

Results of Supersonic Gas Flow Calculations near AGARD-B Model

A. V. Panasenko

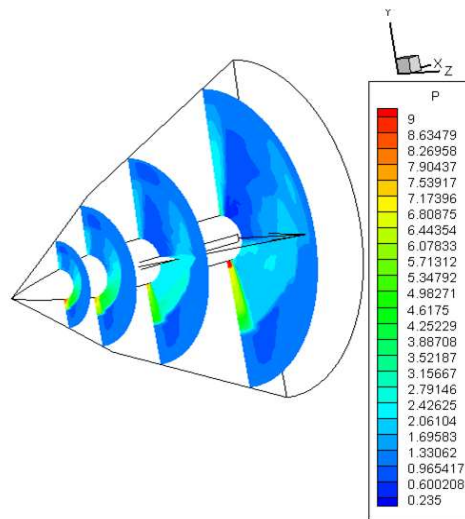
Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS, Moscow, 119526, Russia

akpanas@mail.ru

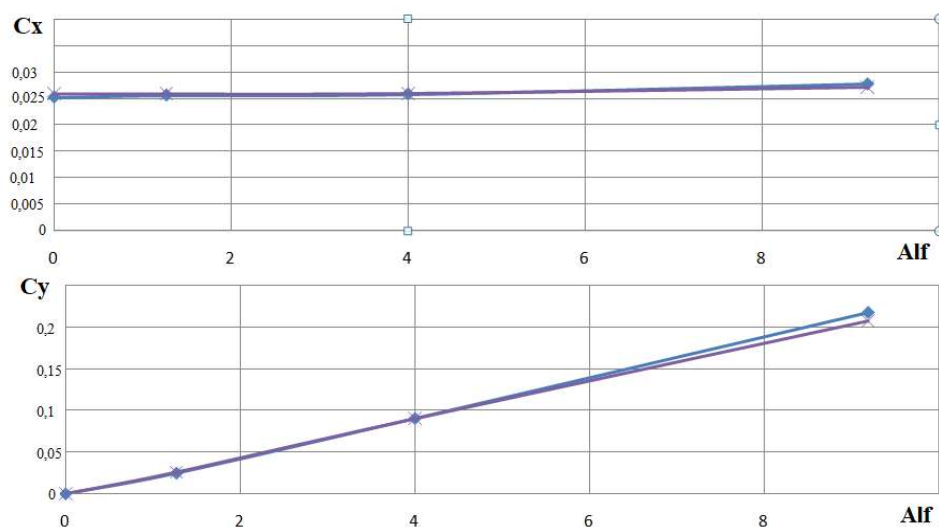
Abstract

The article presents the results of calculating the aerodynamic characteristics for a supersonic gas flow around the AGARD-B vehicle model at Mach numbers 4 and 5.1 in the range of angles-of-attack $4^\circ \div 9.19^\circ$.

Keywords: aerogasodynamics, AGARD-B.



Cross sections of pressure with $M=5.1$ and angle-of-attack $\alpha=9.19^\circ$



The comparison of design aerodynamic characteristics of the AGARD-B model with experimental data [1] at Mach numbers $M=4$ for aerodynamic coefficients of C_x, C_y shows satisfactory results

УДК 533.6.011

Результаты расчетов сверхзвукового течения газа около модели аппарата AGARD-B

А.В. Панасенко

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д. 101-1*

akpanas@mail.ru

Аннотация

Приведены результаты расчета аэродинамических характеристик при обтекании сверхзвуковым потоком газа модели аппарата AGARD-B при числах Маха 4 и 5.1 в диапазоне углов атаки от -4° до 9.19° .

Ключевые слова: аэрогазодинамика, AGARD-B.

1. Введение

Специализированные информационно-компьютерные технологии широко используются в странах-разработчиках современных летательных аппаратов (Россия, США, Франция, Япония, Австралия, Китай) для предсказания их характеристик и оптимизации параметров на этапе проектирования, анализа данных на этапах наземной и летной отработки, прогнозических исследований высокоскоростных течений газа [1, 2].

Экспериментальные исследования, проведенные в аэродинамических трубах [3, 4] в различных странах, показали возможность использования модели AGARD-B для апробации численных методов для последующего их применения к расчету трансзвуковых и сверхзвуковых режимов течения около перспективных моделей летательных аппаратов (ЛА).

Использование различных пакетов программ, например, Fluent, ЛОГОС с моделями турбулентности с удовлетворительным совпадением с экспериментальными данными не гарантирует качество расчета вследствие неясности их аппроксимации течения газа в области пограничного слоя при использовании неструктурированных расчетных сеток. Поэтому, в настоящей работе представлены результаты расчета аэродинамических характеристик при сверхзвуковом течении газа при различных углах атаки около модели аппарата AGARD-B с использованием ламинарной модели течения.

2. Постановка задачи и методы расчета

Математическое моделирование проведено на модели AGARD-B, представляющей собой конфигурацию, состоящую из дельта-крыла, установленного на цилиндрическом корпусе вращения [3, 4], схема которого показана на рис. 1. Корпус с оживальным носовым обтекателем общим удлинением $L/D = 8.5$, оснащенный треугольным крылом, толщиной 4%. Все линейные размеры на рис. 1 отнесены к $D = 0.115798$ м. Корпус AGARD-B имеет симметрию относительно плоскостей Oxy и Oxz .

При проведении расчетов в традиционных обозначениях использована система уравнений Навье – Стокса, описывающая нестационарные течения вязкого теплопроводного газа, записанная в декартовой прямоугольной системе координат в интегральной форме [5]. Учет вязких членов рассчитывался с помощью разложения в ряд Тейлора на соседних с границей расчетных ячейках. Ось Ox направлена вдоль оси симметрии модели от ее носика, ось Oy –

вертикально вверх. Угол атаки отклонялся в плоскости $z = 0$. При проведении расчетов все газодинамические параметры отнесены к невозмущенным значениям давления P_0 , плотности ρ_0 , температура к невозмущенному ее значению $T_0 = 300$ К, координаты – к диаметру цилиндрической части AGARD-B.

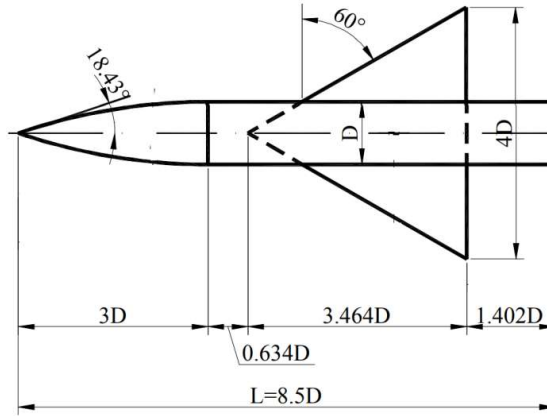


Рис. 1. Схема модели аппарата AGARD-B

Расчеты проведены с использованием модифицированной разностной схемы типа МакКормака [6]. Модификация разностной схемы заключалась в последовательном применении на шаге интегрирования ее шаблона в прямом и зеркальном отображении с соответствующей переписью ее формул. Такая модификация позволяет построить более симметричный по результатам интегрирования шаблон разностной схемы. Схема МакКормака имеет второй порядок точности, что предполагает введение в алгоритм расчета монотонизирующего решение оператора сглаживания, предложенного в [7].

$$\vec{f}_i^{n+1} = \vec{f}_i + \frac{\vec{\varphi}_{i+1/2}^* - \vec{\varphi}_{i-1/2}^*}{\Delta\Omega_i},$$

$$\vec{\varphi}_{i+1/2}^* = \begin{cases} \vec{\varphi}_{i+1/2}, & \text{если } (\delta\rho_{i+1/2} \cdot \delta\rho_{i-1/2} < 0) \cup (\delta\rho_{i+1/2} \cdot \delta\rho_{i+3/2} < 0), \\ 0, & \text{в противном случае} \end{cases}$$

$$\vec{\varphi}_{i+1/2} = Q \cdot \delta\vec{f}_{i+1/2}^n \cdot \psi(\Delta\Omega_i \cdot \Delta\Omega_{i+1}),$$

$$\delta\vec{f}_{i+1/2} = \vec{f}_{i+1} - \vec{f}_i, \quad \psi(a, b) = \frac{2}{\frac{1}{\Delta\Omega_i} + \frac{1}{\Delta\Omega_{i+1}}}$$

Здесь f – полученная после монотонизации параметров в ячейке функция; φ – полученная в расчете газодинамическая функция; Ω – объем расчетной ячейки; ρ – плотность газа в ячейке; Q – эмпирически подобранный коэффициент ($Q = 0.2$).

Смысл использования оператора сглаживания поясняет рис. 2: при возникновении колебания решения по плотности газа оператор сглаживания приводит к уменьшению пика колебания, при отсутствии колебания плотности – монотонизация решения не проводится. При наличии колебания решения к функции добавляется вторая производная, что приводит к уменьшению колебания, что очевидно для однородной сетки.

Учитывая симметрию течения относительно плоскости $z = 0$, расчетная область строилась в пространстве $z \geq 0$.

В качестве начальных условий задавались параметры невозмущенного потока во всех расчетных ячейках.

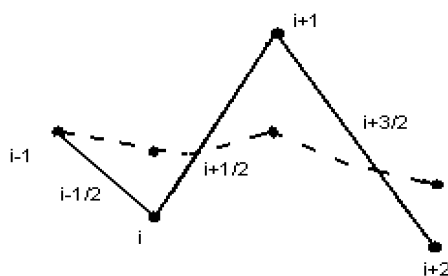


Рис. 2. Результат работы оператора сглаживания решения

В качестве граничных условий задавались:

- условия прилипания газа и ее расчетной температуры на поверхности модели;
- на внешних границах расчетной сетки – по потоку $df/dx = 0$ при вытекании потока из расчетной области, $f = f_0$ при втекании потока в расчетную область (f_0 – начальные параметры потока).

Расчеты проведены при числе Рейнольдса $Re = 10^6$. Расчетная сетка в 1958693 ячеек строилась структурированной со сгущением к поверхности модели с размером ячейки на расстоянии 1 от передней точки модели по оси y $\Delta y = 0.0002$ и размером в области вне пограничного слоя в $\Delta y \sim 0.02$ по направлениям x, y .

3. Результаты расчетов

Режимы проведения расчетов приведены в таблице 1.

Таблица 1

Режимы расчета

| Число Маха | Угол атаки |
|------------|---|
| $M = 4.0$ | $\alpha = 0^\circ, 1.27^\circ, 4^\circ, 9.19^\circ$ |
| $M = 5.1$ | $\alpha = -4^\circ, 0^\circ, 4^\circ, 9.19^\circ$ |

На рис. 3–5 показаны сечения полей давления в плоскости Oxy при различных числах Маха и углах атаки. Видно положение головного скачка уплотнения, отслеживающего значение величин числа Маха и угла атаки.

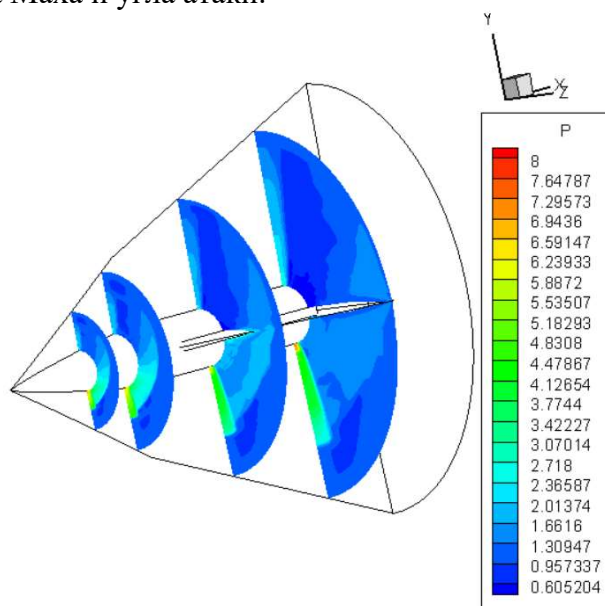


Рис. 3. Сечения давления по оси Ox в плоскостях Oxy при $M = 4$ и угле атаки $\alpha = 9.19^\circ$

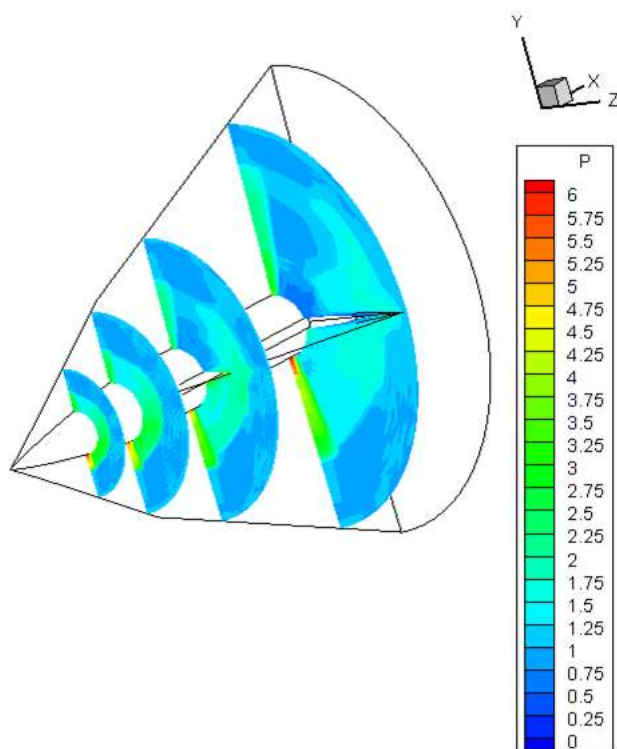


Рис. 4. Сечения давления по оси Ox в плоскостях Oxy при $M=5.1$ и угле атаки $\alpha = 4^\circ$

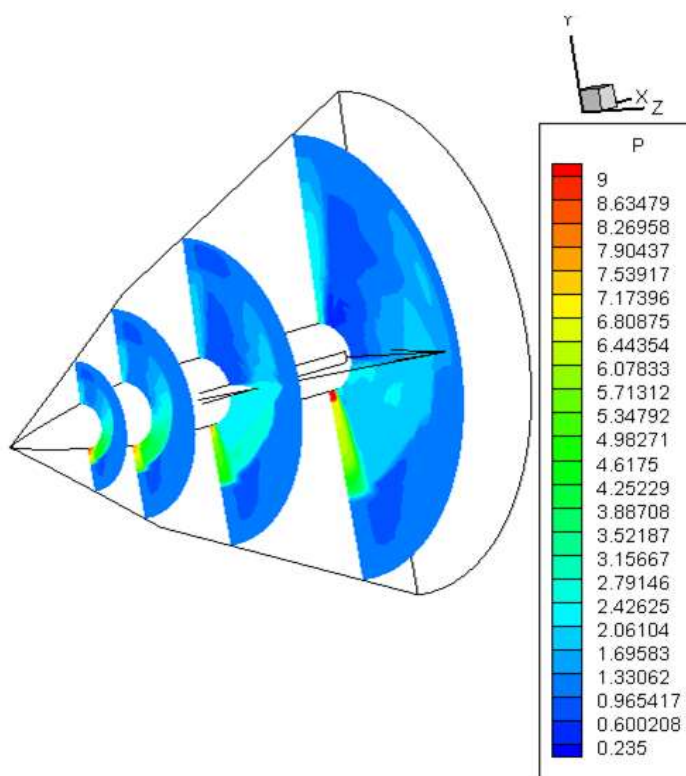


Рис. 5. Сечения давления по оси Ox в плоскостях Oxy при $M=5.1$ и угле атаки $\alpha = 9.19^\circ$

На рис. 6, 7 приведены распределения безразмерных давления и температуры в плоскости симметрии на наветренной стороне у поверхности модели.

Наличие излома на приведенных кривых в окрестности $x = 3$ связано с изломом производной геометрии модели при переходе на горизонтальный участок поверхности.

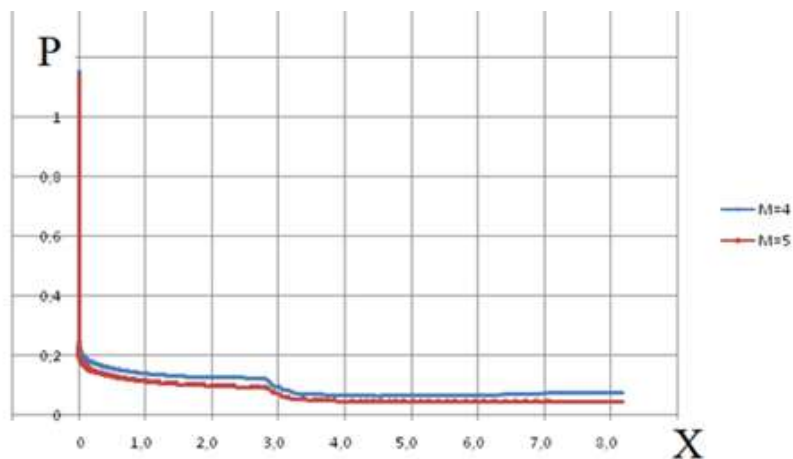


Рис. 6. Распределение безразмерного давления $P(x)$ в плоскости симметрии модели при $M=4$, угле атаки $\alpha = 4^\circ$; $M=5.1$ и угле атаки $\alpha = 4^\circ$

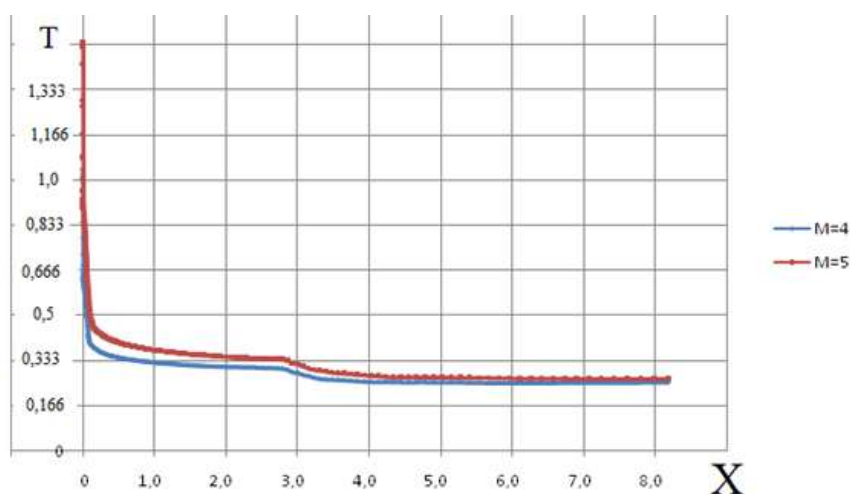


Рис. 7. Распределение безразмерной температуры $T(x)/T_0$ в плоскости симметрии модели при $M=4$, угле атаки $\alpha = 4^\circ$; $M=5.1$ и угле атаки $\alpha = 4^\circ$

Сравнение расчетных аэродинамических характеристик модели AGARD-B с экспериментальными данными [3] при числах Маха $M=4, 5.1$ представлены на рис. 8–11 для аэродинамических коэффициентов сопротивления и подъемной силы C_x, C_y .

В зависимости от числа Маха поведение зависимостей $C_x(\alpha), C_y(\alpha)$ соответствует экспериментальным данным [3] – с увеличением числа Маха соответствующие кривые лежат несколько ниже.

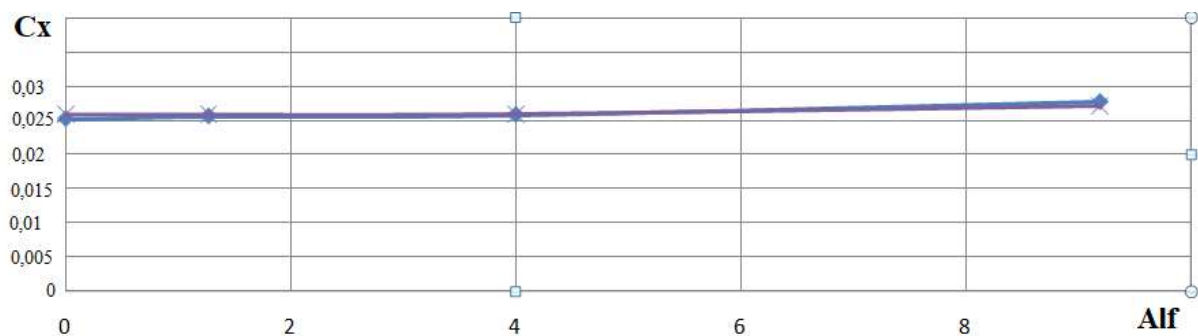


Рис. 8. $C_x(\alpha)$: расчет – о, данные [3] – x при $M=4$

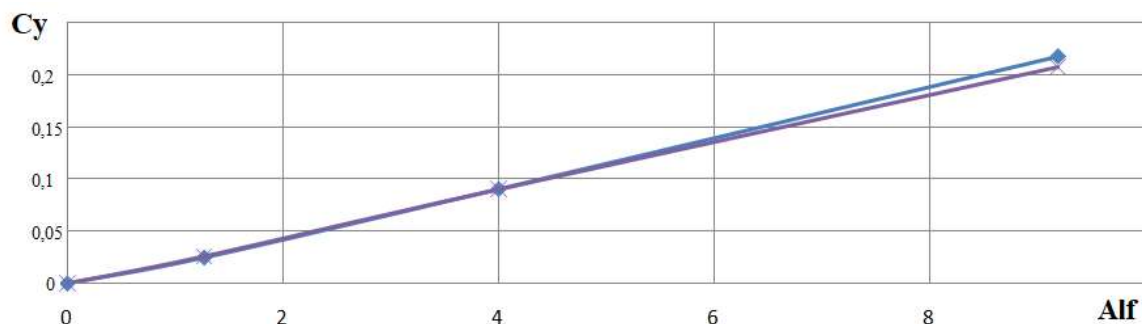


Рис. 9. Зависимость $C_y(\alpha)$: расчет – о, данные из [3] – х при $M=4$

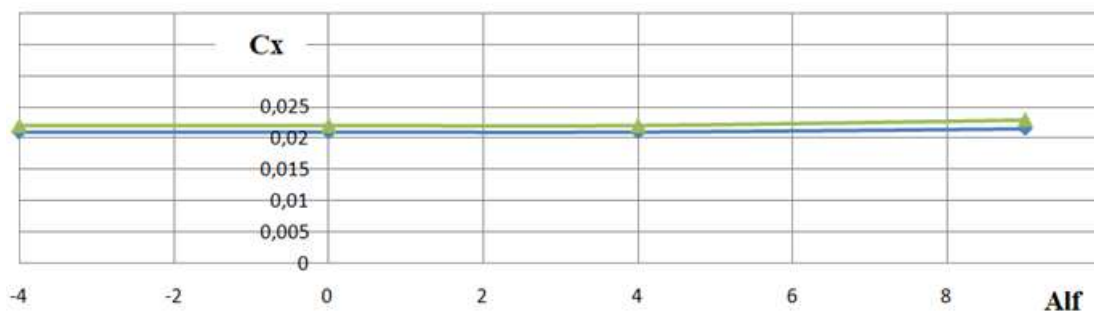


Рис. 10. Зависимость $C_x(\alpha)$: расчет – о, данные из [3] – Δ при $M=5.1$

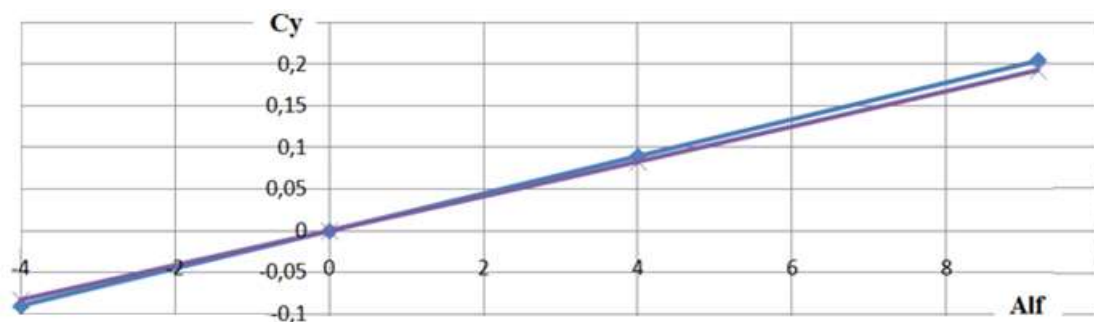


Рис. 11. Зависимость $C_y(\alpha)$: расчет – о, данные из [3] – х при $M=5.1$

4. Заключение

Результаты расчета обтекания модели аппарата AGARD-B сверхзвуковым потоком газа в части сравнения аэродинамических коэффициентов с экспериментальными данными [3] показали удовлетворительные результаты.

Работа выполнена в обеспечение требований гранта РФФИ №19-01-00515/19 а, с выполнением расчетов на суперкомпьютере МСЦ РАН.

Литература

1. Зинин К.М., Панасенко А.В., Суржиков С.Т. Валидация компьютерного кода UST3D на примере расчета аэродинамических характеристик летательного аппарата X-34 при различных параметрах//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. Т. 20, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/882/>
2. Широков И.А., Елизарова Т.Г. О влиянии структуры пространственной сетки на результаты численного моделирования ударной волны в задаче обтекания трехмерной модели//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. Т. 20, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-1/articles/796/>

3. Hills, R., AGARDograph 64, 1961. North Atlantic Treaty Organization. Advisory group for aeronautical research and development "A review of measurements on AGARD calibration models". Pp. 35–136.
4. Damljanović D., Vitić A., Vuković Đ. Testing of AGARD-B calibration model in the T-38 trisonic wind tunnel. *Scientific-Technical Review*, Vol. LVI, No. 2, 2006. Pp. 52–62.
5. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен: Изд-во «Мир». Т. 1, 2. 1990.
6. Mac-Cormack R.W. The effect of viscosity in hypervelocity impact cratering // *AIAA Paper*. 1969. Pp. 69–354.
7. Жмакин А.И., Фурсенко А.А. Об одной монотонной разностной схеме сквозного счета // *Ж. вычисл. матем. и матем. физ.* 1980. Т. 20. № 4. С. 1021–1031.

Reference

1. Zinin, K. M., Panasenko, A. V., Surzhikov, S. T., "Validation of Computer Code UST3D by the Example of Calculating the Aerodynamic Characteristics of the X-34 Vehicle under Various Parameters," *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 20, No. 4, 2019. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/882/>
2. Shirokov, I. A., Elizarova, T. G., "On the influence of a spatial grid structure on numerical simulation of a shock wave in a flow around 3D model," *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 20, No. 1, 2019. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-1/articles/796/>
3. Hills, R., "A review of measurements on AGARD calibration models," *North Atlantic Treaty Organization. Advisory group for aeronautical research and development, series AGARDograph 64*, 1961, pp. 35–136.
4. Damljanović, D., Vitić, A., Vuković, Đ., "Testing of AGARD-B calibration model in the T-38 trisonic wind tunnel," *Scientific-Technical Review*, Vol. LVI, No. 2, 2006, pp. 52–62.
5. Anderson, D., Tannehill, Dzh., Pletcher, R. *Vychislitel'naja gidromehanika i teploobmen* (Computational fluid mechanics and heat exchange), Izd-vo «Mir», Vol. 1, 2, 1990.
6. Mac-Cormack, R.W., "The effect of viscosity in hypervelocity impact cratering," *4th Aerodynamic Testing Conference*, AIAA Paper, April 1969, pp. 69–354.
7. Zhmakin, A. I., Fursenko, A. A., "Ob odnoj monotonnoj raznostnoj sheme skvoznogo scheta," *Zh. Vychisl. Matem. i Matem. Fiz.*, Vol. 29, No. 4, 1980, pp. 1021–1031.

Статья поступила в редакцию 13 декабря 2020 г.