

# On the Direct Numerical Simulation of Jet Flows Using Hybrid Computing System

E.Y. Kartseva, A.V. Panasenko

Central Research Institute of Machine Building,  
Korolev, Moscow Region, 141074, Russia

kartsevaelena@mail.ru, akpanas@mail.ru

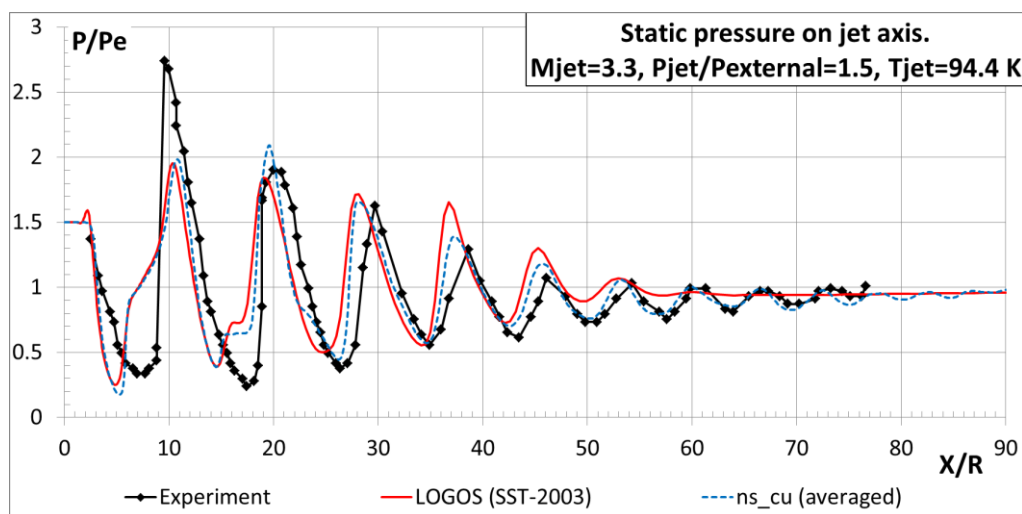
## Abstract

The results of jet flow modelling corresponding to the two different experiments using direct numerical stimulations of the Navier–Stokes equations are presented. Convective terms of the Navier-Stokes equations are solved using fifth-order weighted essentially non-oscillatory (WENO) shock capturing scheme designed by Shu and Osher with Lax–Friedrichs splitting. The second-order central difference scheme was used to approximate the diffusion terms. The four-stage fourth-order total variation diminishing (TVD) Runge–Kutta–Gill explicit time integration scheme was used. The results of the same jet flow modelling using software package “JIOFOC” (“LOGOS”) by applying the SST-2003 turbulence model are also presented. It is shown that the numerical solution of the Navier–Stokes equation, similar to essence of the direct numerical simulation, produces results close to the experimental data, and is not inferior to the use of the SST-2003 turbulence model.

Keywords: jet flows, direct numerical simulation, graphics processing units.

The results of modeling of cold supersonic underexpanded jets corresponding to the experiments [7] and [9] using the program of direct numerical simulation “ns\_cu”, developed at ITAM SB RAS [6], as well as using the “JIOFOC” (“LOGOS”) software package [10] with the turbulence model SST-2003 [11], are presented. The calculations using “ns\_cu” program were performed on a hybrid computer system with graphics cards (GPU).

The results of jet flow modelling using turbulent flow model SST-2003 and direct numerical simulation based on the Navier–Stokes equations with the use of high-order difference scheme are in satisfactory agreement with each other and with the experimental data.



The pressure on the axis of the jet in the calculations for the experiment [7]

УДК 533.6.011

# К прямому численному моделированию струйных течений на гибридной вычислительной системе

Е.Ю. Карцева, А.В. Панасенко

*ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»,  
Россия, Королёв, 141074, Пионерская ул., 4  
kartsevaelena@mail.ru, akpanas@mail.ru*

## Аннотация

Приведены результаты расчетов струйных течений методом численного решения уравнений Навье–Стокса с вычислением конвективных членов с помощью WENO схемы сквозного счета Шу и Осера пятого порядка точности с расщеплением Лакса–Фридрихса, аппроксимации диффузионных членов центральными разностями второго порядка точности и явным интегрированием по времени с помощью четырехстадийной TVD схемы Рунге–Кутты–Гилла четвертого порядка точности, а также на основе пакета ЛОГОС при использовании модели турбулентности SST-2003. Показано, что численное решение уравнений Навье–Стокса, близкое по сути к прямому численному моделированию, приводит к результатам близким к экспериментальным данным и не уступает применению модели турбулентности SST-2003.

Ключевые слова: струйные течения, прямое численное моделирование, графические ускорители.

## 1. Введение

Создание современных изделий ракетно-космической техники требует проведения экспериментальных исследований и математического моделирования поведения течений газа в реальных условиях их функционирования. При этом важное значение имеет возможность моделирования турбулентных течений и особенно условий ламинарно-турбулентного перехода. В настоящее время существует несколько подходов к моделированию турбулентных течений: использование уравнений Рейнольдса с моделью турбулентности; применение метода моделирования крупных вихрей (LES), прямое численное моделирование турбулентности (DNS) [1, 2]. Прямое численное моделирование турбулентности относится к наиболее строгим подходам, основано на использовании уравнений Навье–Стокса и требует в реальных задачах расчетных сеток, выходящих за возможности современных суперкомпьютеров [2]. Тем не менее, этот подход активно развивается и используется в ряде работ [3–6]. Несмотря на практическую невозможность достичь необходимых расчетных сеток для прямого численного моделирования турбулентных течений возможна точка зрения, аналогичная использованию моделей турбулентности, а именно, удастся ли получить при его использовании удовлетворительного соответствия экспериментальным данным и параметрам аналогичным, получаемым при использовании модели турбулентности.

В настоящей работе рассмотрено математическое моделирование характеристик течения холодных сверхзвуковых недорасширенных струй на режимах эксперимента [7] (опи-

санного также в [8], п. 6.3), проведенного в ФГУП ЦНИИмаш с применением в качестве рабочего тела воздуха, и экспериментальных данных, опубликованных в [9].

Расчеты проведены с помощью программы прямого численного моделирования *ns\_cu*, разработанной в ИТПМ СО РАН [6]. Представлено сравнение результатов расчетов с данными экспериментов и для отождествления возможностей прямого численного моделирования проведено сопоставление распределений давлений и скоростей с результатами расчетов, полученных с помощью пакета программ ЛОГОС [10] при использовании модели турбулентности SST-2003 [11].

Использованная при проведении расчетов гибридная вычислительная система имеет в своем составе универсальные процессоры, графические ускорители (GPU) NVIDIA Tesla [12] и близка по своей архитектуре суперкомпьютеру К-100, установленному в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН [13], и обладает пиковым быстродействием около 27 Тфлопс.

## 2. Постановка задачи и методы расчета

В табл. 1 приведены параметры струй на срезе сопла и в окружающем пространстве (число Маха  $M$ , давление  $P$ , температура  $T$ , число Рейнольдса  $Re_D$ , определяемое по диаметру сопла и параметрам потока на срезе сопла) в двух экспериментах ([7] и [9]), по которым проводились расчеты.

Таблица 1

Параметры струй

	Состав	$M$	$P$ , атм	$T$ , К	Диаметр сопла, мм	$Re_D$
Струя на входе, эксперимент [7]	воздух	3.3	1.5	94.4	53.7	$3 \times 10^7$
Струя на входе, эксперимент [9]	воздух	2	1.45	163	50.8	$7 \times 10^6$
Окружающая среда, эксперименты [7] и [9]	воздух	0	1	300		

В расчетах моделировалась трехмерная область течения, начинающаяся от среза сопла. На одной из границ расчетной области была задана круговая область диаметром, соответствующим диаметру среза сопла, со значениями, соответствующими параметрам на срезе сопла. На остальных границах расчетной области ставились условия сноса потока. В расчетах с использованием программы *ns\_cu* на границе расчетной области, содержащей сопло, для возбуждения турбулентных пульсаций дополнительно накладывались слабые возмущения поперечной скорости, зависящие от времени. В расчетах с использованием программы ЛОГОС расчетная область была дополнена небольшой областью по другую сторону среза сопла.

При расчетах с использованием программы *ns\_cu* проводилось явное интегрирование по времени с помощью четырехстадийной TVD схемы Рунге–Кутты–Гилла четвертого порядка точности, конвективные члены вычислялись с помощью WENO схемы сквозного счета Шу и Осера пятого порядка точности с расщеплением Лакса–Фридрихса, диффузионные члены аппроксимировались центральными разностями второго порядка точности.

При расчетах в пакете программ ЛОГОС применялась неявная расчетная схема с первым порядком точности по времени, вторым порядком точности по пространству; конвек-

тивные члены вычислялись с помощью схемы Годунова (расчет по эксперименту [7]) и схемы AUSMPW (расчет по эксперименту [9]).

Расчеты проводились на блочно-структурированных расчетных сетках с гексаэдральными ячейками.

В табл. 2 приведены параметры расчетных сеток в четырех рассматриваемых расчетах: общее количество ячеек в расчетной сетке, а также число ячеек, приходящихся на линию входного диаметра струи. Размеры ячеек увеличивались по мере удаления от начала струи (как в продольном, так и в поперечном направлениях).

Таблица 2

Параметры расчетных сеток

	Расчеты в программе ns_cu	Расчеты в программе ЛОГОС
Расчеты по эксперименту [7]	Всего 92 160 000 ячеек (900x320x320); 40 ячеек на входном диаметре струи	Всего 370 500 ячеек; 34 ячейки на входном диаметре струи
Расчеты по эксперименту [9]	Всего 28 591 200 ячеек (792x190x190); 80 ячеек на входном диаметре струи	Всего 9 061 120 ячеек; 80 ячеек на входном диаметре струи

Расчеты с использованием программы ns\_cu проводились на гибридной вычислительной системе с 18 графическими ускорителями (GPU) NVIDIA Tesla K20, объединенными в 6 узлов по 3 GPU в каждом узле [6]. Для управления графическими ускорителями, установленными на одном узле, использовалась технология OpenMP, а обмен данными на этом узле осуществлялся через память GPU. Для обмена данными между узлами использовался протокол MPI. Расчеты в пакете программ ЛОГОС проводились на универсальных процессорах.

### 3. Результаты расчетов

На рис. 1–6 приведены результаты расчетов по эксперименту [7] в сравнении с экспериментальными данными: поля давления ( $P$ ) в плоскости симметрии расчетной области, отнесенного к давлению внешней среды  $P_e$ ; графики давления на оси струи; поля продольной ( $U_x$ ) и поперечной ( $U_y$ ) скорости, отнесенные к начальной скорости струи  $U_{in}$ ; профили продольной и поперечной скорости. Линейные размеры отнесены к радиусу сопла  $R$ .

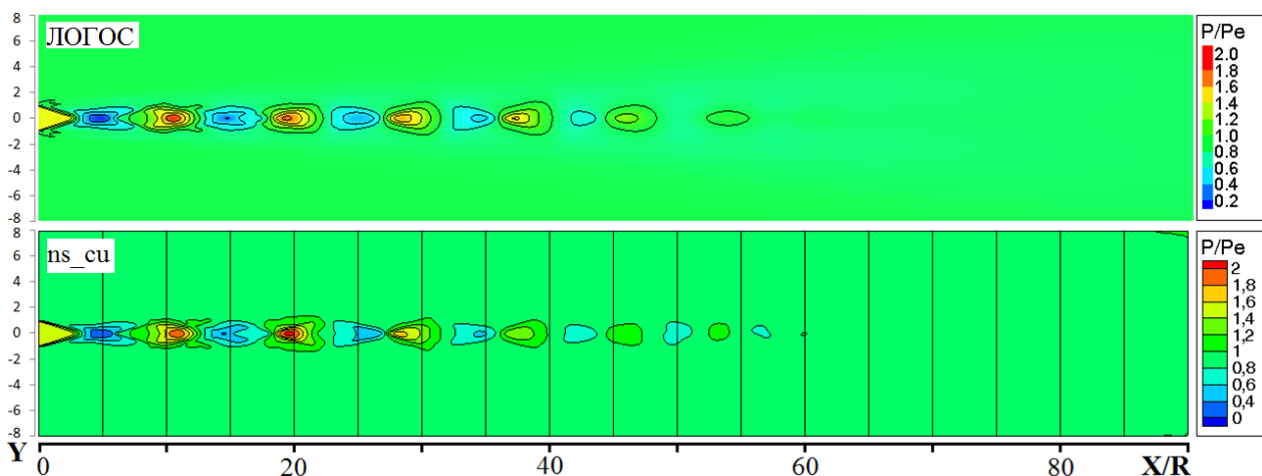


Рис. 1. Поля давления в плоскости симметрии расчетной области в расчетах по эксперименту [7]

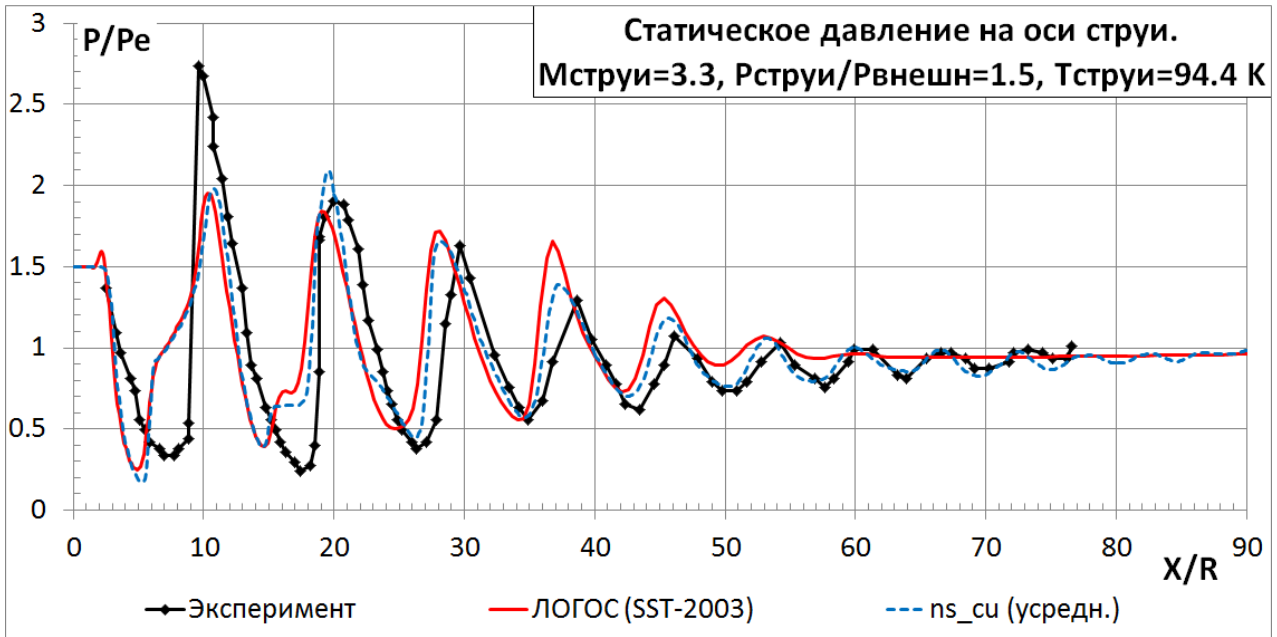


Рис. 2. Давление на оси струи в расчетах по эксперименту [7]

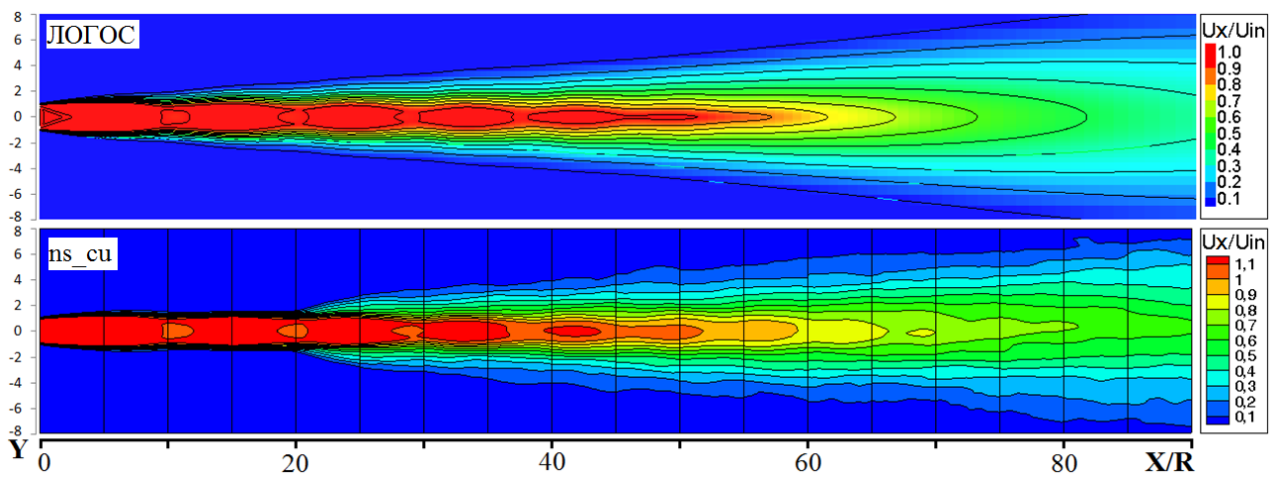


Рис. 3. Поля продольной скорости в плоскости симметрии расчетной области в расчетах по эксперименту [7]

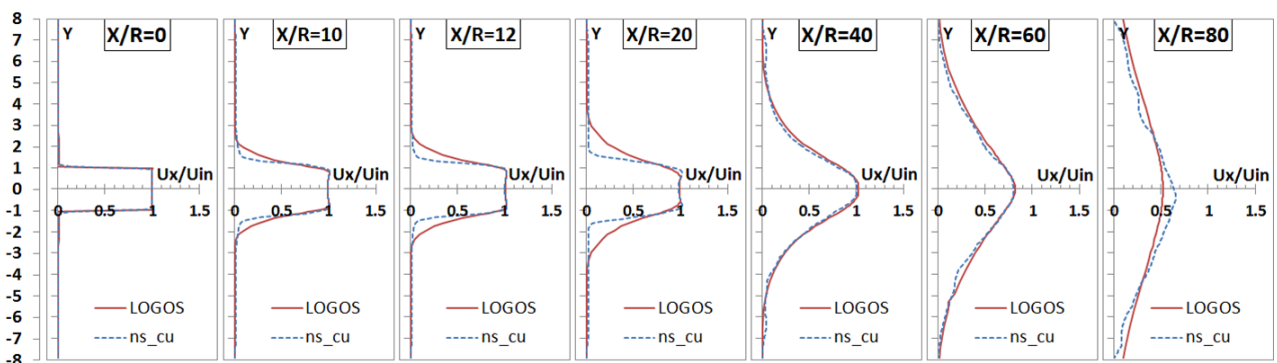


Рис. 4. Профили продольной скорости в расчетах по эксперименту [7]

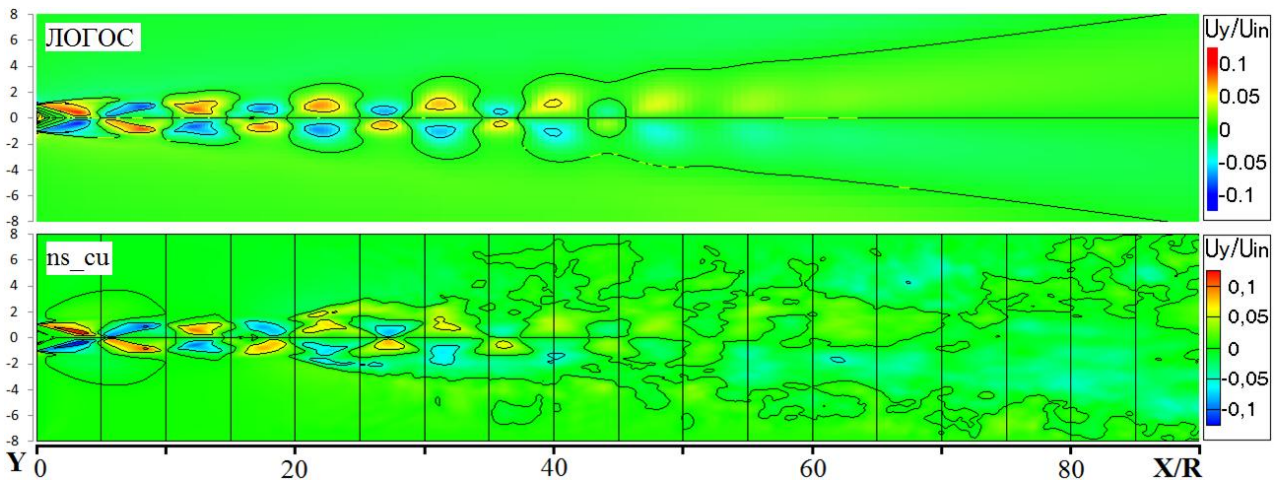


Рис. 5. Поля поперечной скорости в плоскости симметрии расчетной области в расчетах по эксперименту [7]

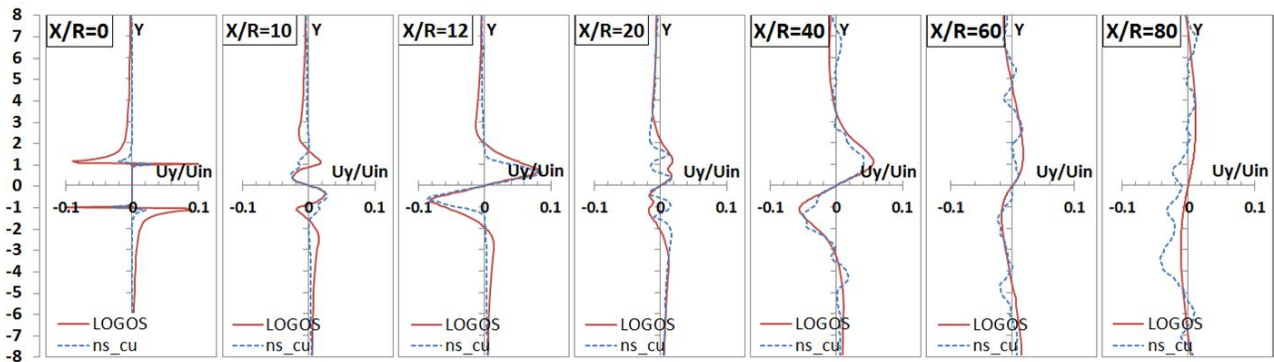


Рис. 6. Профили поперечной скорости в расчетах по эксперименту [7]

На рис. 7–9 приведены результаты расчетов по эксперименту [9] в сравнении с экспериментальными данными: график давления на оси струи, а также профили продольной и поперечной скорости, отнесенные к начальной скорости струи  $U_{in}$ . Линейные размеры отнесены к радиусу сопла  $R$ .

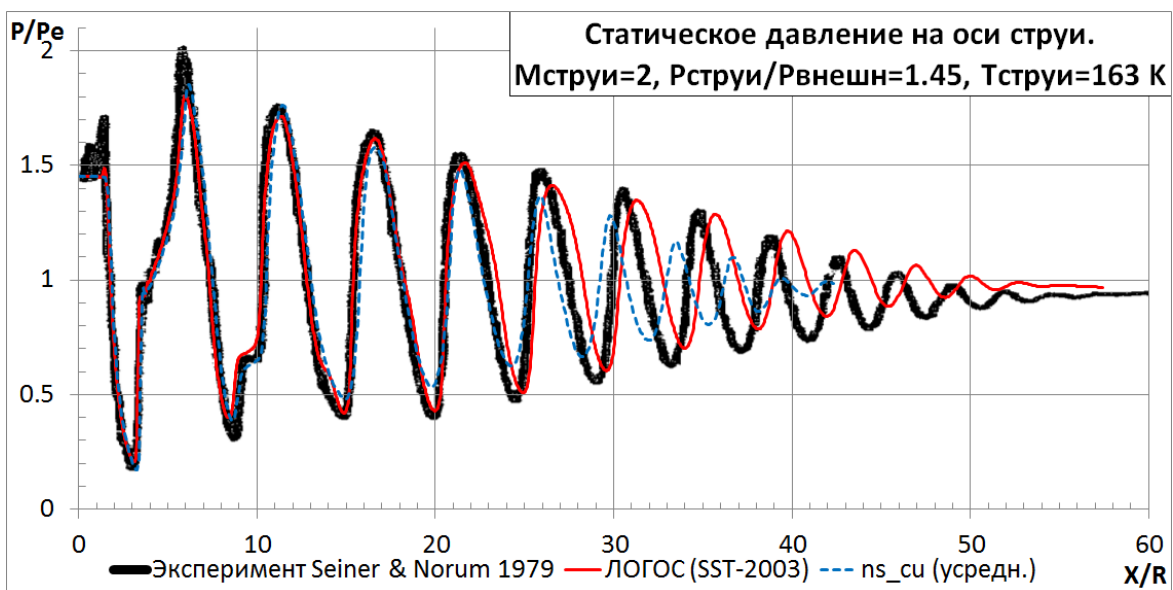


Рис. 7. Давление на оси струи в расчетах по эксперименту [9]



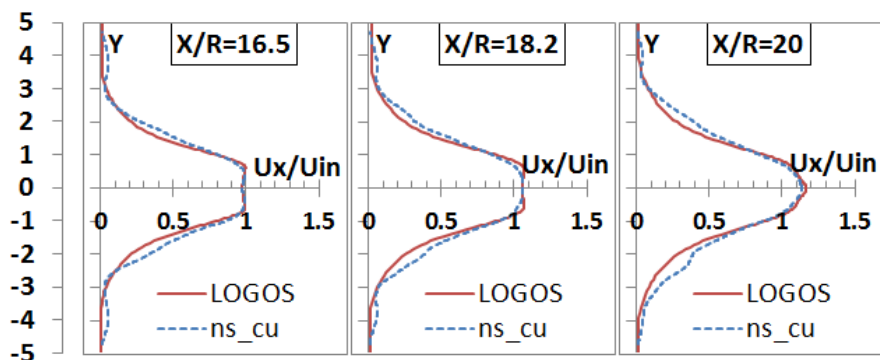


Рис. 8. Профили продольной скорости в расчетах по эксперименту [9]

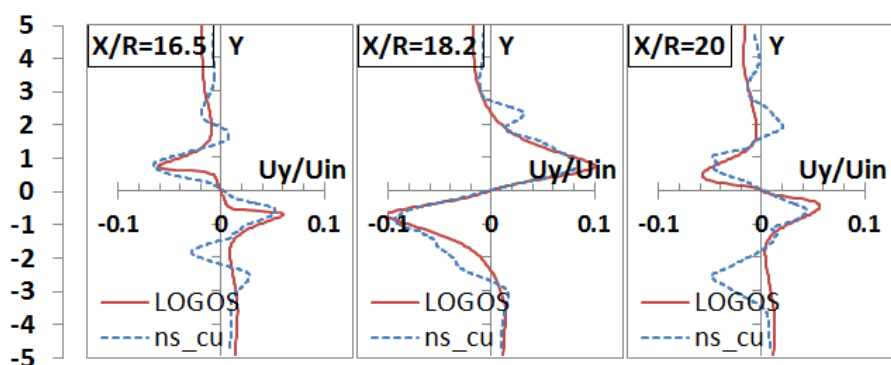


Рис. 9. Профили поперечной скорости в расчетах эксперименту [9]

Поля давлений и продольной скорости, приведенные на рис. 1, 3 показывают, что расчеты прямым численным моделированием с более высокой точностью прорабатывают структуру струйного течения. Что касается проработки поля поперечной скорости, то здесь качество расчета уступает использованию модели турбулентности SST-2003.

Сравнение распределения давления на оси струи, полученное в экспериментах и в проведенных расчетах и приведенное на рис. 2 показывает, что расчет прямым численным моделированием лучше соответствует экспериментальным данным, чем расчет на основе модели турбулентности SST-2003 и удовлетворительно на рис. 7.

При проведении расчетов прямым численным моделированием важным вопросом является соответствие возможности проработки характеристик турбулентного течения газа. При использовании сеток порядка  $9000 \times 800 \times 1000$  ячеек можно рассчитывать на возможность проработки пространственных масштабов, соответствующих теории А.Н. Колмогорова [14]. В представленных результатах расчетные сетки далеки от вышеуказанной величины. С другой стороны, использование в расчетах модели турбулентности также не гарантирует проработки характеристик турбулентного течения. Единственным утверждением о возможности расчета с использованием модели турбулентности является соответствие экспериментальным данным. Поэтому дополнительным утверждением о соответствии возможности проработки турбулентного течения при использовании прямого численного моделирования при расчете струйных течений является сравнение профилей продольной и поперечной скоростей, полученных при использовании модели турбулентности SST-2003, приведенных на рис. 5, 6, 8, 9. Видно, что профили продольной и поперечной скоростей, начиная с расстояний, когда начинают развиваться турбулентные возмущения, достаточно удовлетворительно между собой согласуются.

## 4. Заключение

Результаты расчетов струйных течений в приближении прямого численного моделирования на основе уравнений Навье – Стокса с использованием разностной схемы высокого порядка точности удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными по распределению давления вдоль оси струи. Проведенное сравнение распределений давления, продольной и поперечной скорости с результатами расчетов с использованием модели турбулентных течений SST-2003 на основе пакета программ ЛОГОС позволяет сделать вывод о возможности использования метода прямого численного моделирования для расчета струйных турбулентных течений.

## Литература

1. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. 368 с.
2. Spalart P.R. Strategies for turbulence modeling and simulations // *Int. J. Heat Fluid Flow*. 2000. Vol. 21. Pp. 252–263.
3. Беляев К.В., Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л., Спаларт П.Р. Опыт прямого численного моделирования турбулентности на суперкомпьютерах // *Суперкомпьютерные дни в России: Труды международной конференции (26–27 сентября 2016 г., г. Москва)*. М., 2016. С. 357–364. URL: <http://russianscdays.org/files/pdf16/357.pdf>
4. Mahle I., Foyi H., Sarkar S. On the turbulence structure in inert and reacting compressible mixing layers // *J. Fluid Mech*. 2007. Vol. 593. Pp. 171–180.
5. Старков Р.Ю., Степанов А.А., Томилина Т.В. Постановка задачи прямого численного моделирования для расчета аэродинамики лопаточных венцов // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2005. №8(24). С. 110–114.
6. Карцева Е.Ю., Кашковский А.В., Лацис А.О., Панасенко А.В., Смольянов Ю.П., Чернов В.В., Шершнёв А.А. Применение гибридной вычислительной системы к решению прикладных задач аэрогазодинамики // *Вестник Южноуральского государственного университета*. 2014. Т. 3. № 2. С. 20–29.
7. Сафронов А.В., Хотулев В.А. Результаты экспериментальных исследований сверхзвуковых затопленных холодных и горячих струй // *Космонавтика и ракетостроение*. 2009. Вып. 3(56). С. 15–23.
8. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Прикладные задачи газодинамики и теплообмена в энергетических установках ракетной техники. М.: Изд-во МАИ. 2014. 168 с.
9. Seiner J.M., Norum T.D. Experiments of shock associated noise on supersonic jets // *AIAA Paper* 1979. No. 79-1526. Pp. 1–14.
10. Дерюгин Ю.Н., Жучков Р.Н., Зеленский Д.К., Козелков А.С., Саразов А.В., Кудимов Н.Ф., Липницкий Ю.М., Панасенко А.В., Сафронов А.В. Результаты валидации многофункционального пакета программ ЛОГОС при решении задач аэрогазодинамики старта и полета ракет носителей // *Математическое моделирование*. 2014. Т. 26, № 9. С. 83–95.
11. Menter F. R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // *Heat and Mass Transfer* 4. Begell House, Inc. 2003. Pp. 625–632.
12. Высокопроизводительные вычисления на графических ускорителях NVIDIA. URL: <http://www.nvidia.ru/object/tesla-high-performance-computing-ru.html>
13. Гибридный вычислительный кластер K-100. URL: <http://www.kiam.ru/MVS/resources/k100.html>
14. Фрик П.Г. Турбулентность: подходы и модели. М.; Ижевск. 2003. 291 с.

Статья поступила в редакцию 19 декабря 2016 г.