

УДК 533.69

А. Д. ЧОРНЫЙ, А. Н. ЧИЧКО, Ю. В. ЖУКОВА, И. Г. КУХАРЧУК,  
А. Ф. МЕЛЕЦ, В. А. МАЛКИН

## ВЕРИФИКАЦИЯ ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛОХООБТЕКАЕМЫХ ТЕЛ, ДВИЖУЩИХСЯ В ВОЗДУХЕ ПРИ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ МАХА

*Институт тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова НАН Беларуси  
РПУП «Завод точной электромеханики»*

*Представлены результаты верификации численной модели, используемой при моделировании движущихся в воздухе плохообтекаемых тел (конус с различными углами при вершине и составного тела «конус-цилиндр»), для расчета аэродинамических характеристик при различных числах Маха  $1.5 < M < 5$  и нулевом угле атаки. Показано удовлетворительное согласование результатов численного моделирования и данных физического эксперимента.*

**Ключевые слова.** *Аэродинамика, плохообтекаемые тела, компьютерное моделирование.*

### Введение

Для проектирования летательных аппаратов различного назначения широкое распространение получили численные методы компьютерного моделирования аэродинамических процессов. Как показывает опыт ведущих аэродинамических лабораторий и конструкторских бюро, численные методы моделирования аэродинамических процессов позволяют существенно сократить материальные затраты на проектирование летательных объектов за счет снижения объема лабораторных и натурных экспериментов.

При использовании численных методов для летательного объекта важнейшим является вопрос об адекватности физико-математических моделей, используемых в программном обеспечении. Особенно актуальны эти задачи при расчетах движения сверхзвуковых летательных аппаратов в условиях турбулентности.

### Цель и задачи

Целью настоящей работы является верификация результатов численного моделирования полей скоростей, давлений и температур системы «движущийся объект – воздушная

среда», на основе сравнительного анализа аэродинамических характеристик плохообтекаемого тела, обтекаемого сверхзвуковым потоком с известными экспериментальными и расчетными данными.

Для численного моделирования был использован подход, заключающийся в решении стационарных уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, (уравнений Рейнольдса) – метод RANS [1], уравнения неразрывности и уравнения энергии.

Уравнения Рейнольдса являются незамкнутыми, то есть необходимо каким-то образом определить рейнольдсовы напряжения. Для этих целей в настоящем исследовании была использована двухпараметрическая модель турбулентности – модель переноса сдвиговых напряжений Ментера в стандартной формулировке [1]. Как показывает наш опыт моделирования турбулентных течений (дозвуковых и сверхзвуковых), модель сформулирована и реализована таким образом, что позволяет учитывать как процессы, происходящие в пограничных слоях около стенок, так и особенности развития свободных течений. В данном случае как раз и реализуется подобная ситуация – суще-

ствует пристеночное течение у поверхности обтекаемого тела с формированием относительно большой следовой области за ним.

Для численного решения вышеназванных уравнений использовался газодинамический решатель Fluent 18.2 из пакета прикладных программ ANSYS. С помощью Fluent 18.2 было проведено численное моделирование обтекания плохообтекаемых тел сверхзвуковым потоком вязких газов с учетом влияния турбулентности на основе метода конечных объемов и с привлечением решателей на основе расчета давления или плотности. Был использован решатель на основе расчета плотности, как специально разработанный для задач сверхзвуковой газовой динамики.

Задача расчета аэродинамических коэффициентов плохообтекаемых тел связана с численным трехмерным моделированием распределения скорости ( $v_{ijkl}$ ), плотности ( $\rho_{ijkl}$ ), температуры ( $T_{ijkl}$ ) и давления ( $R_{ijkl}$ ) для системы «движущийся объект – воздушная среда» во времени. С этой целью рассматривалась модель обтекания тел различной геометрической формы сверхзвуковым установившемся потоком сжимаемого газа – воздуха (число Маха  $1,5 < M < 5$ ).

По значениям  $v_{ijkl}$ ,  $\rho_{ijkl}$ ,  $T_{ijkl}$ ,  $R_{ijkl}$ , вычисленных RANS-методом, рассчитывались функции сил и моментов, с помощью которых вычислялись аэродинамические коэффициенты.

Число Рейнольдса, построенное по хорде, скорости набегающего потока и коэффициенту кинематической вязкости воздуха, взятой при температуре окружающей среды, составляло порядка  $10^7$ . Этот факт означает, что набегающий поток являлся турбулентным.

Граничные условия ставились следующим образом. На входе в расчетную область устанавливались число Маха, статическое давление и статическая температура (параметры окружающей среды). Интенсивность турбулентности задавалась 1%, гидравлический диаметр соответствовал хорде изучаемого тела. На выходной границе расчетной области задавалось статическое давление (давление окружающей среды) и для сходимости итерационного процесса задавалась полная температура возвратного течения, которая равна температуре торможения, рассчитанной по газодинамическим функциям при заданных условиях окружающей среды

и числе Маха. На стенках тела, контактирующих с окружающей средой, ставились условие прилипания (равенство нулю скоростей) и условие теплоизоляции (тепловой поток равен нулю – сопряженная задача распространения тепла по материалу стенок не решалась). На боковой поверхности расчетной области ставились условия симметрии для всех параметров.

Теплофизические характеристики окружающей среды задавались: для плотности – зависящими от давления и температуры, с помощью уравнения состояния совершенного газа; для вязкости в зависимости от температуры, с помощью закона Сазерленда.

### Объект исследования

В качестве объектов исследования рассматривались плохообтекаемые тела – конус с различными углами при вершине ( $\theta = 10^\circ$  и  $\theta = 15^\circ$ ) и составное тело «конус–цилиндр».

Первым тестовым телом для расчета аэродинамических характеристик являлся конус с полууглом  $10^\circ$  и  $15^\circ$  при вершине (рис. 1, а). Численное моделирование проведено для числа Маха  $M$  от 1,5 до 5. Для окружающей среды применялись нормальные условия по температуре и давлению ( $P_\infty = 1$  атм.,  $T_\infty = 293$  К), поскольку доступные экспериментальные данные, используемые для сравнительного анализа, получены при баллистических опытах или в аэродинамических трубах при реализации близких условий.

В качестве второго тестового тела было выбрано составное тело «конус–цилиндр» (рис. 1, б). Угол при вершине конуса составлял  $\theta = 11^\circ$ , длина цилиндра –  $L_{cyl} = 7d$ , где  $d$  – диаметр цилиндра.

Для оценки адекватности численных моделей турбулентности использованы экспериментальные и аналитические данные различных исследователей, которые были получены за последние 70 лет [2–10]. Эти данные использованы нами, так как они продолжают являться научной базой для совершенствования аэродинамических методов и проверки моделей, предлагаемых для расчета летательных объектов.

### Аэродинамические характеристики конуса

На рис. 2, 3 представлена визуализация течения воздуха около острого конуса с параметрами  $\theta = 10^\circ$  и длиной  $L = 1$  м при  $M = 1,5$

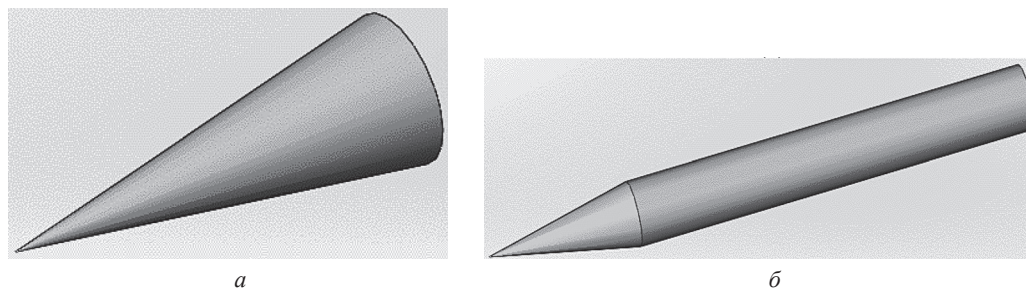


Рис. 1. Конус (а), составное тело «конус – цилиндр» (б)

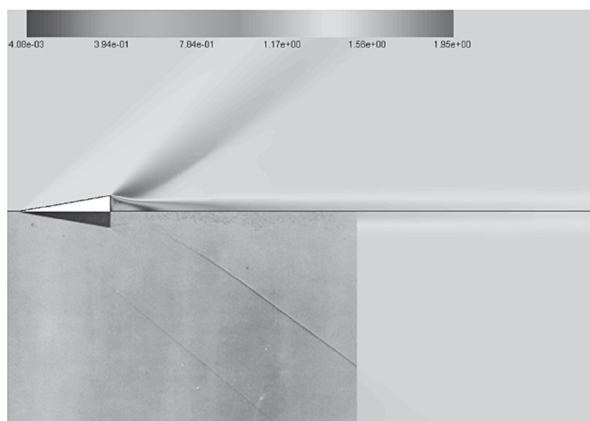


Рис. 2. Структура течения вблизи острого конуса с  $\theta = 10^\circ$  при  $M = 1.5$  (теневая фотография – эксперимент [2], цветовая шкала – локальное распределение числа Маха, полученное в численном моделировании)

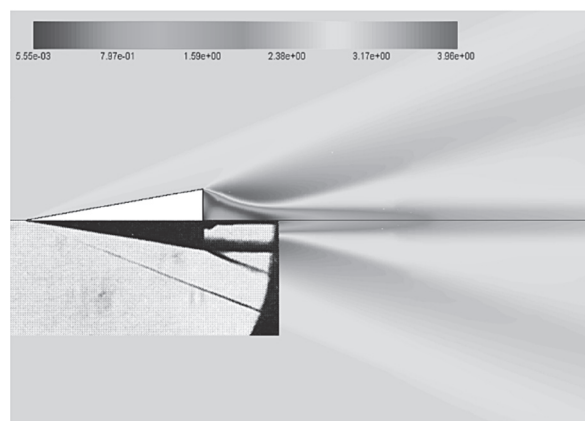


Рис. 3. Структура течения вблизи острого конуса с  $\theta = 10^\circ$  при  $M = 3$  (теневая фотография – эксперимент [3], цветовая шкала – локальное распределение числа Маха, полученное в численном моделировании)

и  $M = 3$ . Как видно, результаты численного моделирования (в цветовой шкале приведено распределение локального числа Маха) достаточно хорошо отражают экспериментальные теневые фотографии визуализации течения [2, 3] около конуса с согласованием границ газодинамических особенностей воздушного потока.

На приведенных распределениях хорошо заметны скачки уплотнения, волны разрежения и вихревой след в донной области. Расчетное положение головного скачка уплотнения и зоны разрежения на донном срезе совпадает с экспериментальными результатами [2, 3].

Изображение поля течения около конуса включает область за кормовой частью объекта, за которой наблюдается зона пониженного давления и вихревой след позади конуса. Вихревой след, формирующий за объектом область относительно слабо движущегося воздуха в виде усеченного конуса, имеет четко выраженные границы. За этой областью форма следа изменяется, он становится цилиндрическим. От конической части следа отходит ударная волна практически с коническим фронтом. Приведенные результаты расчета поля течения воздуха в обла-

сти кормовой части конуса хорошо согласуются с картиной визуализации, полученной экспериментально. Форма застойной области с образованием возвратно-циркуляционной зоны, области присоединения и вихревого следа, полученные в численном моделировании, практически совпадают с экспериментальными данными.

На рис. 4 приведено сравнение коэффициента продольной силы  $C_{Xb}$ , действующей на объект без учета донного сопротивления, с экспе-

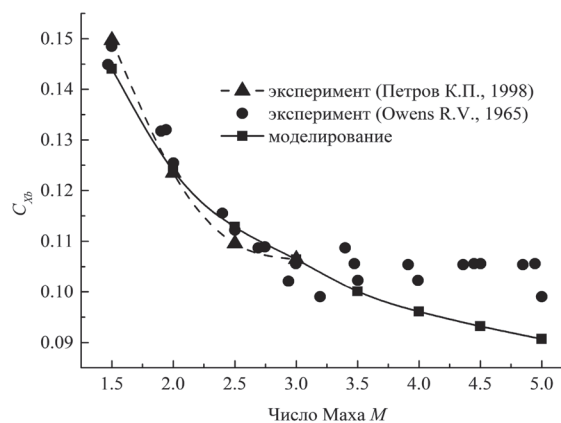


Рис. 4. Коэффициент  $C_{Xb}$  в зависимости от  $M$ : сравнение результатов численного моделирования с экспериментом [3] и [4]

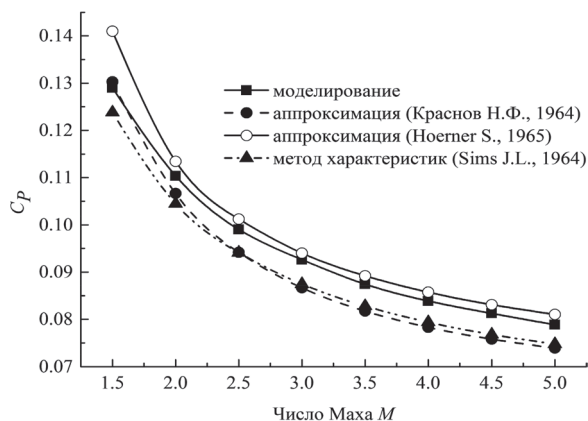


Рис. 5. Коэффициент  $C_p$  в зависимости от  $M$ : сравнение результатов численного моделирования с данными, полученными по методу характеристик [5], с аналитическими аппроксимациями [6, 7]

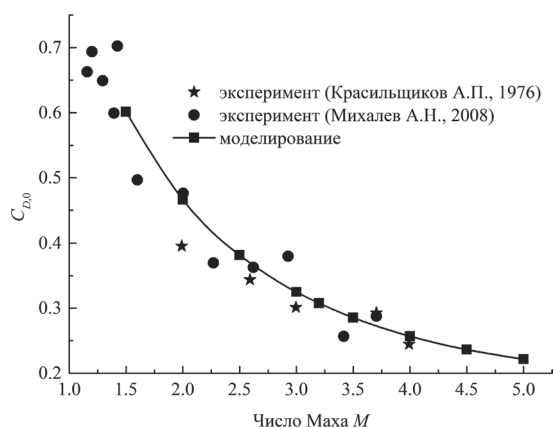


Рис. 7. Коэффициент сопротивления  $C_{D,0}$  в зависимости от числа Маха  $M$ : сравнение результатов численного моделирования с экспериментом [9, 10]

риментальными данными работы [3, 4] в зависимости от числа Маха  $M$ .

Рис. 5 иллюстрирует сопоставление коэффициента волнового сопротивления  $C_p$ , полученного в численном моделировании, с результатами [5], полученными методом характеристик, и с аналитическими зависимостями [6] и [7], полученными через обобщение экспериментальных данных.

Как видно из рис. 4 и 5, приведенные результаты расчета коэффициентов сопротивления достаточно хорошо согласуются с экспериментальными и аналитическими данными в рассматриваемом диапазоне числа Маха. Подобные по точности результаты получены при численном моделировании обтекания конуса с полууглом  $\theta = 15^\circ$ . Сравнение теневой фотографии [8] и визуализации изображения течения при числе Маха  $M = 3,2$  указывает на доста-

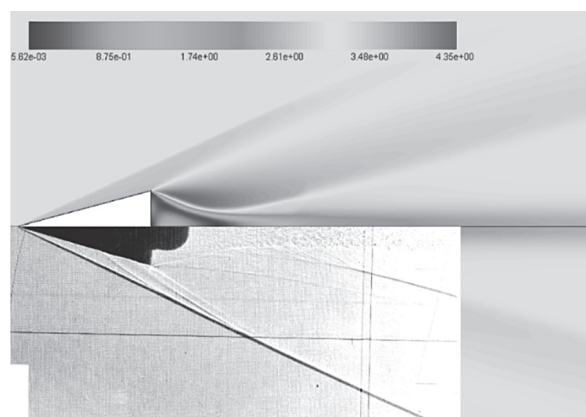


Рис. 6. Структура течения воздуха вблизи острого конуса с  $\theta = 15^\circ$  при  $M = 3,2$  (теневая фотография – эксперимент [8], цветовая шкала – локальное распределение числа Маха, полученное в численном моделировании)

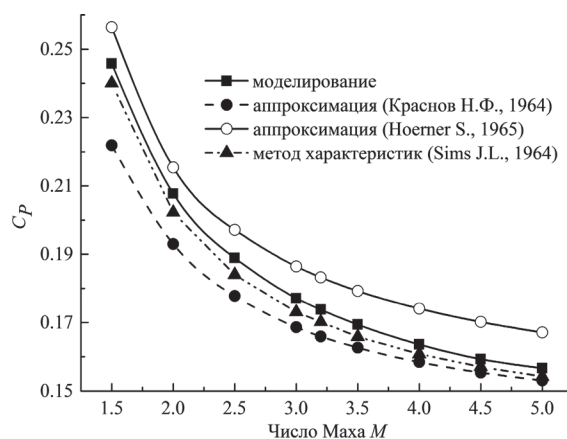


Рис. 8. Коэффициент  $C_p$  в зависимости от  $M$ : сравнение результатов численного моделирования с данными, полученными по методу характеристик [5], с аналитическими аппроксимациями [6, 7]

точно хорошее подобие полученных распределений (рис. 6). Этот факт отражается и в рассчитанных коэффициентах полного и волнового сопротивления (рис. 7, 8).

### Аэродинамические характеристики составного тела «конус–цилиндр»

Приведенные результаты расчета коэффициентов сопротивления объекта «конус–цилиндр», полученные в численном моделировании, достаточно хорошо согласуются с доступными экспериментальными данными в исследуемом диапазоне числа Маха как для всего тела, так и его составных частей (рис. 9–10).

### Заключение

Проведен численный расчет аэродинамических коэффициентов сопротивления тестовых тел («конус», «конус–цилиндр») с помощью

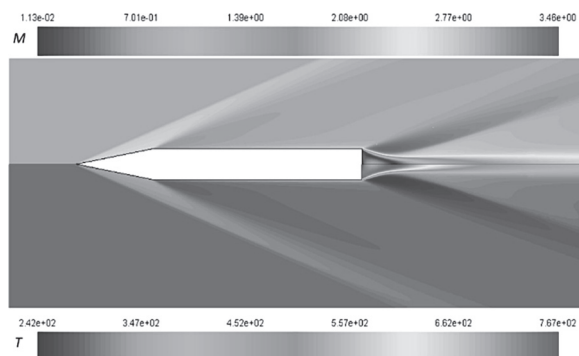


Рис. 9. Результат моделирования течения воздуха вблизи составного тела «конус–цилиндр» при  $M = 3$ : сверху – распределение локального числа Маха, снизу – статическая температура

к- $\omega$  SST модели Менгера, реализованной в программе ANSYS Fluent 18.2.

При нулевом угле атаки в диапазоне чисел Маха  $1,5 < M < 5$  как на качественном (рис. 2, 3, 6, 9), так и на количественном уровне (рис. 4,

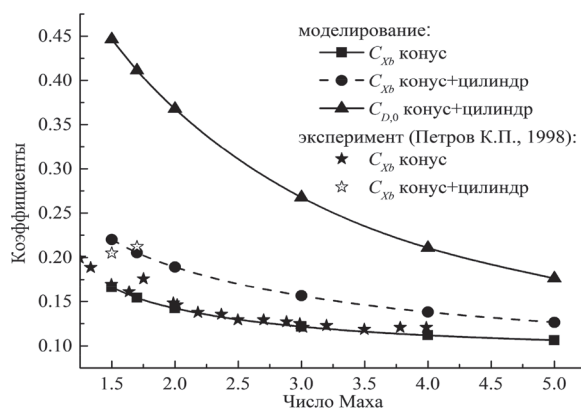


Рис. 10. Коэффициенты сопротивления составного тела «конус–цилиндр» в зависимости от  $M$ : сравнение моделирования с экспериментом [4]

5, 7, 8, 10) получено удовлетворительное согласование экспериментальных (аналитических) данных работ [2–10] и расчетных данных, полученных авторами с помощью к- $\omega$  SST модели Менгера и ANSYS Fluent 18.2.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Wilcox D. C. Turbulence modeling for CFD. La Canada, California: DCW Industries Inc, 1998. – 537 p.
2. Мельников А. П. Аэродинамика больших скоростей / А. П. Мельников. – М.: Воениздат, 1961. – 424 с.
3. Owens R. V. Aerodynamic characteristics of spherically blunted cones at Mach number from 0.5 to 5.0. – Washington: NASA TN D-3088, 1965.
4. Петров К. П. Аэродинамика тел простейших форм. – М.: Факториал, 1998. – 432 с.
5. Sims J. L. Tables for supersonic flow around right circular cones at zero angle of attack, NASA SP-3004. – Washington: Office of Scientific and Technical Information, NASA, 1964. – 421 p.
6. Краснов Н. Ф. Аэродинамика тел вращения. – М.: Машиностроение, 1964. – 573 с.
7. Hoerner S. Fluid-dynamic drag, published by the author, 1965. – 455 p.
8. Альбом сверхзвуковых течений / Под ред. П. И. Ковалев, Н. П. Менде. – Санкт-Петербург: Изд-во Политехнического ун-та, 2011. – 251 с.
9. Красильщиков А. П., Носов В. В. О некоторых особенностях аэродинамических характеристик конусов в вязком гиперзвуковом потоке // Аэромеханика. – М.: Наука, 1976. – Р. 199–207.
10. Михалев А. Н. Аэродинамические характеристики и параметры донной области конуса при транзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика, 2008, том 15, № 3, с. 471–479.

## REFERENCES

1. Wilcox D. C. Turbulence modeling for CFD. La Canada, California: DCW Industries Inc, 1998. – 537 p.
2. Melnikov A. P. Aerodynamics of high speeds / A. P. Melnikov. – M.: Military Publishing House, 1961. – 424 p.
3. Owens R. V. Aerodynamic characteristics of spherically blunted cones at Mach number from 0.5 to 5.0. – Washington: NASA TN D-3088, 1965.
4. Petrov K. P. Aerodynamics of simplest form bodies. – M.: Factorial, 1998. – 432 p.
5. Sims J. L. Tables for supersonic flow around right circular cones at zero angle of attack, NASA SP-3004. – Washington: Office of Scientific and Technical Information, NASA, 1964. – 421 p.
6. Krasnov N. F. Aerodynamics of rotation bodies. – M.: Publishing House of Mechanical Engineering, 1964. – 573 p.
7. Hoerner S. Fluid-dynamic drag, published by the author, 1965. – 455 p.
8. Album of supersonic flows / Ed. by P. I. Kovalev, N. P. Mende. – Saint-Petersburg: Polytechnic University Press, 2011. – 251 p.
9. Krasilshchikov A. P., Nosov V. V. Some features of aerodynamic characteristics of cones in the viscous hypersonic flow // Aeromechanics. – M.: Science, 1976. – P. 199–207.
10. Mikhalev A. N. Aerodynamic characteristics of the cone bottom region at transonic velocity // Thermophysics and Aeromechanics, 2008, Vol. 15, No. 3, pp. 471–479.

Поступила  
06.04.2018

После доработки  
16.08.2018

Принята к печати  
31.08.2018

*A. D. CHORNY, A. N. CHICHKO, Yu. V. ZHUKOVA, I. G. KUKHARCHUK, A. F. MELETS,  
V. A. MALKIN*

**VERIFICATION OF THE PHYSICAL AND MATHEMATICAL MODEL  
FOR CALCULATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS  
OF BLUFF BODIES MOVING IN AIR AT LARGE MACH NUMBERS**

*The verification results of the computer simulation model for calculation of aerodynamic characteristics of bluff bodies (cone with different apex angles and a «cone–cylinder» body) moving in air at different Mach number and zero angle of attack are presented. It is shown that numerical simulation results fairly agree with physical experiment data.*

**Keywords.** *Aerodynamics, bluff bodies, computer simulation.*