УДК 533.6
DOI 10.17223/19988621/59/12

Н.П. Скибина, Н.В. Савкина, В.В. Фарапонов, Е.А. Маслов

КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ОБТЕКАНИЯ ТЕЛА В ИМПУЛЬСНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТАНОВКЕ И ПРОВЕРКА СОГЛАСОВАННОСТИ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Представлено комплексное экспериментально-теоретическое исследование высокоскоростного обтекания тела, закрепленного в рабочей части импульсной аэродинамической установки. Подробно описаны этапы решения задачи сверхзвукового обтекания модели при скоростях набегающего потока Маха M = 2–6. Движение рабочего газа описано осредненными уравнениями Навье – Стокса в декартовой системе координат. Для моделирования турбулентности использована модель сдвиговых напряжений Ментера. Сравнение кадров визуализации, полученных в ходе экспериментов, с полями распределения газодинамических величин показало качественное согласование результатов математического и физического моделирования. Также приведено количественное сравнение расчетных и экспериментальных значений скоростей потока в числах Маха и значений коэффициентов силы лобового сопротивления.

Ключевые слова: *математическое моделирование*, *газодинамика*, *аэродинамическая установка*, *сверхзвуковые течения.*

Подготовка и проведение измерений в высокоскоростных потоках – трудоемкий процесс. Измерительные устройства могут оказывать нежелательное влияние на характер течения, приводить к возникновению высоких градиентов давлений и искажениям картины обтекания. При этом часто возникает необходимость в получении информации о параметрах потока там, где размещение регистрирующего прибора затруднительно или невозможно – например, в узких каналах, вблизи срывов потока или в зонах развитой турбулентности. Также для получения качественных результатов необходимо проведение серии экспериментов и соответствующей статистической обработки, что приводит к значительным временным, финансовым и энергетическим затратам.

Преимущество численного расчета заключается в том, что его результатом является поле распределения интересующих газодинамических величин (p, ρ, T) и параметров потока (V, M, Re), есть возможность отследить развитие процесса в динамике и получить необходимые данные для любой точки или области. Критерием точности и основным источником входных данных (например, граничных и начальных условий) является эксперимент. Комплексное использование экспериментальных и теоретических подходов к решению позволяет получить более глубокое представление и детальное описание исследуемого процесса.

В рамках проведенной работы осуществлялось численное решение задачи сверхзвукового обтекания тела, закрепленного в рабочей части аэродинамической установки [1]. Здесь важно отметить, что в процессе физического моделирования с использованием аэродинамических установок теория подобия гарантирует создание течения с сохранением эффектов вязкости и сжимаемости, но температур-

ные параметры кардинально отличаются от тех, которые наблюдаются при проведении натурных испытаний в нормальных атмосферных условиях.

Для регистрации термо- и газодинамических параметров в потоке, сохраняющем неизменные характеристики в течение 1.5 с, необходимо использование приборов с соответствующей инерционностью, тарировка и правильное их размещение. В данном случае обращение к математическому моделированию, основанному на уже полученных экспериментальных данных, позволяет определить параметры потока на выходе из сопла, в рабочей части или же вблизи обтекаемого тела.

На базе физико-технического факультета Томского государственного университета функционирует импульсная аэродинамическая установка, которая используется для проведения аэродинамических и аэрофизических исследований при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Создаваемый поток обладает хорошими метрологическими характеристиками, а цикл работы установки составляет 2.5–3 с.

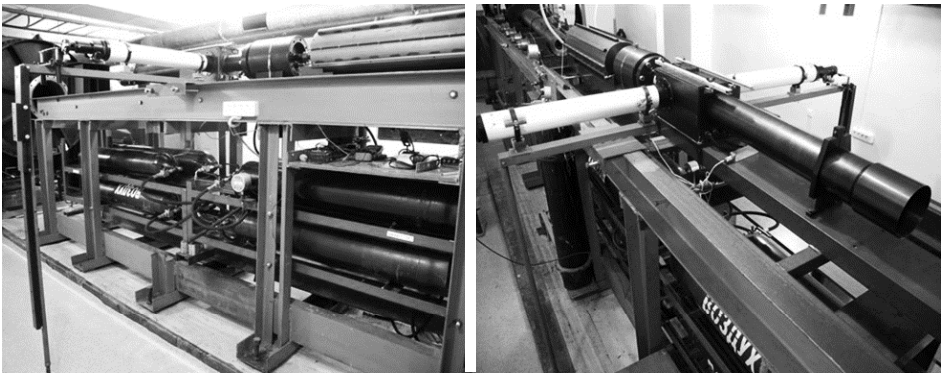


Рис. 1. Внешний вид импульсной аэродинамической установки
Fig. 1. Design of the pulsed aerodynamic facility

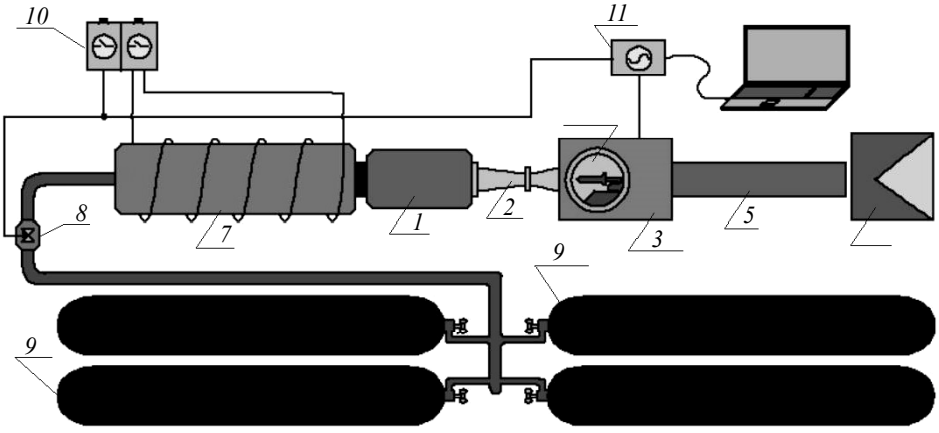


Рис. 2. Схема импульсной аэродинамической установки с обозначением ее составных частей: *1* – форкамера; *2* – сопло; *3* – рабочая часть; *4* – модель; *5* – диффузор; *6* – рассекатель; *7* – нагреватель; *8* – электромагнитный клапан; *9* – баллоны с воздухом; *10* – питание; *11* – АЦП
Fig. 2. Schematic diagram of the pulsed aerodynamic facility and its components: *1*, prechamber; *2*, nozzle; *3*, test section; *4*, model; *5*, diffuser; *6*, divider; *7*, heater; *8*, solenoid valve; *9*, air tanks; *10*, power supply; and *11*, ADC

Внешний вид аэродинамической установки представлен на рис. 1, ниже, на рис. 2 приведена ее схема с обозначением основных функциональных частей. Основными достоинствами данной установки являются: простая конструкция, широкий диапазон режимов работы, низкие расходы электроэнергии и сжатого газа.

На первом этапе решения задачи была построена CAD-модель, полностью дублирующая внутреннюю геометрию основных частей импульсной аэродинамической установки, которым соответствуют номера 1 – 5 на схеме.

На рис. 3 приведена внутренняя геометрия форкамеры с указанием размеров. В форкамере осуществляется стабилизация давления в потоке рабочего газа, который затем поступает в сопло, где сначала разгоняется до заданной скорости, а на выравнивающем участке течение становится параллельным оси сопла.

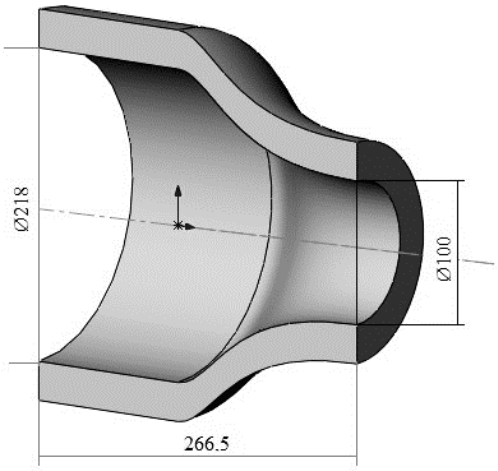


Рис. 3. Внутренняя геометрия форкамеры с указанием размеров (мм)
Fig. 3. Internal geometry of prechamber with indicated sizes (mm)

На рис. 4 приведен общий вид осесимметричных сопел, которые используются для создания сверхзвукового потока необходимой скорости. В [1] приведены основные геометрические размеры для каждого сопла установки – полная длина, диаметр критического сечения и длина сверхзвукового участка. Диаметры входного и выходного сечений для всех сопел имеют одинаковое значение $D = 100$ мм.

Далее сопло стыкуется с рабочей частью установки – прямоугольной камерой с внутренними размерами 360×226×200 мм, которая служит для размещения испытуемых моделей и измерительного оборудования. Стенки рабочей камеры выполнены из стали толщиной 10 мм, а верхняя крышка сделана съемной для обеспечения доступа внутрь. Передняя и задняя стенки рабочей части перпендикулярны к оси потока и диффузора. В боковых стенках имеются оптические окна с диаметром поля зрения 100 мм для визуализации течения внутри рабочей части. Модель удерживается в потоке при помощи державок, которые прикрепляются к пазам в основании рабочей части.

Математическое моделирование обтекания тела в рабочей части импульсной аэродинамической установки с учетом протекающих газодинамических процессов представляет объемную задачу. В настоящий момент моделирование реализовано для двухмерного осесимметричного случая.

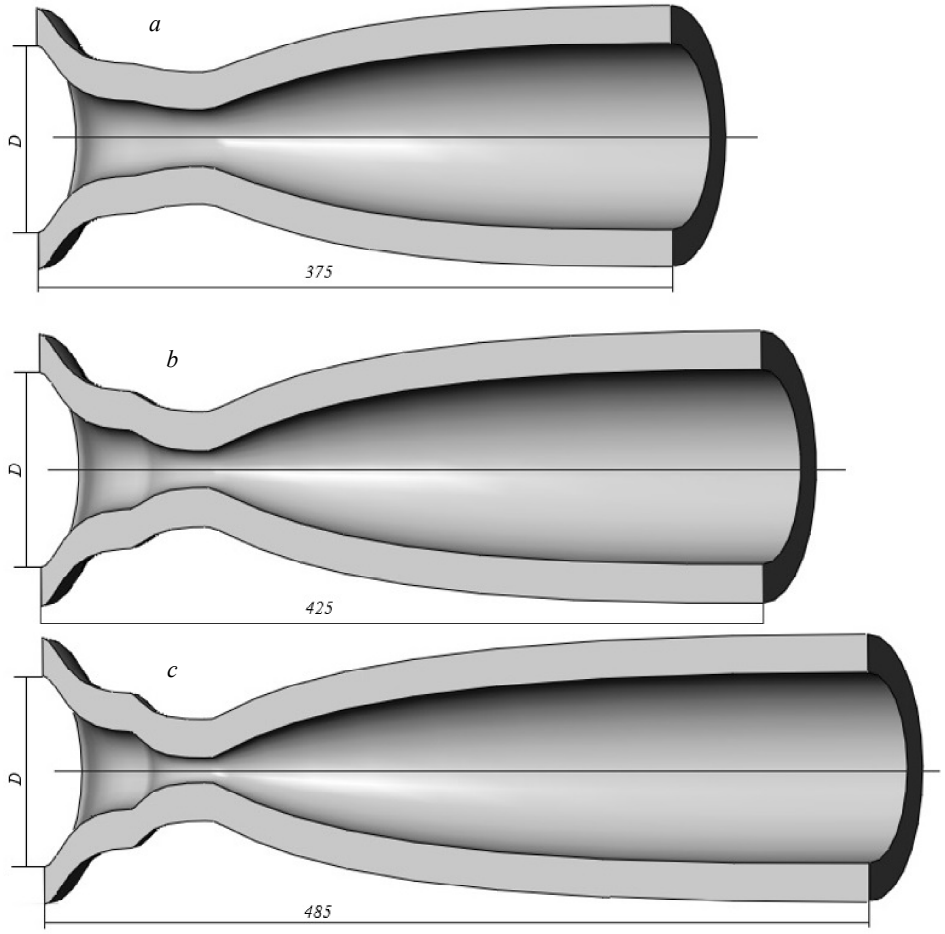


Рис. 4. Сопла аэродинамической установки: *a* – M = 4, *b* – M = 5, *c* – M = 6
Fig. 4. Aerodynamic nozzles: M = (*a*) 4, (*b*) 5, and (*c*) 6

Контроль точности и адекватности получаемых результатов осуществлялся путем сравнения с имеющимися экспериментальными данными – значения статического давления в форкамере и на поверхности модели [2], по величине коэффициента силы лобового сопротивления [3] и числу Маха. Качественная составляющая основана на сопоставлении полей распределения газодинамических параметров с кадрами съемки процесса высокоскоростной видеокамерой.

Математическое моделирование высокоскоростного обтекания проводилось для модели в форме конуса с углом полураствора 15°. На рис. 5, *a* приведен общий вид модели, на рис. 5, *b* – модель, закрепленная на державке в рабочей части. Выбор геометрии обусловлен тем, что ранее для данной модели проводились серии экспериментов с использованием импульсной аэродинамической установки [2, 3]. В ходе весовых испытаний осуществлялось измерение коэффициента силы лобового сопротивления, в дренажных испытаниях – величины статического давления в точках на поверхности тела, приведенных на рис. 6.

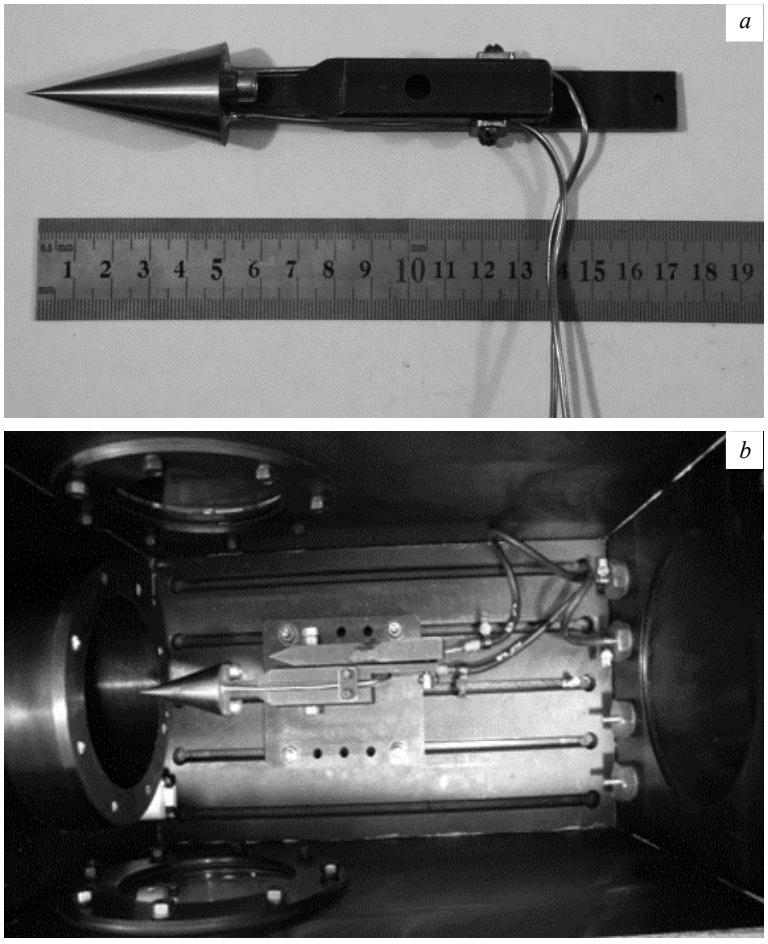


Рис. 5. Общий вид модели в виде конуса (*a*);
модель, закрепленная в рабочей части установки (*b*)
Fig. 5. Configuration of the cone model (*a*)
and the model fixed in the test section of facility (*b*)

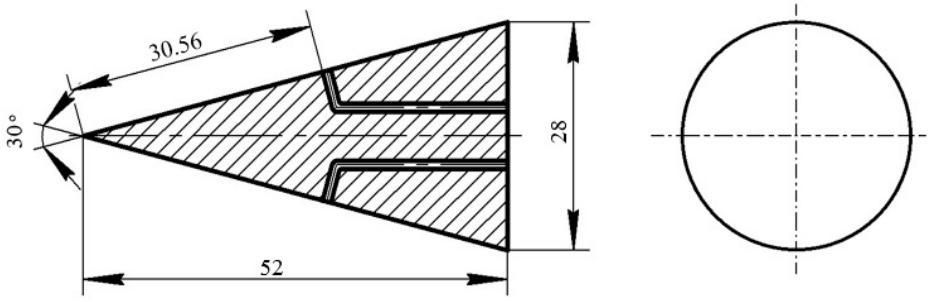


Рис. 6. Геометрия модели в форме конуса
Fig. 6. Geometry of the cone model

Так как каждое сопло установки имеет свои геометрические размеры, было построено соответствующее число расчетных областей, отличающихся только профилем и длиной сопла – размеры фокамеры, рабочей части и модели не изменялись. Типичный вид расчетной области для решения задачи приведен на рис. 7 – представлено сопло M = 2.

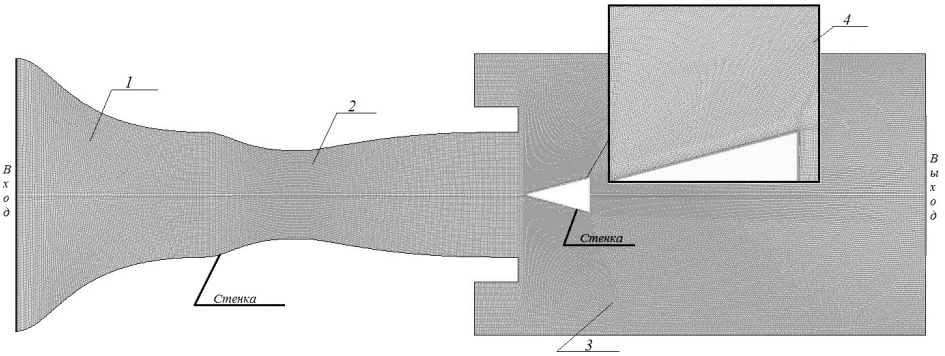


Рис. 7. Типичная геометрия и сеточная модель с указанием границ расчетной области для решения задачи: *1* – форкамера, *2* – сопло (M = 2), *3* – рабочая часть, *4* – модель
Fig. 7. Typical geometry and grid model with indicated boundaries of the computational domain for problem solving: *1*, prechamber; *2*, nozzle (M = 2); *3*, test section; and *4*, model

На следующем этапе создается сеточная модель путем разбиения рабочей области на расчетные элементы. Конечно-разностные элементы имеют форму четырехугольников, сетка структурирована, сгущается по мере приближения к областям, где необходимо подробное разрешение течения [4]. По результатам проверки сеточной сходимости выбрано оптимальное число расчетных элементов, которое изменяется пропорционально размерам расчетной области (от 290 000 для задачи с соплом M = 2 до 2 400 000 для расчета сопла M = 6). Для решения задачи использован конечно-разностный метод, заложенный в вычислительном комплексе ANSYS Fluent.

Математическая постановка задачи представляет собой систему осредненных по Рейнольдсу двумерных нестационарных уравнений Навье – Стокса в декартовых координатах [5]. Для замыкания системы осредненных уравнений Навье – Стокса использовалась SST-модель турбулентности [6, 7].

Для задания граничного условия [8] на входе (рис.7) используются следующие экспериментальные данные:

1. Статическое давление в форкамере.
2. Полное давление в форкамере.
3. Полная температура в форкамере.
4. Направление вектора скорости потока.

На выходе реализуются мягкие граничные условия [5], для стенок установки и поверхности тела использовано условие прилипания [7].

Для расчета использован решатель по плотности, хорошо зарекомендовавший себя для решения задач с высокими скоростями и распространением ударных волн. Схема конвективного потока – Roe-FDS (схема разностного расщепления). Численный метод решения – явный, первого и второго порядка точности против потока.

Результатом решения системы осредненных уравнений Навье – Стокса являются поля распределения газодинамических параметров – давления, плотности, скорости, температуры и т.д. Так как задача решалась в нестационарной постановке, можно отследить процесс движения рабочего газа внутри установки, то есть весь цикл работы в динамике. На рис. 8, *a* и 8, *b* в качестве примера представлены результаты численного решения типичной задачи обтекания тела в рабочей части установки – поля распределения скоростей потока в числах Маха для сопел M = 4 и M = 5 соответственно.

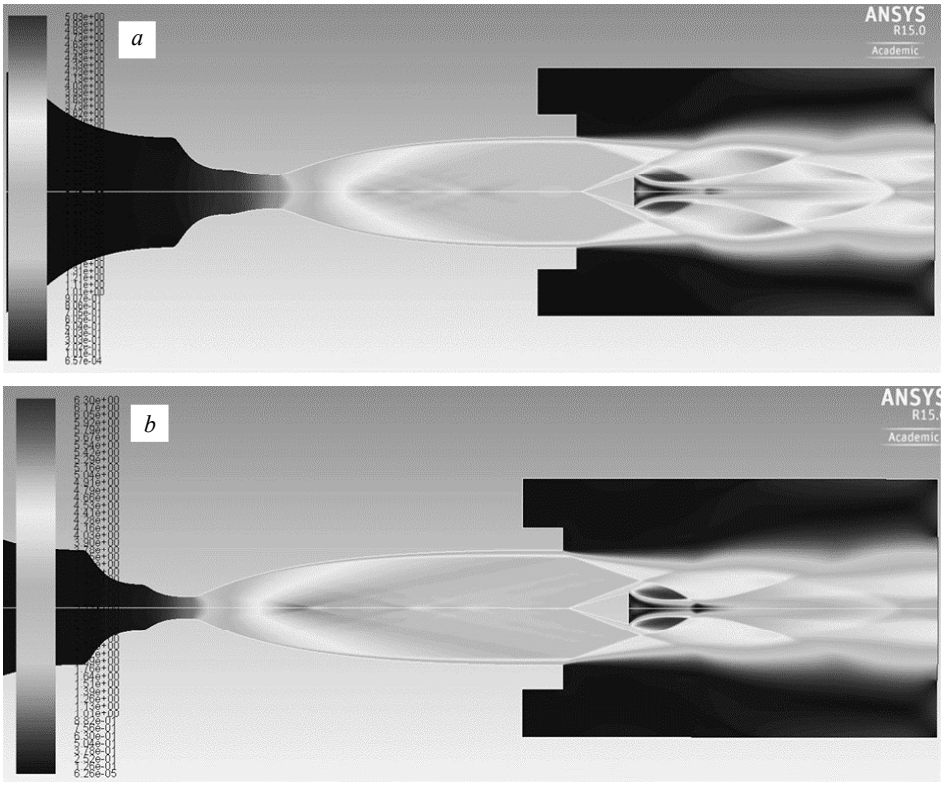


Рис. 8. Поле распределения скоростей в числах Маха: *a* – M = 4, *b* – M = 5
Fig. 8. Velocity field distribution in terms of the Mach numbers: M = (*a*) 4 and (*b*) 5

Видно, что единственное различие расчетных областей – геометрические размеры сопел, а именно их длина и диаметр критического сечения. С ростом скорости набегающего потока уменьшается угол между ударной волной и поверхностью тела, что полностью соответствует физике исследуемого процесса и демонстрирует качественное согласование численного расчета.

На рис. 9 приведено сравнение кадров визуализации эксперимента с расчетными полями распределения в соответствующие моменты времени [2].

Рис. 9, *a* и 9, *b* соответствуют началу цикла работы установки – видно, как равномерный поток, выходящий из сопла, встречается с моделью и начинается формирование ударной волны, при этом процессы вблизи тела неустановившиеся. На рис. 9, *c* и 9, *d* представлена зона стационарного течения – ромб Маха, в котором

все параметры потока имеют постоянные значения. Рис. 9, *e* и 9, *f* – окончание работы установки: прекращается подача воздуха, понижается давление, и ударная волна сходит с тела, а зона стационарного течения смещается в сторону сопла.

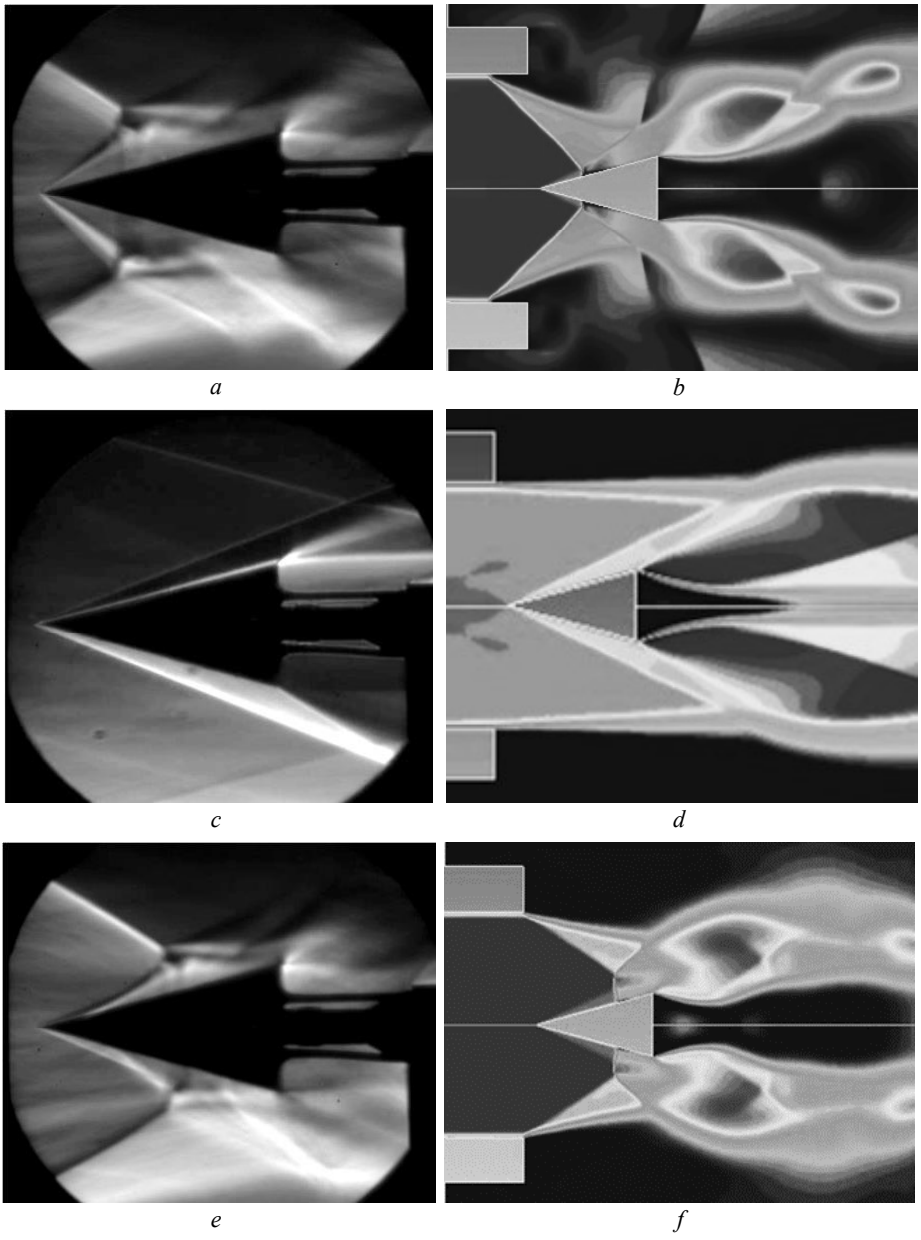


Рис. 9. Сравнение кадров визуализации обтекания конуса с результатами расчета (M = 3)
Fig. 9. Comparison between visualization of the flow around the cone and calculated results (M = 3)

Помимо качественного сравнения результатов численного расчета и эксперимента осуществлялся анализ количественных характеристик: величины статического давления в фиксированной точке на поверхности тела, числа Маха в рабочей части и значения аэродинамического коэффициента силы лобового сопротивления.

Результаты численного расчета статического давления на поверхности тела в зависимости от скорости набегающего потока количественно и качественно согласуются с результатами физического моделирования с использованием аэродинамической установки [2].

Сравнение вычисленных значений коэффициента силы лобового сопротивления со значениями, полученными экспериментально, приведено на рис.10.

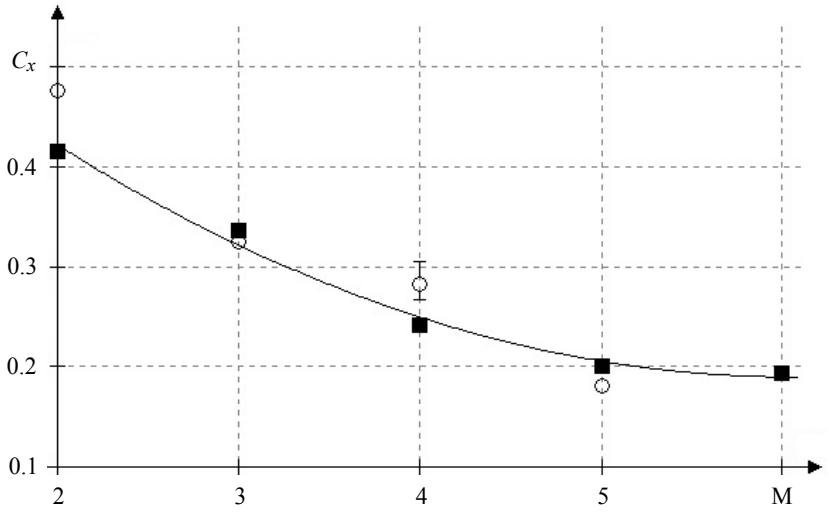


Рис. 10. Значения коэффициента силы лобового сопротивления C_x полученные в ходе численного расчета – ■, в ходе эксперимента [3] – ○

Fig. 10. The values of drag force coefficient C_x obtained numerically – ■ and experimentally in [3] – ○

Видно, что изменение вычисленной величины коэффициента силы лобового сопротивления согласуется с результатами экспериментов, также наблюдается уменьшение значения C_x с ростом скорости набегающего потока с дальнейшим выходом на стационарное значение – между значениями для M = 5 и M = 6 разница составляет менее 0.01.

В таблице приведены расчетные и экспериментальные значения чисел Маха, относительное рассогласование, составившее в среднем 2–3 %.

Сравнение расчетных и экспериментальных значений чисел Маха

Номинальное число Маха, M	Вычисленное значение числа Маха, M	Экспериментальное значение числа Маха, M	Относительное рассогласование, %
2	2.15	2.09	2.87
3	2.96	2.91	1.72
4	3.91	4.03	3.19
5	4.94	5.02	1.59
6	5.87	5.90	0.85

Выход из итерационного процесса осуществлялся при выполнении двух условий: получение стационарного значения коэффициента C_x на каждом следующем шаге по времени и достижение функционалом невязок величины порядка 10^{-4}.

В ходе исследования разработан комплексный подход для решения задач обтекания тел высокоскоростным потоком в импульсной аэродинамической установке, позволяющий получать информацию о распределении термогазодинамических параметров потока по всему рассматриваемому объему, рассчитывать значения аэродинамических коэффициентов и моделировать обтекание тел разной формы и сложности. Наличие отлаженной математической реализации в сочетании с экспериментальной базой дает возможность изучения газодинамических процессов, возникающих при движении на больших скоростях в условиях отличных от нормальных атмосферных условий.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Звегинцев В.И.* Газодинамические установки кратковременного действия. Часть I. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014. 551 с.
2. *Фарапонов В.В.*, *Маслов Е.А.*, *Чупашев А.В.*, *Мацкевич В.В.*, *Чижов С.Ю.* Экспериментальное исследование обтекания тел плоской и осесимметричной формы // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики (ФППСМ-2016): сб. трудов IX Всероссийской научной конференции, г. Томск, 21–25 сентября 2016 г. Томск: Томский государственный университет, 2016. С. 144–145. ISBN 978-5-94621-334-9.
3. *Maslov E.A., Faraponov V.V., Zolotorev N.N., Chupashev A.A., Matskevich V.V., Chizhov S.Yu.* An experimental study of flow over flat and axisymmetric bodies // MATEC Web of Conferences. EDP Sciences. 2017. 92, 01056. DOI: 10.1051/matecconf/20179201056.
4. *Скибина Н.П.*, *Савкина Н.В.*, *Фарапонов В.В.* Математическое моделирование газодинамических процессов в импульсной аэродинамической установке и численный расчет некоторых параметров обтекания тела, закрепленного в рабочей части // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики (ФППСМ-2018): сб. трудов X Всероссийской научной конференции, г. Томск, 03–05 сентября 2018 г. Томск: Томский государственный университет, 2018. С. 83–85.
5. *Скибина Н.П.*, *Савкина Н.В. Фарапонов В.В.* Численное моделирование обтекания цилиндрического тела сверхзвуковым потоком // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики (ФППСМ-2016): сб. трудов IX Всероссийской научной конференции, г. Томск, 21–25 сентября 2016 г. Томск: Томский государственный университет, 2016. С. 151–153.
6. *Снегирёв А.Ю.* Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: учеб. пособие. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 143 с.
7. *Исаев С.А.*, *Баранов П.А.*, *Судаков А.Г.*, *Усачов А.Е.* Расширение диапазона критических чисел Маха при управлении трансзвуковым обтеканием толстого (20 %) профиля MQ со щелевым отсосом в круговой вихревой ячейке // Письма в ЖТФ. 2014. Т. 40. Вып. 10. С. 22–29.
8. *Зиганшин А.М.* Вычислительная гидродинамика. Постановка и решение задач в процессоре Fluent: Методическое пособие для учебной и научной работы студентов направления 270800 – «Строительство» (квалификация «бакалавр» и «магистр») и аспирантов специальности 05.23.03. Казань: Изд-во Казанск. гос. архитект.-строит.ун-та, 2013. 79 с.

Статья поступила 19.04.2019 г.

Skibina N.P., Savkina N.V., Faraponov V.V., Maslov E.A. AN INTEGRATED APPROACH TO SOLVING THE PROBLEM OF HIGH-SPEED FLOW AROUND A BODY IN A PULSED AERODYNAMIC FACILITY, AND VALIDATION OF THE OBTAINED RESULTS. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 59. pp. 118–129

DOI 10.17223/19988621/59/12

Keywords: mathematical modeling, gas dynamics, aerodynamic facility, supersonic flows.

In this paper, an integrated solution to the problem of the supersonic flow of working gas around a body fixed in the test section of the pulsed aerodynamic facility is presented. The use of both experimental and theoretical approaches yields more complete and detailed description of the studied process.

The physical and mathematical modeling of the cone-shaped model with a semi-vertex angle of 15 degrees was carried out.

In the experiments, the static pressure values at two points on the body surface, the aerodynamic drag force coefficient, and the Mach number in the oncoming flow were obtained. A high-speed video camera was used to visualize the flow patterns. Mathematical description of the process was based on the system of Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The SST model was used to simulate the turbulence. The stated problem was solved by the finite element method.

According to the data of the work, a good qualitative agreement between numerical calculations and experimental results was obtained when comparing visualization of the flow patterns with distribution of the gas-dynamic characteristics. A quantitative comparison of the calculated and experimentally obtained values of the flow velocities in terms of the Mach numbers and the values of aerodynamic drag coefficient yields a discrepancy of 3% and 7%, respectively. The reliable mathematical realization in combination with experimental base makes it possible to study the gas-dynamic processes that occur at high-speed flows in conditions that are different from normal atmospheric conditions.

SKIBINA Nadezhda Petrovna (Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: uss.skibina@gmail.com

SAVKINA Nadezhda Valer'evna (Candidate of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: savkina@ftf.tsu.ru

FARAPONOV Valeriy Vladimirovich (Candidate of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: fff@ftf.tsu.ru

MASLOV Evgeniy Anatol'evich (Candidate of Physics and Mathematics, National Research Tomsk Polytechnic University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: maslov_eugene@mail.ru

REFERENCES

1. Zvegintsev V.I. (2014) *Gazodinamicheskie ustanovki kratkovremennogo deystviya. Chast' I. Ustanovki dlya nauchnykh issledovaniy* [Short-duration gas-dymanic facilities. Part 1. Facilities for scientific research]. Novosibirsk: Parallel’.
2. Faraponov V.V., Maslov E.A., Chupashev A.V., Matskevich V.V., Chizhov S.Yu. (2016) Eksperimental'noe issledovanie obtekaniya tel ploskoy i osesimmetrichnoy formy [Experimental study of the flow around planar and axisymmetric bodies]. *Fundamental'nye i prikladnye problemy sovremennoy mekhaniki: Sbornik trudov IX Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii – Fundamental and applied problems of the modern mechanics: the collected papers of the IX all-Russian scientific conference.* Tomsk: Tomsk State University. pp. 144–145.
3. Maslov E.A., Faraponov V.V., Zolotorev N.N., Chupashev A.A., Matskevich V.V., Chizhov S.Yu. (2017) An experimental study of flow over flat and axisymmetric bodies. *MATEC Web of Conferences.* 92 (01056). pp. 1–6. DOI: 10.1051/matecconf/20179201056.

4. Skibina N.P., Savkina N.V., Faraponov V.V. (2018) Matematicheskoe modelirovanie gazodinamicheskikh protsessov v impul'snoy aerodinamicheskoy ustanovke i chislennyy raschet nekotorykh parametrov obtekaniya tela, zakreplennogo v rabochey chasti [Mathematical modeling of gas-dynamic processes in a pulsed aerodynamic facility and numerical calculation of some parameters of the flow around the body fixed in the working part]. *Fundamental'nye i prikladnye problemy sovremennoy mekhaniki: Sbornik trudov X vserossiyskoy nauchnoy konferentsii – Fundamental and applied problems of the modern mechanics: the collected papers of the X all-Russian scientific conference*. Tomsk: Tomsk State University. pp. 83–85.
5. Skibina N.P., Savkina N.V. Faraponov V.V. (2016) Chislennoe modelirovanie obtekaniya tsilindricheskogo tela sverkhzvukovym potokom [Numerical simulation of the supersonic flow around a cylindrical body]. *Fundamental'nye i prikladnye problemy sovremennoy mekhaniki: Sbornik trudov IX vserossiyskoy nauchnoy konferentsii – Fundamental and applied problems of the modern mechanics: the collected papers of the IX all-Russian scientific conference*. Tomsk: Tomsk State University. pp. 151–153.
6. Snegirev A.Yu. (2009) *Vysokoproizvoditel'nye vychisleniya v tekhnicheskoy fizike. Chislennoe modelirovanie turbulentnykh techeniy* [High-performance computing in technical physics. Numerical modeling of turbulent flows]. Saint-Petersburg: Polytechnic University Publ.
7. Isaev S.A., Baranov P.A., Sudakov A.G., Usachov A.E. (2014) Expansion of the range of critical Mach numbers during control of transonic flow past a thick (20% chord) MQ airfoil with slot suction in a circular vortex flow. *Technical Physics Letters.* 40(5). pp. 417–420. DOI: 10.1134/S1063785014050174.
8. Ziganshin A.M. (2013) *Vychislitel'naya gidrodinamika. Postanovka i reshenie zadach v protsessore Fluent* [Computational fluid dynamics. Formulation and solving of the problems in the Fluent processor]. Kazan: Kazan State University of Architecture and Engineering Publ.

Received: April 19, 2019