

УДК 531.554

Н.В. Савкина, В.И. Биматов, Ю.Ф. Христенко

**РАСЧЕТ ОБТЕКАНИЯ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ОСТРОГО КОНУСА НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ ПРЯМОЙ ЗАДАЧИ
НЕЛИНЕЙНОЙ АЭРОБАЛЛИСТИКИ¹**

Рассмотрена задача расчета нелинейных аэродинамических характеристик острого конуса на основе решения уравнений Навье–Стокса с применением гипотезы турбулентной вязкости и диффузии. Приведены сравнения полученных расчетов с результатами, полученными при проведении экспериментов на баллистической трассе ФТИ им. А.Ф. Иоффе РАН при числах Маха $M=1,5$.

Ключевые слова: *сверхзвуковое обтекание, турбулентный поток, сжимаемая вязкая жидкость, коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы.*

Интенсивное развитие ракетной и космической техники поставило ряд качественно новых проблем, для решения которых оказалось целесообразным наряду с другими привлечь и методы численного моделирования. Можно сказать, что одной из характерных черт современных исследований стало интенсивное применение методов математического моделирования. Особенно наглядно это проявилось при исследовании задач авиационно-космической техники, где наиболее остро стоит проблема получения с высокой точностью полей обтекания летательных аппаратов и определения их аэродинамических характеристик. Для многих режимов движения лабораторный эксперимент здесь трудно осуществим, так как требует для полного моделирования практически натуральных условий. Многомерность и сильная нелинейность указанных явлений таковы, что численные подходы представляют практически важнейшее средство для их достаточно полного теоретического исследования. Стремительное развитие вычислительной техники в последнее десятилетие позволяет эффективно реализовать численные методы решения практических задач и внедрять их в практику экспериментальных исследований. Наиболее полной среди численных моделей является модель, описываемая уравнениями Навье – Стокса, позволяющая учесть эффекты сжимаемости, вязкости и теплопроводности газа.

Создание надежных методик расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов с учетом того, что их зависимость от параметров движения носит существенно нелинейный, а подчас и неоднозначный характер, представляет интерес как в плане развития нестационарной сверхзвуковой аэродинамики, так и для решения ряда практических задач управления движением исследуемых тел.

В настоящей работе представлено решение задачи обтекания и расчета аэродинамических характеристик тела канонической формы с помощью пакета Ansys CFX.

¹ Работа выполнена в рамках реализации гранта РФФИ № 12-08-00297-а.

Постановка задачи

Рассматривается установившееся обтекание воздухом острого конуса с углом при вершине $2\theta_k = 30^\circ$, форма которого представлена на рис. 1. Угол атаки изменялся в диапазоне $0-40^\circ$, скорость $V_\infty = 478$ м/с.

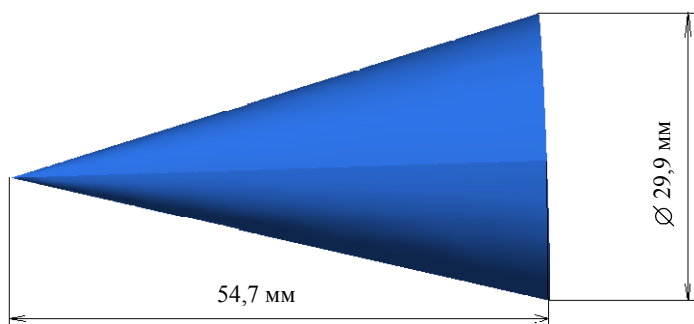


Рис. 1. Геометрия обтекаемого тела.

Течение газа описывается системой осредненных уравнений Навье – Стокса. Последующая задача будет решаться при следующих допущениях:

1. Режим течения воздуха турбулентный.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0.$$

Для описания турбулентного характера движения воздуха используются осредненные уравнения сжимаемой вязкой жидкости и гипотеза вихревой вязкости.

2. Пренебрегаем массовыми силами.

Уравнение неразрывности имеет следующий вид:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0. \quad (1)$$

Уравнение сохранения импульса (уравнение движения):

$$\frac{\partial (\rho U)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \otimes U) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau, \quad (2)$$

где τ – тензор вязких напряжений:

$$\tau = \mu \left(\nabla U + (\nabla U)^T - \frac{2}{3} \delta \nabla \cdot U \right),$$

p – давление.

Уравнение сохранения энергии:

$$\frac{\partial (\rho h_{\text{tot}})}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U h_{\text{tot}}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (U \cdot \tau), \quad (3)$$

где h_{tot} – полная энтальпия $h_{\text{tot}} = h + \frac{1}{2} U^2$, h – энтальпия $h = C_p T$, ρ – плотность газа; U – вектор скорости; T – температура.

Исходная форма уравнения состояния имеет вид

$$\rho = \frac{p_{op} + P}{\frac{R}{M_w} T}, \quad (4)$$

где p_{op} – рабочее давление; M_w – молекулярная масса; R – универсальная газовая постоянная.

В k - ε -модели используется формула Колмогорова – Прандтля для расчёта турбулентной вязкости [1], а для k и ε определяют уравнения переноса. Уравнение для k получено из уравнений Навье – Стокса и Рейнольдса с небольшим числом допущений (гипотеза турбулентной вязкости и моделирование слагаемого, описывающего турбулентную диффузию) [1, 2] и представлено там в виде (2.109). Уравнение переноса для ε представлено как

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho U_j k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \varepsilon; \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial \rho U_j \varepsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon), \quad (6)$$

где $\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}$ – турбулентная вязкость.

Структура уравнения (5) опирается на используемые допущения: градиентная диффузия, механизм генерации ε , идентичный соответствующему механизму для k , моделирование диссипации ε как релаксации к асимптотическому нулевому значению с характерным временем $\tau_t = k / \varepsilon$ [1].

Для k - ε -модели определился стандартный рекомендуемый набор эмпирических констант (6), который обычно принимается по умолчанию в вычислительных пакетах [3, 4]:

$$C_\mu = 0,09, C_{\varepsilon 1} = 1,44, C_{\varepsilon 2} = 1,92, \sigma_k = 1,0, \sigma_\varepsilon = 1,3.$$

Расчетная сетка

Размеры расчетной области выбираются относительно большими, чтобы дальние граничные условия не смогли исказить поле течения вблизи самого тела. Она представляет собой пространство в виде цилиндра, где находится модель (рис. 2).

Условия на входной границе: величина и направление скорости набегающего потока: $U = U_0 \cos(\alpha)$; $V = 0$; $W = U_0 \sin(\alpha)$; турбулентная интенсивность: $I = 5\%$; статические температура и давление $T = 20^\circ\text{C}$; $P = 1 \text{ атм.}$;

$k_{\text{Inlet}} = \frac{3}{2} I^2 U^2$; $\varepsilon_{\text{Inlet}} = \rho C_\mu \frac{k^2}{\mu_t}$, где $\mu_t = 1000 \mu$. На выходной границе задавалась

среднее статическое давление: по всему выходу – $P_{\text{из}} = 0$, если $M < 1$, т.е. равенство избыточного давления воздуха равно нулю. По этому условию воздух может

только выходить из расчетной области через указанную грань ($\frac{\partial^2 \varepsilon}{\partial n^2} = 0, \frac{\partial^2 k}{\partial n^2} = 0$).

Если $M > 1$, то граничные условия на выходе не задаются. На боковой границе задается граничное условие равенства нулю избыточного давления $p = 0$, при этом через эту грань допускается вход-выход воздуха в расчетную область. При расчете аэродинамических характеристик нами рассматривается $\frac{1}{2}$ конуса. На диаметральной плоскости выставляются граничные условия симметрии: $W = 0, \frac{\partial \phi}{\partial n} = 0, \phi = \{P, U, W, \rho, k, \varepsilon\}$.

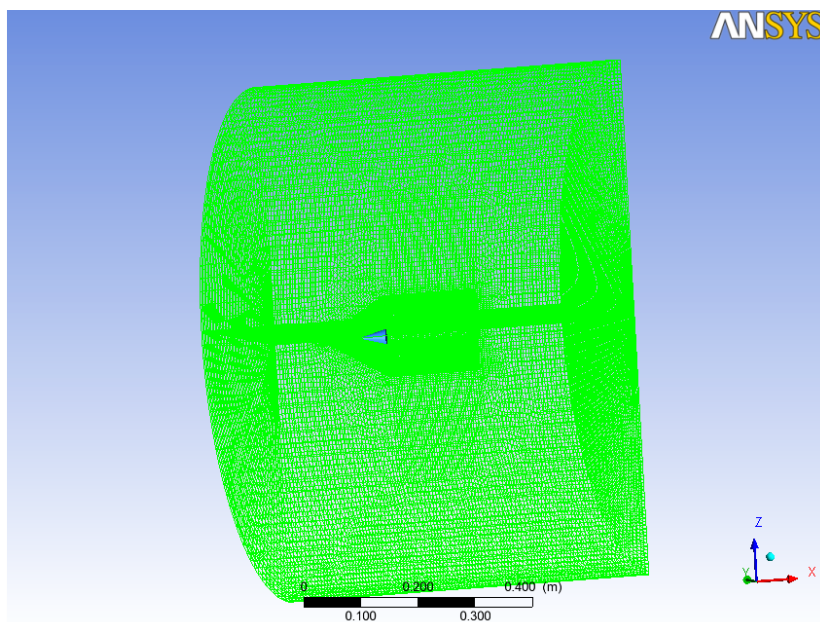


Рис. 2. Вид расчетной сетки для острого конуса

Результаты расчета полей обтекания и аэродинамических характеристик

На рис. 3 представлены поля скоростей (в числах Маха), распределение давления и линии тока в плоскости симметрии для углов атаки 0 и 40° для скорости набегающего потока $M_\infty = 1,5$.

Отчетливо виден головной криволинейный скачок, отсоединенный от обтекаемого тела. За телом образуется область возвратно-циркуляционного течения. Как было отмечено О.М. Белоцерковским [5], отмечается существование внутреннего и внешнего следов при сверхзвуковом обтекании тела вязким газом. Внутренний вязкий след образован вязким пограничным слоем на теле, внешний след – криволинейным головным скачком уплотнения. С увеличением угла атаки происходит искривление этих следов в связи с образованием на наветренной стороне обтекаемого тела зоны отрыва.

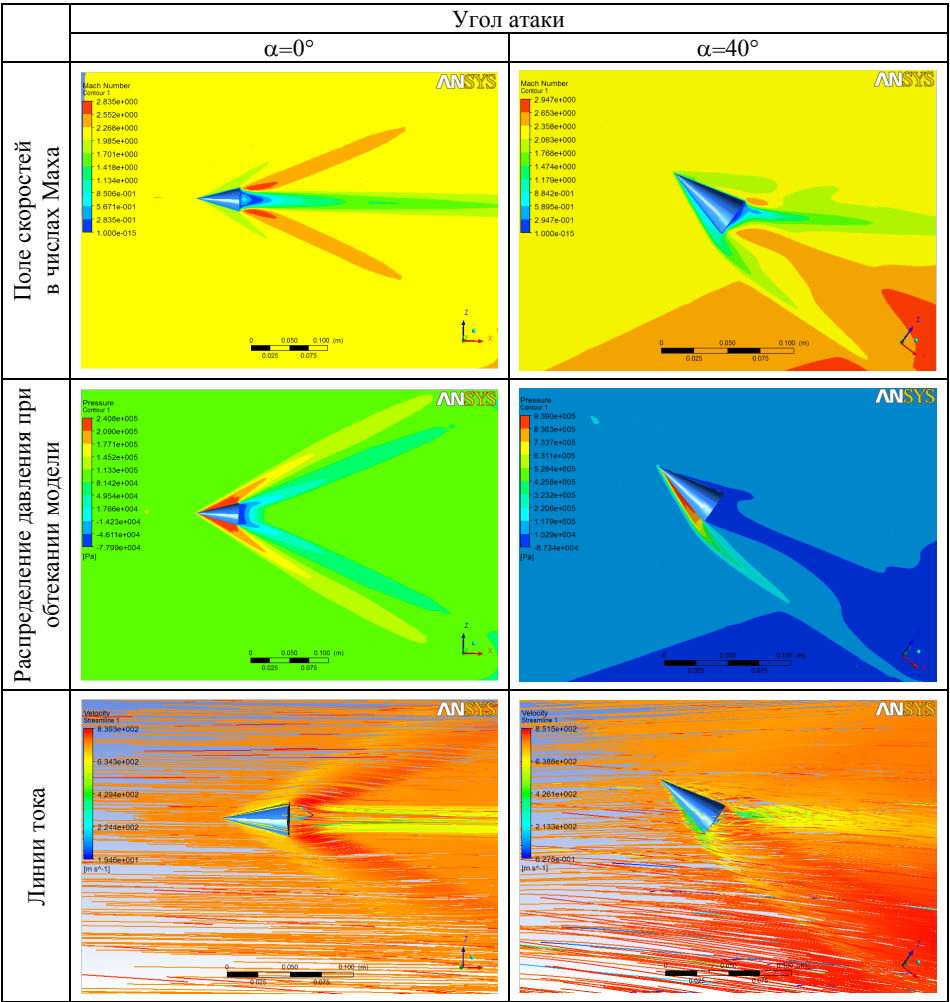


Рис. 3. Поля скоростей (в числах Маха), распределение давления и линии тока в плоскости симметрии для углов атаки 0° и 40° ($M_\infty = 1,5$)

На рис. 4 и 5 представлены зависимости коэффициентов подъемной силы C_y и лобового сопротивления C_x от угла атаки. Сплошными линиями представлены результаты, полученные опытным путем, пунктирными линиями – результаты, полученные при численном моделировании. Суммарное относительное рассогласование не превысило 4–6 %.

Приведённые сравнения расчетов $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$ острого конуса, полученных по приведенной выше методике с результатами расчетов, полученных при проведении экспериментов на баллистической трассе ФТИ им. А.Ф. Иоффе РАН [6], показали вполне удовлетворительное согласование данных аэробаллистического эксперимента с результатами газодинамического расчета.

Результаты исследований и их анализ, изложенные в работе, расширяют возможности баллистического эксперимента по определению линейных и нелинейных аэродинамических характеристик летательных аппаратов разнообразных

форм и удлинений, повышают точность и надежность получаемых результатов и могут быть использованы при опытно-конструкторских разработках.

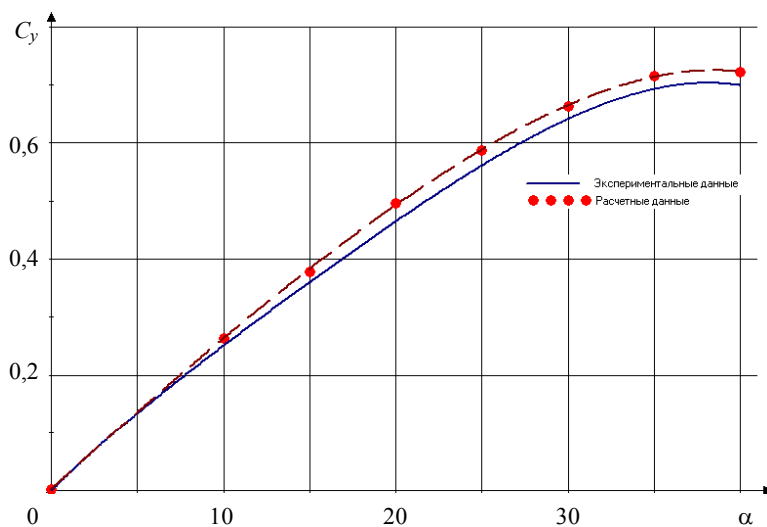


Рис. 4. Зависимость C_y от угла атаки для острого конуса

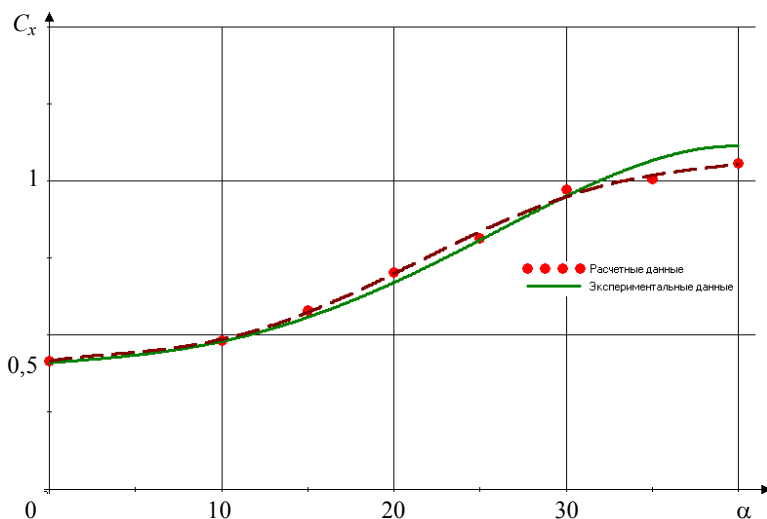


Рис. 5. Зависимость C_x от угла атаки для острого конуса

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Снегирёв А.Ю. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: учеб. пособие. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 143 с.
2. Фарапонов В.В., Савкина Н.В., Дьячковский А.С., Чупашев А.В. Расчет аэродинамического коэффициента лобового сопротивления тела в дозвуковых и трансзвуковых режимах движения с помощью пакета ANSYS Fluent // Компьютерные исследования и моде-

- лирование. Ижевск: Автономная некоммерческая организация Ижевский институт компьютерных исследований, 2012. Т. 4. № 4. С. 845–855.
3. ANSYS FLUENT 13.0 Documentation. Ansys Inc., 2011.
 4. ANSYS CFX, Release 13.0. Ansys Inc., 2011.
 5. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. М.: Наука, 1982. 392 с.
 6. Менде Н.П. Обратная задача нелинейной баллистики. I. Плоское движение // Препринт 1326 ФТИ АН ССР, Ленинград, 1989. 44 с.

Статья поступила 03.10.2013 г.

Savkina N. V., Bimatov V. I., Khristenko Yu.F. CALCULATION OF THE FLOW AND AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A SHARP CONE BASED ON THE DIRECT PROBLEM OF NONLINEAR AEROBALLISTICS. Creation of reliable methods for calculating aerodynamic characteristics of aircrafts with allowance for the fact that their dependence on the parameters of motion is essentially nonlinear and sometimes even controversial is of interest, in the context of both developing nonstationary supersonic aerodynamics and solving a number of practical problems of control for motion of investigated bodies. In this paper, the problem of calculating nonlinear aerodynamic characteristics of a sharp cone is considered. Among numerical models, the most complete one is a model described by the Navier–Stokes equations; it allows one to take into account effects of compressibility, viscosity, and thermal conductivity of the gas with the use of the hypothesis of turbulent viscosity and diffusion. The results of calculations are compared with the data obtained in experiments on the ballistic track of the Ioffe Physico-Technical Institute at Mach numbers $M = 1,5$.

Keywords: supersonic flow, turbulent flow, compressible viscous fluid, coefficients of drag and lift.

REFERENCES

1. Snegirev A.Yu. Vysokoproizvoditel'nye vychisleniya v tekhnicheskoy fizike. Chislennoe modelirovanie turbulentnykh techeniy: ucheb. posobie. SPb.: Izd-vo Politekh. un-ta, 2009. 143 p. (in Russian).
2. Faraponov V.V., Savkina N.V., D'yachkovskiy A.S., Chupashev A.V. Raschet aerodinamicheskogo koefitsienta lbovogo soprotivleniya tela v dozvukovykh i tranzvukovykh rezhimakh dvizheniya s pomoshch'yu paketa ANSYS Fluent // Komp'yuternye issledovaniya i modelirovanie. Izhevsk: Avtonomnaya nekommercheskaya organizatsiya Izhevskiy institut komp'yuternykh issledovaniy, 2012. V. 4. No. 4. P. 845–855 (in Russian).
3. ANSYS FLUENT 13.0 Documentation. Ansys Inc., 2011.
4. ANSYS CFX, Release 13.0. Ansys Inc., 2011.
5. Belotserkovskiy O.M., Davydov Yu.M. Metod krupnykh chastits v gazovoy dinamike. Moscow: Nauka, 1982. 392 p. (in Russian).
6. Mende N.P. Obratnaya zadacha nelineynoy ballistiki. I. Ploskoe dvizhenie // Preprint 1326 FTI AN SSR, Leningrad, 1989. 44 p. (in Russian).

BIMATOV Vladimir Ismagilovich (Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation)
E-mail: vbimatov@mail.ru

SAVKINA Nadezhda Valer'evna (Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation)
E-mail: pantera@ftf.tsu.ru

Khristenko Uriy Fedorovich (Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation)
E-mail: pantera@ftf.tsu.ru