_Turbulence_Modeling_Validation_Testing_and_Development (дата обращения: 20.09.2023).

8. Fleunt Inc. Fluent 6.3 User's Guide. Lebanon: Fluent Inc., 2006. 2501 p.

9. Wicox D. C. Formulation of the $k-\omega$ Turbulence Model Revisited // AIAA Journal. 2008. Vol. 46, № 11. P. 2823–2838. DOI: 10.2514/1.36541.

10. Блог COMSOL об инженерных разработках и науке. URL: <https://www.comsol.ru/blogs> (дата обращения: 12.10.2022).

11. Leschziner M. A. Modelling turbulent separated flow in the context of aerodynamic applications // Fluid Dynamics Research. 2006. № 38. P. 174–210. DOI: 10.1016/j.fluidyn.2004.11.004.

12. SST K-Omega Turbulence Models // Autodesk. URL: <https://knowledge.autodesk.com/ru/support/cfd/learn-explore/caas/CloudHelp/cloudhelp/2019/RUS/SimCFD-Learning/files/GUID-0F5C4828-9F91-46B6-A16A-2578D72DCFC-htm.html> (дата обращения: 12.10.2022).

13. Интегратор технологий ANSYS в России и странах СНГ: ANSYSFLUENT. URL: <https://cae-expert.ru/product/ansys-fluent> (дата обращения: 12.10.2022).

14. Кудимов Н. Ф., Сафронов А. В., Третьякова О. Н. Результаты экспериментальных исследований взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой // Труды МАИ. 2013. № 69. С. 1–11. EDN: RKNFOZ.

15. Глазунов А. А., Кагенов А. М., Костюшин К. В. [и др.]. Математическое моделирование взаимодействия одиночной сверхзвуковой струи с преградами // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2020. № 63. С. 87–101. DOI: 10.17223/19988621/63/8. EDN: XUSEAS.

ПЕШКОВ Руслан Александрович, кандидат технических наук, доцент (Россия), заведующий научной лабораторией «Ракеты-носители, космические и беспилотные летательные аппараты», доцент кафедры «Летательные аппараты», старший научный сотрудник НИЛ проблем физико-химии и газодинамики двигательных установок многообразных ракет-носителей Южно-Уральского государственного университета (национальный исследовательский университет) (ЮУрГУ (НИУ)), г. Челябинск.

SPIN-код: 7783-8484

AuthorID (РИНЦ): 655336

AuthorID (SCOPUS): 57212526560

Адрес для переписки: peshkovra@susu.ru

ШМЕТКОВА Анна Сергеевна, магистрант направления «Ракетные комплексы и космонавтика» ЮУрГУ (НИУ), г. Челябинск.

SPIN-код: 5035-0619

AuthorID (РИНЦ): 1173091

Адрес для переписки: anna-shmetkova@rambler.ru

ИСПРАВНИКОВА Олеся Владимировна, магистрант направления «Ракетные комплексы и космонавтика» ЮУрГУ (НИУ), г. Челябинск.

SPIN-код: 2245-3073

AuthorID (РИНЦ): 1174035

Адрес для переписки: ispravnikova.2000@mail.ru

СЮСЬКИНА Юлия Львовна, старший преподаватель кафедры «Летательные аппараты» ЮУрГУ (НИУ), г. Челябинск.

SPIN-код: 5442-8410

AuthorID (РИНЦ): 569365

ORCID: 0009-0004-2976-3674

AuthorID (SCOPUS): 57211969633

Адрес для переписки: siuskinayl@susu.ru

Пешков Р. А., Шметкова А. С., Исправникова О. В., Сюськина Ю. Л. Анализ влияния выбора модели турбулентности на параметры взаимодействия сверхзвуковой струи с преградой // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное

Статья поступила в редакцию 27.07.2024 г.

© Р. А. Пешков, А. С. Шметкова, О. В. Исправникова, Ю. Л. Сюськина

UDC 533.17

DOI: 10.25206/2588-0373-2024-8-3-90-97

EDN: ZEDCYU

THE ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF THE TURBULENCE MODEL SELECTION ON THE PARAMETERS OF INTERACTION OF A SUPERSONIC JET WITH AN OBSTACLE

R. A. Peshkov, A. S. Shmetkova, O. V. Ispravnikova, Ju. L. Suskina

South Ural State University (National Research University),
Russia, Chelyabinsk, Lenin Ave., 76, 454080

Due to the intense loading of the elements of launch structures when exposed to rocket engine jets, it is obvious that it is necessary to determine the gas-dynamic, thermal and other loads that occur during the launch of the launch vehicle. Numerical modeling using application programs is one of the widely used methods of their calculation, since physical modeling requires significant resources. The study analyzes the case of interaction of a single supersonic gas jet with a flat barrier oriented perpendicular to the direction of the jet. Differential equations describing the motion of a compressible viscous heat-conducting gas (Navier-Stokes equations) are presented, and a method for averaging them by Reynolds is described. Some one- and two-parameter turbulence models based on Reynolds equations are considered. A numerical simulation of the flow of a supersonic jet of air from a Laval nozzle onto a flat aluminum barrier located perpendicular to the axis of the jet is carried out. The ANSYS Fluent software package is used to analyze the effect of choosing a turbulence model on the distribution of the Mach number and pressure on the barrier. A comparison of the results of the study with experimental data showed that the most accurate results are obtained using the $k-\omega$ SST turbulence model.

Keywords: supersonic jet, gas dynamics, jet-barrier interaction, turbulence models, turbulent flow, ANSYS Fluent.

References

1. Sinil'shchikov B. E., Sinil'shchikov V. B. Issledovaniye termosilovogo nagruzheniya gazootrazhateley startovykh kompleksov raket kosmicheskogo naznacheniya pri rabote sistem vodopodachi [Investigation of force and thermal loading of jet deflectors of launch complexes of space rockets during the work of water supply systems] // Issledovaniya naukoigrada. *Issledovaniya Naukoigrada*. 2017. Vol. 1, no. 2. P. 61–71. EDN: ZHEMSD. (In Russ.).
2. Dulov V. G., Luk'yanov G. A. Gazodinamika protsessov istecheniya [Gasdynamics of outflow processes]. Novosibirsk, 1984. 236 p. (In Russ.).
3. Rodionov A. V. Razrabotka metodov i programm dlya chislennogo modelirovaniya neravnovesnykh sverkhzvukovykh techeniy v prilozhenii k aerokosmicheskim i astrofizicheskim zadacham [Development of methods and programs for numerical simulation of nonequilibrium supersonic flows in applications to aerospace and astrophysical problems]. Sarov, 2019. 299 p. (In Russ.).
4. Prodan N. V. Nestatsionarnoye vzaimodeystviye sverkhzvukovykh struy mezhdru soboy ili s pregradoy [Unsteady interaction of supersonic jets with each other or with an obstacle]. Saint Petersburg, 2016. 141 p. (In Russ.).

5. Solomatin R. S., Semenov I. V., Men'shov I. S. K raschetu turbulentykh techeniy na osnove modeli Spalarta-Allmarasa s primeneniym LU-SGS – GMRES algoritma [Towards calculating turbulent flows with the Spalart-Allmaras model by using the LU-SGS-GMRES algorithm] // Preprinty IPM im. M. V. Keldysha. *Keldysh Institute PREPRINTS*. 2018. No. 119. 30 p. DOI: 10.20948/prepr-2018-119. EDN: USDDEO. (In Russ.).
6. Dacles-Mariani J., Zilliac G. G., Chow J. S., Bradshaw P. Numerical/Experimental Study of a Wingtip Vortex in the Near Field // *AIAA Journal*. 1995. Vol. 33, no. 9. P. 1561–1568. (In Engl.).
7. Bardina J. E., Huang P. G., Coackley T. J. Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development // *NASA Technical Memorandum*. 1997. URL: https://www.researchgate.net/publication/24296213_Turbulence_Modeling_Validation_Testing_and_Development (accessed: 20.09.2023). (In Engl.).
8. Fleunt Inc. *Fluent 6.3 User's Guide*. Lebanon: Fluent Inc., 2006. 2501 p. (In Engl.).
9. Wicox D. C. Formulation of the $k-\omega$ Turbulence Model Revisited // *AIAA Journal*. 2008. Vol. 46, no. 11. P. 2823–2838. DOI: 10.2514/1.36541. (In Engl.).
10. Blog COMSOL ob inzhenernykh razrabotkakh i nauke [COMSOL Engineering and Science Blog]. URL: <https://www.comsol.ru/blogs> (accessed: 12.10.2022). (In Russ.).

11. Leschziner M. A. Modelling turbulent separated flow in the context of aerodynamic applications // Fluid Dynamics Research. 2006. No. 38. P. 174–210. DOI: 10.1016/j.fluidyn.2004.11.004. (In Engl.).

12. SST K-Omega Turbulence Models // Autodesk. URL: <https://knowledge.autodesk.com/ru/support/cfd/learn-explore/caas/CloudHelp/cloudhelp/2019/RUS/SimCFD-Learning/files/GUID-0F5C4828-9F91-46B6-A16A-2578D72DCFCC-htm.html> (accessed: 12.10.2022). (In Engl.).

13. Integrator tekhnologiy ANSYS v Rossii i stranakh SNG: ANSYSFLUENT. [ANSYS technology integrator in Russia and CIS countries: ANSYS FLUENT]. URL: <https://cae-expert.ru/product/ansys-fluent> (accessed: 12.10.2022). (In Russ.).

14. Kudimov N. F., Safronov A. V., Tret'yakova O. N. Rezul'taty eksperimental'nykh issledovaniy vzaimodeystviya mnogoblochnykh sverkhzvukovykh turbulentnykh struy s pregradoy [Experimental study on multiple turbulent supersonic impinging jets] // TrudyMAI. *Trudy MAI*. 2013. No. 69. P. 1–11. EDN: RKNFOZ. (In Russ.).

15. Glazunov A. A., Kagenov A. M., Kostyushin K. V. [et al.]. Matematicheskoye modelirovaniye vzaimodeystviya odinochnoy sverkhzvukovoy strui s pregradami [Mathematical modeling of the interaction of a single supersonic jet with obstacles] // Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. *Matematika i mekhanika. Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 2020. No. 63. P. 87–101. DOI: 10.17223/19988621/63/8. EDN: XUSEAS. (In Russ.).

PESHKOV Ruslan Aleksandrovich, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of Launch Vehicles, Space and Unmanned Aerial Vehicles Laboratory, Associate Professor of Aircrafts Department, Senior Researcher of Scientific-Research Laboratory for Physical Chemistry and Gas Dynamics Problems of Reusable Launch Vehicle, South Ural State University (National Research University) (SUSU (National Research University)), Chelyabinsk.

SPIN-code: 7783-8484

AuthorID (RSCI): 655336

AuthorID (SCOPUS): 57212526560

Correspondence address: peshkovra@susu.ru

SHMETKOVA Anna Sergeevna, Undergraduate of Rocket Complexes and Cosmonautics field of study, SUSU (National Research University), Chelyabinsk.

SPIN-code: 5035-0619

AuthorID (RSCI): 1173091

Correspondence address: anna-shmetkova@rambler.ru

ISPRAVNIKOVA Olesya Vladimirovna, Undergraduate of Rocket Complexes and Cosmonautics field of study, SUSU (National Research University), Chelyabinsk.

SPIN-code: 2245-3073

AuthorID (RSCI): 1174035

Correspondence address: ispravnikova.2000@mail.ru

SUSKINA Julia Lvovna, Senior Lecturer of Aircraft Department, SUSU (National Research University), Chelyabinsk.

SPIN-code: 5442-8410

AuthorID (RSCI): 569365

ORCID: 0009-0004-2976-3674

AuthorID (SCOPUS): 57211969633

Correspondence address: siuskinayl@susu.ru

For citations

Peshkov R. A., Shmetkova A. S., Ispravnikova O. V., Suskina Ju. L. The analysis of the influence of the turbulence model selection on the parameters of interaction of a supersonic jet with an obstacle // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2024. Vol. 8, no. 3. P. 90–97. DOI: 10.25206/2588-0373-2024-8-3-90-97.

Received July 27, 2024.

© R. A. Peshkov, A. S. Shmetkova,

O. V. Ispravnikova, Ju. L. Suskina