

УДК: 629.7

Верификация расчетных характеристик сверхзвуковых турбулентных струй

Ю. В. Фишер^а, А. Е. Щеляев^б

ООО «ТЕСИС»,
Россия, 125083, г. Москва, ул. Юннатов, д. 18, оф. 701

E-mail: ^а jf@flowvision.ru, ^б alex@flowvision.ru

Получено 01.11.2016, после доработки — 21.12.2016.

Принято к публикации 30.12.2016.

В статье приводятся результаты верификационных расчетов в программном комплексе вычислительной аэро-, гидродинамики FlowVision характеристик сверхзвуковых турбулентных струй. Численное моделирование в статье охватывает несколько известных экспериментов по исследованию сверхзвуковых струй, находящихся в свободном доступе. Представленные тестовые случаи включают в себя тесты Сейнера с числом Маха на срезе $M = 2$ при расчетном ($n = 1$) и нерасчетном ($n = 1.47$) истечении из сопла в широком диапазоне температур газа. В работе также проведен численный эксперимент по распространению сверхзвуковой струи в спутном сверхзвуковом потоке $M = 2.2$. Для данного теста заданы параметры, определенные в эксперименте Putnam: степень понижения давления в сопле $NPR = 8.12$ и полная температура $T = 317$ К.

Показано сравнение расчетов FlowVision с экспериментальными и полученными в других расчетных кодах данными. Наилучшее совпадение с экспериментом Сейнера среди рассмотренных моделей турбулентности получено при использовании стандартной $k-\epsilon$ модели турбулентности с установленной поправкой на сжимаемость по модели Wilcox. Достигнуто согласование с экспериментальными данными на дальнем следе до 7 % по скорости потока на оси сопла. Для струи в спутном потоке расчетная характеристика (число Маха) отличается на 3 % от экспериментальной.

В работе определены общие рекомендации к построению методики моделирования FlowVision сверхзвуковых турбулентных струй. В ходе исследования сходимости по сетке получены оптимальные размеры ячеек расчетной сетки: для расчетного истечения достаточно 40 ячеек по радиусу сопла и в области формирования струи, а для нерасчетных режимов необходимо не менее 80 ячеек по радиусу для точного моделирования ударно-волновой структуры вблизи выхода из сопла.

Влияние применяемых моделей турбулентности показано на примере расчета теста Сейнера. SST-модель турбулентности, применяемая в FlowVision, существенно занижает скорость на оси сопла, для расчета струй данная модель не рекомендуется даже для предварительных оценок. Стандартная $k-\epsilon$ модель без учета сжимаемости также несколько занижает скорость газа. Модель турбулентности KEFV, разработанная для FlowVision, показывает хорошее согласование и несколько завышает «дальнобойность» струи. И наилучшее совпадение с экспериментом по исследуемым характеристикам турбулентных струй получено при расчетах на стандартной $k-\epsilon$ модели с учетом сжимаемости, соответствующей модели Wilcox. Представленная методика может быть взята за основу при моделировании истечения из сверхзвуковых сопел более сложной геометрии.

Ключевые слова: турбулентные струи, сверхзвуковое истечение из сопла, численное моделирование.

UDC: 629.7

Verification of calculated characteristics of supersonic turbulent jets

Yu. V. Fisher ^a, A. E. Schelyaev ^b

Ltd. «TESIS»,
of. 701, 18 Yunnatov st., Moscow, 125083, Russia

E-mail: ^a jf@flowvision.ru, ^b alex@flowvision.ru

Received 01.11.2016, after completion — 21.12.2016.

Accepted for publication 30.12.2016.

Verification results of supersonic turbulent jets computational characteristics are presented. Numerical simulation of axisymmetric nozzle operating is realized using FlowVision CFD. Open test cases for CFD are used. The test cases include Seiner tests with exit Mach number of 2.0 both fully-expanded and under-expanded ($P/P_0 = 1.47$). Fully-expanded nozzle investigated with wide range of flow temperature (300...3000 K). The considered studies include simulation downstream from the nozzle exit diameter. Next numerical investigation is presented at an exit Mach number of 2.02 and a free-stream Mach number of 2.2. Geometric model of convergent-divergent nozzle rebuilt from original Putnam experiment. This study is set with nozzle pressure ratio of 8.12 and total temperature of 317 K.

The paper provides a comparison of obtained FlowVision results with experimental data and another current CFD studies. A comparison of the calculated characteristics and experimental data indicates a good agreement. The best coincidence with Seiner's experimental velocity distribution (about 7 % at far field for the first case) obtained using two-equation $k-\epsilon$ standard turbulence model with Wilcox compressibility correction. Predicted Mach number distribution at $Y/D = 1$ for Putnam nozzle presents accuracy of 3 %.

General guidelines for simulation of supersonic turbulent jets in the FlowVision software are formulated in the given paper. Grid convergence determined the optimal cell rate. In order to calculate the design regime, it is recommended to build a grid, containing not less than 40 cells from the axis of symmetry to the nozzle wall. In order to calculate an off-design regime, it is necessary to resolve the shock waves. For this purpose, not less than 80 cells is required in the radial direction. Investigation of the influence of turbulence model on the flow characteristics has shown that the version of the SST $k-\omega$ turbulence model implemented in the FlowVision software essentially underpredicts the axial velocity. The standard $k-\epsilon$ model without compressibility correction also underpredicts the axial velocity. These calculations agree well with calculations in other CFD codes using the standard $k-\epsilon$ model. The in-home $k-\epsilon$ turbulence model KEFV with compressibility correction a little bit overpredicts the axial velocity. Since, the best results are obtained using the standard $k-\epsilon$ model combined with the Wilcox compressibility correction, this model is recommended for the problems discussed.

The developed methodology can be regarded as a basis for numerical investigations of more complex nozzle flows.

Keywords: computational fluid dynamics, turbulence jets, supersonic nozzle flow.

Citation: *Computer Research and Modeling*, 2017, vol. 9, no. 1, pp. 21–35 (Russian).

1. Введение

В работе рассматриваются тестовые случаи для верификации CFD-кодов: эксперименты Сейнера для расчетного и нерасчетного истечения из сопла при числе Маха на срезе $M_a = 2$ для «холодных» и «горячих» струй [Seiner, 1992], а также один из экспериментов по распространению струи в сверхзвуковом спутном потоке, $M = 2.2$, $M_a = 2.02$ [Putnam, 1969]. Данные по проведению всех экспериментов имеются в открытом доступе, в том числе в базе NPARC. Каждый из представленных тестов служит основой для построения корректной математической модели процесса распространения турбулентной струи. Простота геометрии объектов и прозрачность выбора граничных условий моделей турбулентных струй позволяют избежать методических ошибок. При этом процесс распространения струи включает взаимодействие сложных физических процессов, требующих наиболее точного моделирования (турбулентность и расчет скачков уплотнения в газе), поэтому сверхзвуковые турбулентные струи являются хорошим тестом для верификации CFD-кодов в режиме расчета RANS, наиболее востребованного в промышленности из-за скорости получения сошедшегося решения. Расчёты проводятся в программном комплексе (ПК) FlowVision.

2. Тесты Сейнера

2.1. Описание задачи

Рассматривается истечение воздуха из осесимметричного сверхзвукового сопла. Математическое моделирование проводится для двух вариантов истечения из сопла: расчетного истечения (изобарическая струя) и нерасчетного (недорасширение) при $n = 1.47$. Степень нерасчетности n определяется как отношение статического давления на срезе сопла к давлению окружающей среды:

$$n = \frac{P_a}{P_0}. \quad (1)$$

Число Маха на срезе сопла в каждом варианте составляет $M_a = 2$; температура на срезе варьируется: рассматриваются и «холодные», и «горячие» струи.

При проведении верификационных расчетов требуется определить характеристики струи вдоль оси сопла на расстоянии до $X / R_a = 80$, где X — расстояние от среза сопла, R_a — радиус выходного сечения.

2.2. Постановка задачи

Расчет проводится от среза сопла. Радиус выходного сечения 40 мм. Геометрическая постановка — двумерная секторная (угол 4°). Размеры расчетной области представлены на рис. 1. Моделируются следующие физические процессы:

- теплоперенос;
- движение;
- турбулентность.

При идентификации математической модели струй исследуется несколько моделей турбулентности, представленных в FlowVision:

- модель $k-\epsilon$ и ее модификации:
 - KES — стандартная,
 - KES — с поправкой на сжимаемость,
 - KEFV — квадратичная модель для высоко- и низкорейнольдсового режимов;
- модель SST.

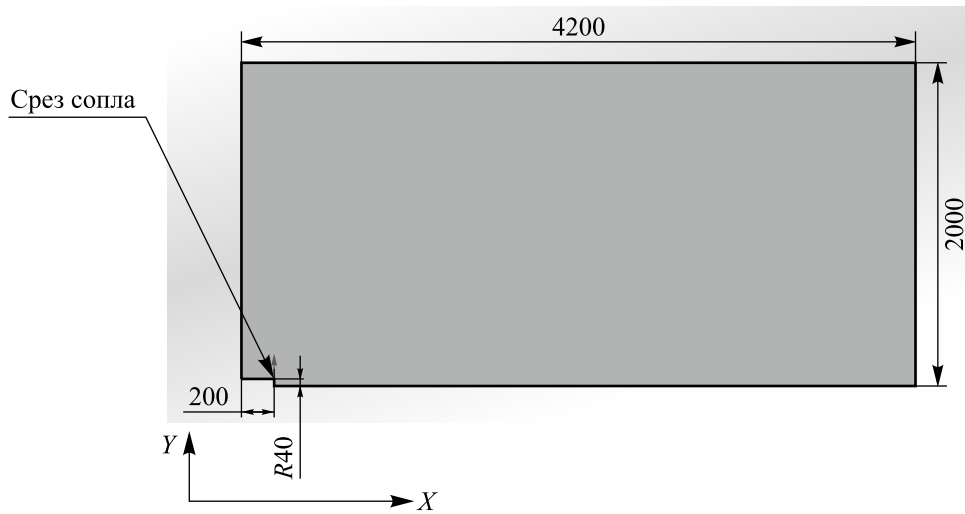


Рис. 1. Геометрические характеристики расчетной области. Расчетная модель тестов Сейнера для исследования характеристик сверхзвуковой турбулентной струи, размеры в мм

Модель турбулентности KES, используемая в ПК FlowVision, отличается от стандартной $k-\varepsilon$ модели [Wilcox, 1994] тем, что в нее внесен способ учета сжимаемости для $k-\omega$ модели, описанный в книге [Wilcox, 1994].

Уравнения для модели KES и используемые константы:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{V} k) = \nabla \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + \rho(P_k + G_k) - \rho \varepsilon (1 + \xi(\max(M_t^2, M_{t0}^2) - M_{t0}^2)), \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{V} \varepsilon) = \nabla \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right) + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \rho(P_k + G_k) - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}, \quad (3)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad (4)$$

$$P_k = \nu_t \left(S - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{V})^2 \right) - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{V}) k, \quad (5)$$

$$G_k = \nu_t \frac{\beta}{Pr_t} g \nabla T, \quad (6)$$

$$S = 2 \sum_{i,j} S_{ij} S_{ij}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right), \quad (7)$$

$$M_t^2 = \frac{2k}{a^2}, \quad (8)$$

$$\sigma_k = 1, \quad \sigma_\varepsilon = 1.3, \quad C_{\varepsilon 1} = 1.44, \quad C_{\varepsilon 2} = 1.92, \quad C_\mu = 0.09. \quad (9)$$

Здесь x_i — декартова координата, k — турбулентная энергия, ε — скорость диссипации турбулентной энергии, μ — динамический коэффициент вязкости, β — коэффициент теплового расширения, a — скорость звука.

Модели турбулентности в ПК FlowVision имеют крайне необходимую для точного расчета сверхзвуковых течений поправку на сжимаемость. Учет сжимаемости проводится с помощью установки коэффициентов, которые включают в расчет дополнительные члены в уравнении для турбулентной энергии k . Константы можно менять в интерфейсе программы, применив следующие модели:

- модель Wilcox:
 $M_{i0} = 0.25; \zeta = 1.5;$
- модель Sarkar:
 $M_{i0} = 0; \zeta = 1.0;$

также можно отключить учет сжимаемости, что приведет к использованию «классической» стандартной k - ε модели. Стоит отметить, что по умолчанию модель KES в FlowVision имеет набор констант, соответствующий модели учета сжимаемости по Wilcox [Wilcox, 1994].

Модель KEFV [Жлуктов, Аксёнов, Карасёв, 2016] описывается следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{V} k) = \nabla \left(\left(\mu + f_t \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + P_k + P_{k,gen} + G_k - \\ - \rho \varepsilon \left(1 + \xi \left(\max(M_t^2, M_{i0}^2) - M_{i0}^2 \right) \right) - D_{pp}, \end{aligned} \quad (10)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{V} \varepsilon) = \nabla \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right) + \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{2}{\text{Re}_t}}} \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} f_1 (P_k + G_k) - C_{\varepsilon 2} f_2 \rho \varepsilon), \quad (11)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu k^2 / \varepsilon, \quad (12)$$

$$P_k = \mu_t \left(S - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{V})^2 \right) - \frac{2}{3} \rho (\nabla \cdot \mathbf{V}) k, \quad (13)$$

$$P_{k,gen} = \mu \mu_{gen}^+ S \exp \left\{ - \left(\frac{\text{Re}_t}{C_6} \right)^2 \right\}, \quad (14)$$

$$G_k = \mu_t \frac{\beta}{\text{Pr}_t} \mathbf{g} \cdot \nabla T, \quad (15)$$

$$D_{pp} = \begin{cases} 0, & y > L \cdot y_{pp}^*, \\ C_{pp} \rho \{ \mathbf{n} \cdot \nabla (k |\mathbf{V}|) \}, & y \leq L \cdot y_{pp}^*, \end{cases} \quad (16)$$

$$f_t = 1 + C_1 \exp \left\{ - \left(\frac{\text{Re}_t}{C_2} \right)^2 \right\},$$

$$f_1 = 1 - C_{\varepsilon 3} + C_{\varepsilon 3} \frac{P_k}{\rho \varepsilon},$$

$$f_2 = \frac{1}{1 + C_{Rich} \sqrt{\frac{W}{S}} \left(\sqrt{\frac{W}{S}} - 1 \right)} \left\{ 1 - \exp \left(- \frac{y_{Kolm}^+}{C_4} \right) \right\}^2 \left[1 - C_3 \exp \left\{ - \left(\frac{\text{Re}_t}{C_5} \right)^2 \right\} \right], \quad (17)$$

$$y_{Kolm}^+ = \frac{(\varepsilon \cdot \mu / \rho)^{1/4} y}{\mu / \rho}, \quad \text{Re}_t = \frac{\rho k^2}{\mu \varepsilon}, \quad M_t^2 = \frac{2k}{a^2}, \quad (18)$$

$$S = 2 \sum_{i,j} S_{ij} S_{ij}, \quad W = 2 \sum_{i,j} W_{ij} W_{ij}. \quad (19)$$

Значения констант по умолчанию:

(20)

$$\begin{aligned} \sigma_k &= 1, \quad \sigma_\varepsilon = 1.3, \quad C_{pp} = 0.003, \quad y_{pp}^* = 10^{20}, \\ C_{\varepsilon 1} &= 1.44, \quad C_{\varepsilon 2} = 1.92, \quad C_{\varepsilon 3} = 0.05, \\ C_1 &= 5, \quad C_2 = 50, \quad C_3 = 0.335, \quad C_4 = 3.4, \quad C_5 = 5.8, \\ C_6 &= 10000, \quad \mu_{gen}^+ = 0, \quad C_{Rich} = 0, \quad \xi = 1.5, \quad M_{t0} = 0.25. \end{aligned} \quad (21)$$

Модель турбулентности SST — модель Shear Stress Transport $k-\omega$ [Menter, Kuntz, Langtry, 2003], реализованная в ПК FlowVision, описывается уравнениями:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{V} k) = \nabla \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + \rho P_k - \rho \beta^* k \omega (1 + \xi (\max(M_t^2, M_{t0}^2) - M_{t0}^2)), \quad (22)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{V} \omega) = \nabla \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right) + \rho \alpha S - F_4 \rho \beta \omega^2 + D_\omega, \quad \omega = \frac{\varepsilon}{C_\mu k}. \quad (23)$$

В данной модели также можно установить необходимую модель учета сжимаемости.

Начальные условия предполагают, что газ из сопла вытекает в пространство с атмосферным давлением $P_0 = 101000$ Па и температурой $T_0 = 300$ К. Граничные условия задаются согласно расчетным случаям (см. таблицу 1). На входе газа в расчетную область (срез сопла) задаются постоянные величины, параметры турбулентности на границе и в свободном пространстве определены по рекомендациям, приведенным в статье [Сафронов, 2012]. Расстановка граничных условий показана на рис. 2.

Таблица 1. Исходные данные. Тесты Сейнера

Тестовый случай	$n = \frac{P_a}{P_0}$	T_a , К	M_a
Расчетное истечение	1	755, 3000	2
Недорасширение	1.47	300	2

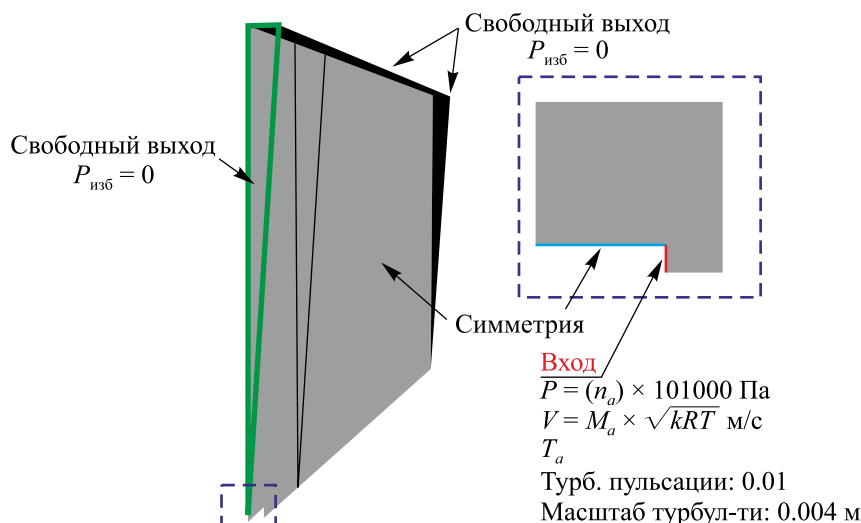


Рис. 2. Граничные условия. Расчетная модель тестов Сейнера для исследования характеристик сверхзвуковой турбулентной струи. При входе в расчетную область задается статическое давление (P_a), нормальная скорость газа (V), температура (T_a) и параметры турбулентности

2.3. Расчетная сетка

Задается неравномерная начальная сетка со сгущением вблизи среза сопла. Локальная адаптация (сгущение) сетки осуществляется в области формирования струи. Адаптация сетки означает разбиение каждой ячейки сетки путем деления пополам каждого ребра параллелепипеда ячейки так, чтобы получилось 8 равных параллелепипедов ячейки следующего уровня малости. Уровень адаптации определяет число разбиений. Минимальный размер ячейки в задаче составляет 1 мм (40 ячеек по радиусу) для расчетного истечения и 80 ячеек (соответствует первому уровню адаптации) для недорасширенной струи, так как для разрешения скачков уплотнения в струе необходима более подробная сетка. Итоговая расчетная сетка, определенная при исследовании сходимости, показана на рис. 3. Общее количество расчетных ячеек составляет 250–400 тыс. в зависимости от расчетного случая.

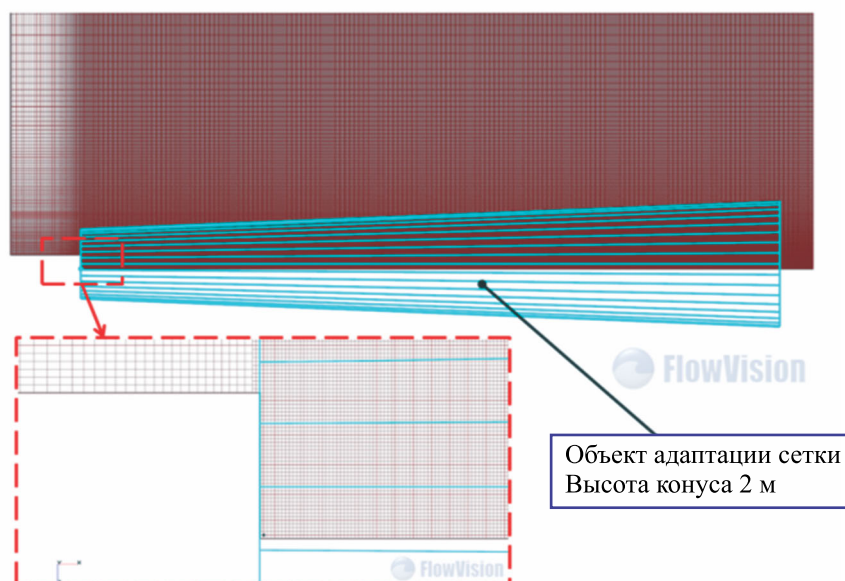


Рис. 3. Расчетная декартова сетка FlowVision (показано сгущение сетки в области формирования струи). Расчетная модель тестов Сейнера для исследования характеристик сверхзвуковой турбулентной струи

2.4. Результаты расчетов

Полученные результаты расчета сравнивались с экспериментальными данными и данными, полученными в других расчетных кодах по характеристикам вдоль оси сопла. Результаты расчета для адиабатной струи ($n=1$) представлены на рис. 4–7. График, представленный на рис. 4, показывает изменение скорости вдоль оси сопла в безразмерном виде:

$$\frac{V}{V_{\max}} = f\left(\frac{X}{R_a}\right), \quad (24)$$

где V_{\max} — скорость в выходном сечении сопла, м/с, определяемая по числу Маха:

$$V_{\max} = M_a \cdot \sqrt{kRT_a}. \quad (25)$$

Для более корректного сравнения расчетных и экспериментальных данных также вводится понятие длины начального участка струи [Сафронов, 2012]:

$$X_{cm} = X_{c300} (0.64 + 0.36K_n), \quad (26)$$

где $K_n = \frac{C_{p0}T_0}{C_{pa}T_a}$ — энтальпийный фактор; C_{p0}, C_{pa} — удельные теплоемкости внешней среды и рабочего тела сопла соответственно; T_0, T_a — температуры внешней среды и рабочего тела в выходном сечении сопла соответственно; X_{c300} — длина начального участка «холодной» струи, которая определяется по числу Маха на срезе:

$$X_{c300} = R_a \cdot [0.44 + 8.97(\gamma M_a^2)^{0.45}], \quad (27)$$

где γ — показатель адиабаты рабочего газа на срезе сопла при температуре T_a . Для воздуха принято значение $\gamma = 1.4 = \text{const}$. На рис. 5 показано изменение скорости вдоль оси.

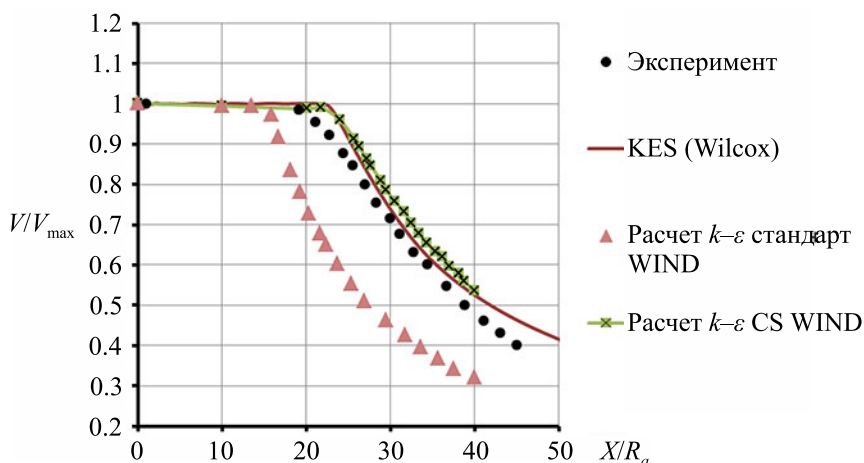


Рис. 4. Распределение скорости V/V_{\max} вдоль осевой координаты сопла X/R_a (сравнение расчета FlowVision с экспериментом Сейнера и расчетами в других ПК). Красная кривая KES (Wilcox) — расчет FlowVision со стандартной моделью турбулентности с настройками по умолчанию (цветная версия рисунка доступна в электронной версии на сайте журнала)

Расчет FlowVision показывает хорошее совпадение с экспериментом в области до $2.5X_{ct}$ в пределах 7 % от экспериментальных данных при использовании модели турбулентности KES (Wilcox). Влияние модели турбулентности представлено на рис. 6. Расчеты FlowVision со стандартной $k-\epsilon$ моделью турбулентности без учета сжимаемости показывают существенное занижение скорости на оси сопла и согласуются с расчетами в других кодах (US-Wind). Расчетные исследования подтвердили необходимость учета сжимаемости для $k-\epsilon$ модели турбулентности при определении характеристик сверхзвуковых изобарических струй. Поправка по модели Sarkar KES и модель KEFV дают несколько завышенные значения скорости вдоль оси сопла, увеличивают «дальнобойность» струи и в большей степени согласуются с расчетами на $k-\epsilon$ модели в пакете WIND с учетом влияния сжимаемости (кривая $k-\epsilon$ CS WIND на графике рис. 5, 6). Модель SST в форме, используемой FlowVision, показывает самые низкие из всех полученных расчетных значений скорости, существенно отличающиеся от эксперимента. Данную модель не рекомендуется использовать даже для предварительных, оценочных расчетов струй.

Проведенные дополнительные исследования на адиабатической струе показывают, что результаты расчета несущественно зависят от выбора схемы интегрирования и шага по времени. При нерасчетном истечении возникают существенные пульсации скорости в области высоких градиентов при шаге по времени, соответствующем числу Куранта–Фридрихса–Леви (CFL) 100, которые пропадают при задании меньшего шага (рекомендуется шаг CFL = 10). Также определено, что наличие спутного дозвукового потока ($M \sim 0.1$) не оказывает существенного влияния на расчетные характеристики струи вдоль оси.

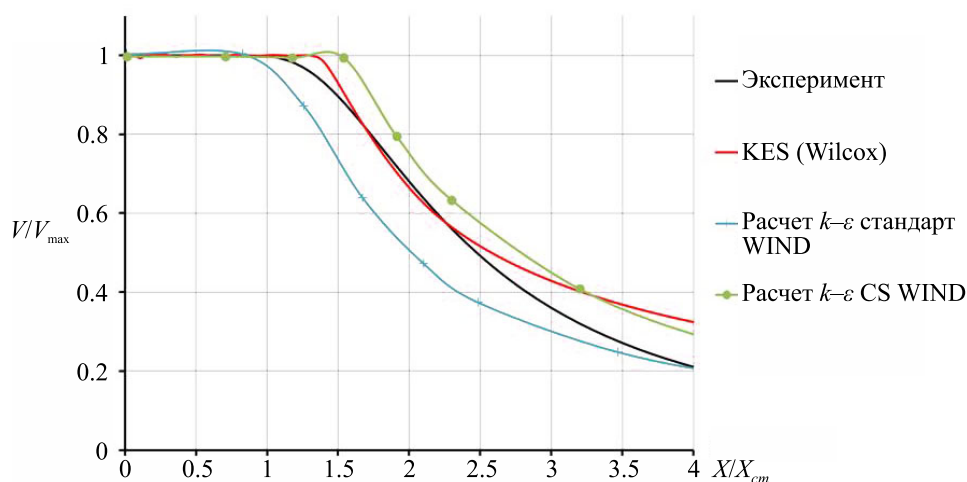


Рис. 5. Распределение скорости V/V_{\max} в зависимости от расстояния, отнесенного к длине начального участка X/X_{cm} (сравнение расчета FlowVision с экспериментом Сейнера). Красная кривая KES (стандарт) — расчет FlowVision со стандартной моделью турбулентности с настройками по умолчанию (цветная версия рисунка доступна в электронной версии на сайте журнала)

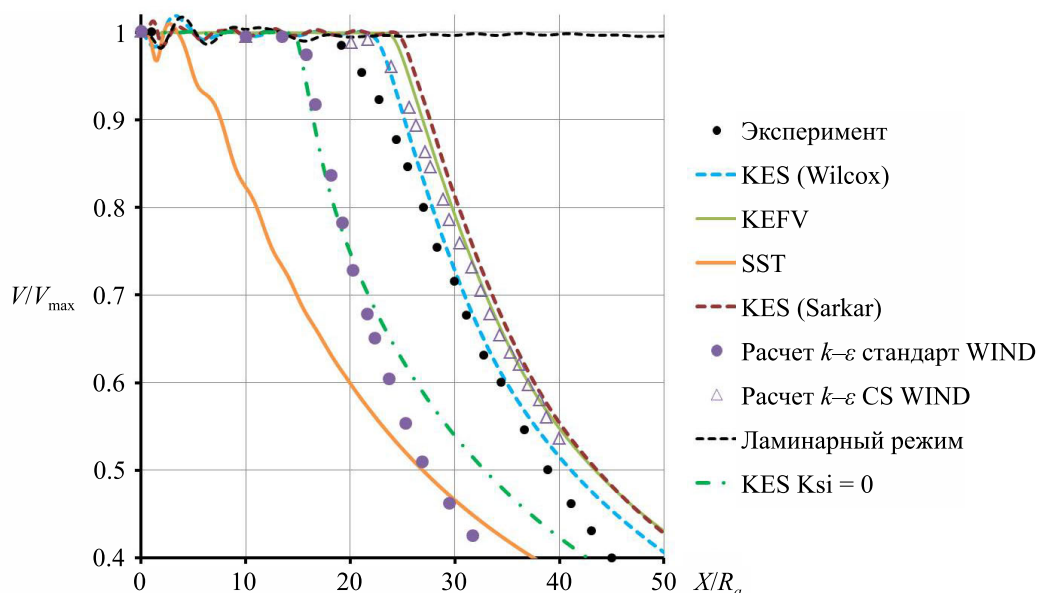


Рис. 6. Исследование влияния моделей турбулентности FlowVision в сравнении с экспериментом Сейнера и расчетами в других кодах. Показано изменение скорости V/V_{\max} вдоль осевой координаты сопла X/R_a . KES $K_{si} = 0$ — стандартная модель KES без учета сжимаемости (цветная версия рисунка доступна в электронной версии на сайте журнала)

Увеличение температуры струи приводит к некоторому уменьшению скорости по потоку, но погрешность находится в пределах 7 %. Результаты расчета с температурой на срезе сопла вплоть до $T_a = 3000$ К хорошо согласуются с экспериментом (см. рис. 7).

Результаты расчета для недорасширенного истечения ($n = 1.47$) представлены на рис. 8–9. В струе возникают скачки уплотнения и «бочки Маха» на внешней границе, которые можно наблюдать на распределении числа Маха в плоскости симметрии (см. рис. 8) и на теневой картине (см. рис. 9). При сравнении с расчетным истечением также можно определить, что при возрастании давления на срезе сопла увеличивается начальный участок струи. Теневая картина показана на рис. 9.

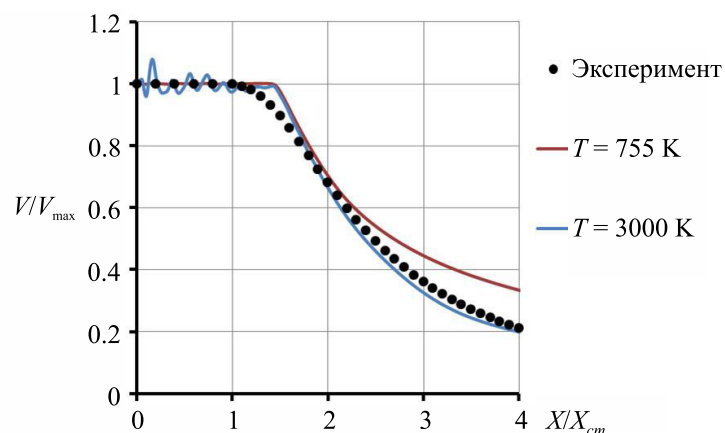


Рис. 7. Исследование влияния начальной температуры газа в выходном сечении сопла при сравнении расчетных характеристик сверхзвуковой турбулентной струи, полученных в FlowVision и в экспериментах Сейнера. Показано изменение скорости V/V_{\max} вдоль осевой координаты сопла X/R_a

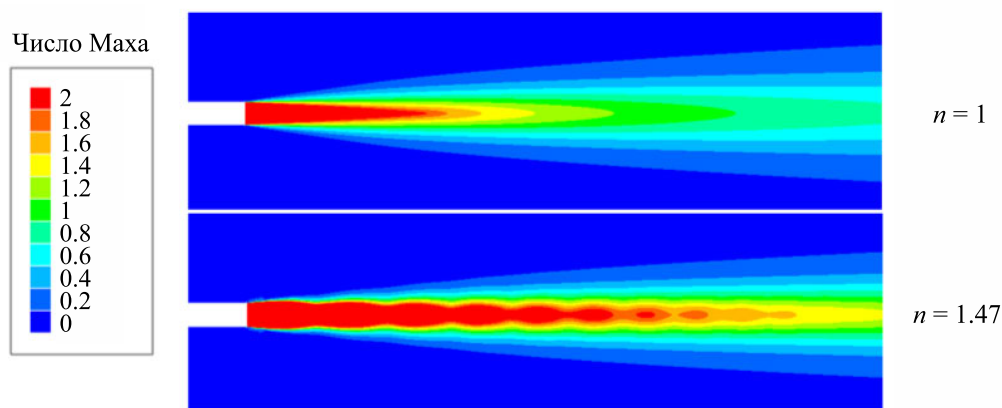


Рис. 8. Расчет FlowVision. Сравнение цветовых контуров числа Маха в плоскости симметрии сверхзвукового сопла для тестов Сейнера: расчетное истечение ($n = 1$) и недорасширение ($n = 1.47$) (цветная версия рисунка доступна в электронной версии на сайте журнала)

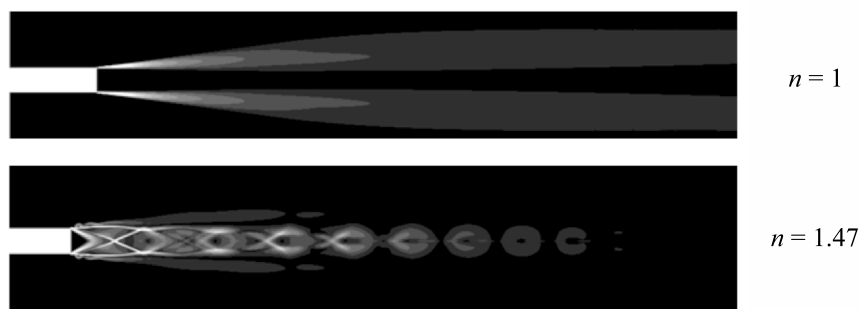


Рис. 9. Расчет FlowVision. Сравнение теневой картины, показывающей скачки уплотнения газа, в плоскости симметрии сопла для двух тестов Сейнера: расчетное истечение ($n = 1$) и недорасширение ($n = 1.47$)

Сравнение с экспериментом проводится по числу Маха вдоль оси сопла (см. рис. 10). Расчет FlowVision показывает хорошее качественное согласование с экспериментальными данными по положению характеристик в струе. Отличие от эксперимента по амплитуде числа Маха первого скачка составляет 8 %, отличие на дальнем следе — 11 %.

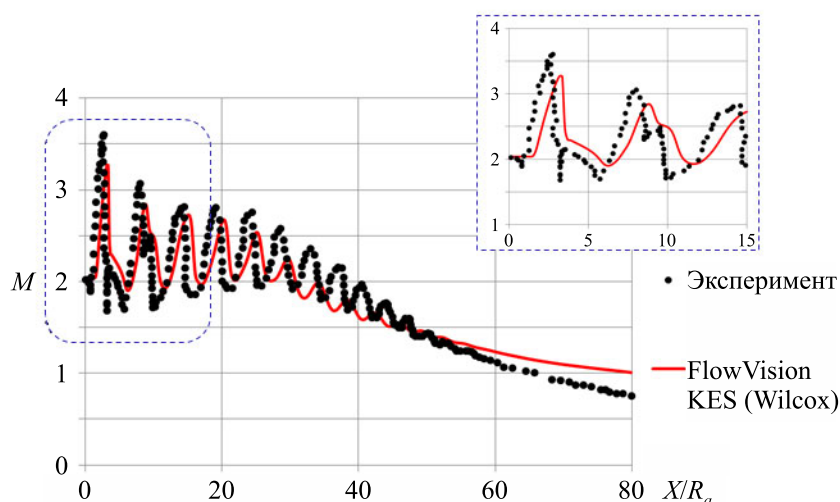


Рис. 10. Распределение числа Маха вдоль осевой координаты сопла X/R_a для теста Сейнера при нерасчетном ($n = 1.47$) истечении газа. Показано сравнение расчета FlowVision и экспериментальных данных

3. Сопло в спутном потоке

3.1. Описание задачи

Проводится расчет «холодной» сверхзвуковой струи в спутном сверхзвуковом потоке [Putnam, 1969]. Рассматриваются постановка с обтеканием корпуса экспериментальной установки и истечение из осесимметричного сопла. В работе приводится один из тестов: расчетное истечение. Задается степень понижения давления в сверхзвуковом сопле:

$$NPR = \frac{P_c^*}{P_0}, \quad (28)$$

где P_c^* — давление торможения в дозвуковой части сопла, P_0 — статическое давление в расчетной области.

При проведении верификационных расчетов требуется определить характеристики потока вдоль оси сопла на расстоянии от оси $X/D = 1$.

3.2. Постановка задачи

Геометрическая модель восстановлена по рабочим чертежам установки, ее модель представлена на рис. 11. Расчет проводится аналогично первой рассмотренной задаче со всеми указанными выше настройками, в двумерной постановке, однако сопло моделируется от участка сужения в дозвуковом потоке («камеры сгорания»), на входе в сопло задаются полное давление и температура, а по границам расчетной области — неотражающее ГУ. Все граничные условия, использованные при создании модели, приведены на рис. 12.

Исходные данные представлены в таблице 2.

Таблица 2. Исходные данные

Параметры спутного потока			Параметры в сопле	
T_0 , К	P_0 , Па	T_0 , К	P_0 , Па	T_0 , К
317	101325	317	101325	317

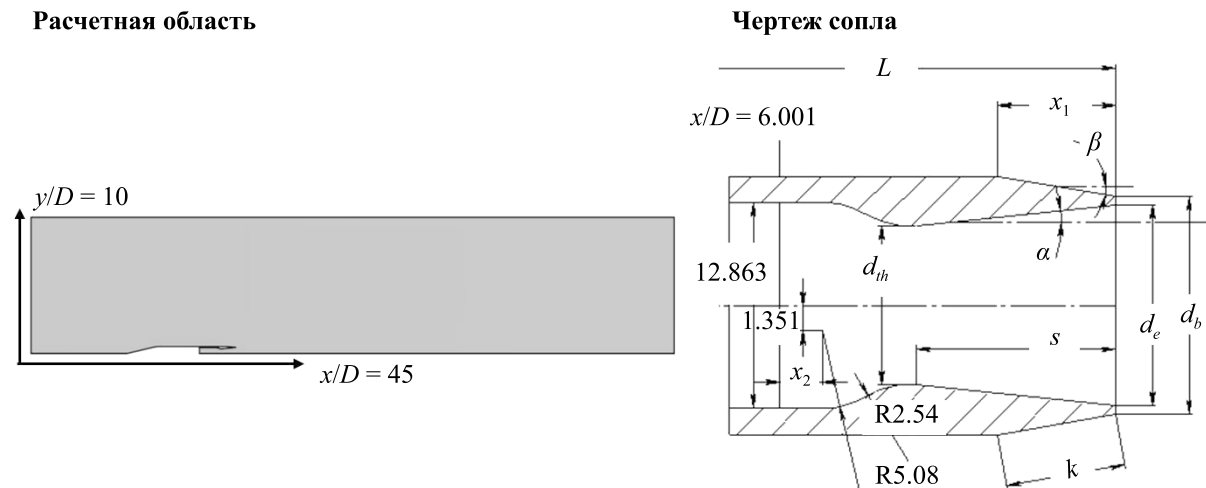


Рис. 11. Расчетная область для численного моделирования истечения из сверхзвукового сопла, работающего в спутном потоке воздуха. Размеры сопла (линейные размеры указаны в см, угловые — в град): $x_1 = 9.109$, $x_2 = 1.778$, $\alpha = 6.04$, $\beta = 5.00$, $L = 113.249$, $k = 9.144$, $s = 15.105$, $d_{th} = 10.223$, $d_e = 13.417$, $d_b = 13.646$, $D = 15.24$

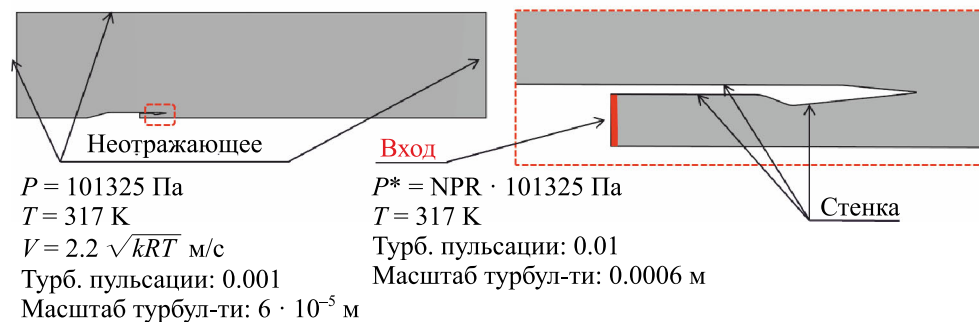


Рис. 12. Граничные условия. Расчетная модель для исследования характеристик сверхзвуковой турбулентной струи в спутном сверхзвуковом потоке. При входе в расчетную область задаются полное давление (P), температура (T) и параметры турбулентности; на «неотражающих» граничных условиях, замыкающих расчетную область, задается скорость воздуха V , соответствующая числу Маха $M = 2.2$

При исследовании сходимости задачи по расчетной сетке рассматривалось 3 варианта с различным количеством ячеек вдоль радиуса критического сечения сопла (20, 40 и 80) и наличием локального измельчения сетки в скачках давления. Выбранная расчетная сетка содержит 182 000 ячеек и имеет третий уровень адаптации в сопле, что соответствует 40 ячейкам по радиусу в критическом сечении сопла, и четвертый уровень по стенкам сопла (см. рис. 13).

3.3. Результаты расчета

Ударно-волновая картина течения показана в виде заливки по числу Маха (см. рис. 14). Сравнение с экспериментом и данными, полученными в других расчетных кодах, проводится по статическому давлению и числу Маха на расстоянии $Y/D = 1$ от оси сопла [Melissa, Carter et al., 2014]. Результирующие графики представлены на рис. 15 и 16.

Расчет FlowVision показывает хорошее совпадение с экспериментом, по амплитуде и локализации скачка уплотнения в потоке, отличие по числу Маха составляет не более 3 %.

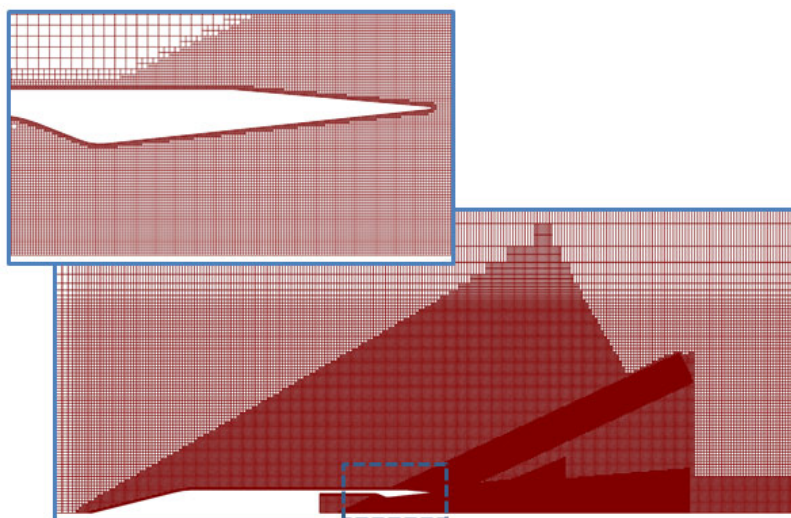


Рис. 13. Расчетная декартова сетка FlowVision (показано сгущение сетки в области формирования струи и скачков уплотнения). Расчетная модель для исследования характеристик сверхзвуковой турбулентной струи в спутном потоке

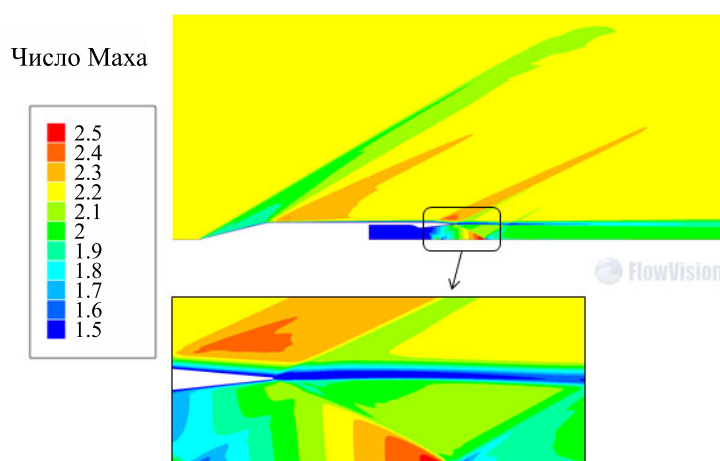


Рис. 14. Расчет FlowVision сверхзвуковой турбулентной струи в спутном потоке. Распределение числа Маха в плоскости симметрии (цветная версия рисунка доступна в электронной версии на сайте журнала)

4. Заключение

Проведена верификация ПК FlowVision для расчета характеристик сверхзвуковых турбулентных струй. В результате проведения верификационных расчетов получены данные, хорошо согласующиеся с экспериментом.

В ходе проведения работы сформулированы общие рекомендации по созданию методики расчета сверхзвуковых турбулентных струй в ПК FlowVision, определены предпочтительные настройки модели.

Рекомендуется использовать расчетную сетку с количеством не менее 40 ячеек по ширине сопла для расчетного истечения; для разрешения градиентов в скачках уплотнения, образующихся на нерасчетном режиме, необходима более подробная сетка, не менее 80 ячеек по радиусу. Проведено исследование влияния модели турбулентности на расчетные характеристики.

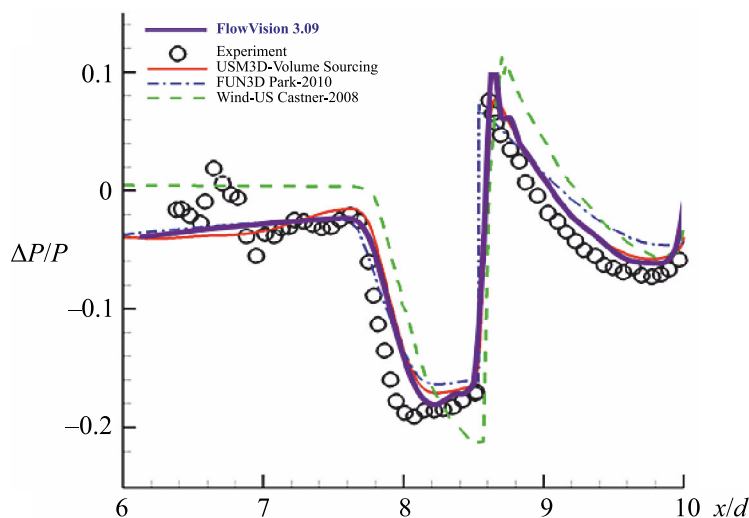


Рис. 15. Изменение статического давления $\Delta P/P$ над сверхзвуковой струей в спутном потоке на расстоянии от оси $X/D=1$ вдоль осевой координаты x/d . Показано сравнение расчета FlowVision с экспериментом и расчетами в других кодах

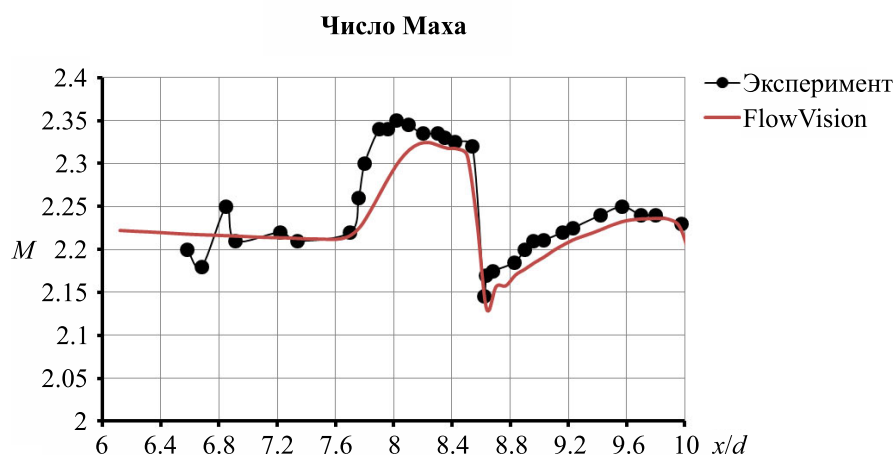


Рис. 16. Изменение числа Маха над сверхзвуковой струей в спутном потоке на расстоянии от оси $X/D=1$ вдоль осевой координаты x/d . Показано сравнение расчета FlowVision с экспериментом

Модель KEFV с поправкой на сжимаемость Wilcox дает несколько завышенное значение скорости вдоль оси сопла. Стандартная $k-\epsilon$ модель турбулентности с поправкой на сжимаемость Sarkar также завышает скорость на оси сопла. Модель SST не рекомендуется использовать даже для предварительных (оценочных) расчетов струй из-за существенного занижения длины начального участка струи. Наиболее приемлемой для расчетов сверхзвуковых изобарических струй является стандартная $k-\epsilon$ модель турбулентности с поправкой на сжимаемость Wilcox. Для расчетного сопла данная модель показала отличие в скорости от экспериментальных данных в пределах 7 %, для нерасчетного — 11 %. Для тестового случая работы сопла в спутном потоке удалось достичь 3 % отклонения по числу Маха от эксперимента.

Показано сравнение расчетов в ПК FlowVision с расчетами в других современных расчетных кодах, которое подтверждает адекватность и преимущество методики расчета с использованием ПК FlowVision.

Список литературы (References)

- Жлуктов С. В., Аксёнов А. А., Карасёв П. И.* Моделирование отрывного течения с использованием двухпараметрической модели турбулентности // Компьютерные исследования и моделирование. — 2016. — Т. 8, № 1. — С. 79–88.
Zhluktov S. V., Aksenov A. A., Karasev P. I. Modelirovanie otryvnogo techeniia s ispolzovaniem dvukhparametricheskoi modeli turbulentnosti [Simulation of separation flow using two-parametric turbulence model] // Kompjuternye Issledovaniia i Modelirovaniie [Computer Research and Modeling]. — 2016. — Vol. 8, no. 1. — P. 79–88 (in Russian).
- Сафронов А. В.* О применимости моделей турбулентной вязкости для расчета сверхзвуковых струйных течений // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2012. — Т. 13, № 1. — URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2012-13-1/articles/305/>
Safronov A. V. O primenimosti modelei turbulentnoi viazkosti dlia rascheta sverkhzvukovykh struinykh techenii // Fiziko-himicheskaiia kinetika v gazovoi dinamike [Physical-chemical kinetics in gas dynamics]. — 2012. — Vol. 13, no. 1 (in Russian).
- Carter M. B., Nayani S., Elmiligi A. A., Campbell R. L.* USM3D predictions of Supersonic Nozzle Flow // 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Aviation, AIAA 2014-2270. — 2014.
- Menter F. R., Kuntz M., Langtry R.* Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4 / Ed.: K. Hanjalic, Y. Nagano, M. Tummers, Begell House, Inc. — 2003. — P. 625–632.
- NPARC Alliance Verification and Validation Archive.* — URL: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/archive.html>
- Putnam L. E., Capone F. J.* Experimental Determination of Equivalent Solid Bodies to Represent Jets Exhausting into a Mach 2.20 External Stream // NASA-TN-D-5553. — Dec. 1969.
- Seiner J. M., Ponton M. K., Jansen B. J., and Lagen N. T.* The Effect of Temperature on Supersonic Jet Noise Emission // DGLR / AIAA Paper 92-02-046. — 1992.
- Wilcox D. C.* Turbulence modeling for CFD // DCW Industries, Inc. — 1994. — 460 p.