

УДК: 533.682, 533.623.46

## Расчет аэродинамического коэффициента лобового сопротивления тела в дозвуковых и трансзвуковых режимах движения с помощью пакета ANSYS Fluent

В. В. Фарапонов, Н. В. Савкина<sup>а</sup>, А. С. Дьячковский, А. В. Чупашев

ФГБОУ ВПО «Национальный исследовательский Томский государственный университет»,  
физико-технический факультет,  
Россия, 634050, г. Томск, пр. Ленина, д. 36, ТГУ, главное здание

E-mail: <sup>а</sup> pantera@ftf.tsu.ru

Получено 9 октября 2012 г.  
после доработки 17 декабря 2012 г.

Газодинамический подход к расчету аэродинамических характеристик современных летательных аппаратов приводит к необходимости рассмотрения сложного и обширного комплекса задач требующих разработки все новых и новых методов для их решения. Был произведен расчет в пакете ANSYS Fluent коэффициента лобового сопротивления для двух тел в дозвуковых и трансзвуковых режимах обтекания. Сравнение численного решения и результатов по эксперименту для этих тел дали хорошее совпадение, погрешность расчетов не превышает 3 %.

Ключевые слова: внешняя баллистика, аэродинамический коэффициент лобового сопротивления, дозвуковой и трансзвуковой режимы обтекания

## Calculation of aerodynamic factor of front resistance of a body in subsonic and transonic modes of movement by means of an ANSYS Fluent package

V. V. Faraponov, N. V. Savkina, A. S. Diachkovsky, A. V. Chupashev

National Research Tomsk State University, Faculty of Physics and Engineering, TSU, Glavnoe Zdanie,  
Lenin Avenue 36, Tomsk, 634050, Russia

**Abstract.** — The gas-dynamics approach to the calculation of the aerodynamic characteristics of modern aircraft makes it necessary to consider the complex and extensive set of tasks requiring the development of new methods for their solution. Drag coefficient for two bodies in subsonic and transonic flow regimes was calculated using ANSYS Fluent software. Numeric solution and results of the experiment are in good agreement; calculation error does not exceed 3 %.

Keywords: external ballistics, the aerodynamic drag coefficient, subsonic and transonic flow regimes

Citation: *Computer Research and Modeling*, 2012, vol. 4, no. 4, pp. 845–853 (Russian).

Работа выполнена в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 гг.

© 2012 Валерий Владимирович Фарапонов, Надежда Валерьевна Савкина,  
Алексей Сергеевич Дьячковский, Андрей Владимирович Чупашев

## Введение

Особенности баллистического метода, приводящие к определенным трудностям и налагающие известные ограничения, заключаются в том, что аэродинамические силы и моменты не измеряются непосредственно в опыте, а определяются косвенным путем на основе анализа траекторных измерений, представляющих собой серии дискретных значений линейных и угловых координат тела и соответствующих им моментов времени, измеренных в последовательно расположенных сечениях вдоль баллистической трассы. Это приводит к необходимости построения устойчивых вычислительных алгоритмов решения некорректных обратных задач. К сожалению, этот важный этап баллистического эксперимента почти не освещается в литературе. Промежуточным результатом при получении исходной информации с баллистических трасс являются фотоизображения, количественная обработка которых требует значительных затрат времени. В ближайшие годы, по-видимому, количество испытаний на баллистических установках будет непрерывно возрастать. И в этих условиях практические возможности экспериментальных методов будут определяться как точностью получаемых результатов так и трудоемкостью и временными затратами на получение и обработку экспериментальных данных. В настоящее время широкое распространение получил пакет ANSYS Fluent вычислительной гидродинамики. Пакет предназначен для моделирования сложных жидкостей и газов с широким диапазоном изменения теплофизических свойств посредством обеспечения различных параметров моделирования и использования многосеточных методов с улучшенной сходимостью. ANSYS Fluent позволяет вычислять внешние силы и моменты, а именно аэродинамическую подъемную, гравитационную силы, приложенных к объекту исследование и вязкое трение. Эти силы находятся путем численного интегрирования нормальных и вязких напряжений по поверхности объекта. В связи с вышеизложенным представляется, что разработка эффективных, экономичных и надежных методов решения обратных задач аэробаллистики является актуальной задачей, имеющей большое теоретическое и прикладное значение.

В нашей работе мы хотели показать возможность использования стандартного пакета программ по гидрогазодинамики ANSYS Fluent для расчета аэродинамических характеристик тела на примере исследования коэффициента лобового сопротивления.

## Эксперимент

Баллистическая трасса кафедры динамики полета физико-технического факультета Национального исследовательского Томского государственного университета (ТГУ) имеет в своем составе бесконтактные блокирующие сечения и фотографическую аппаратуру. На трассе реализована система синхронизации для четырех блокирующих сечений, расположенных на одинаковых расстояниях от середины трассы на базе 2 метров. Измерительная аппаратура позволяет определить время пролета телом между 1 и 2, 2 и 3, 3 и 4, 1 и 4 блокирующими сечениями и вычислить соответствующие этим участкам скорости  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_3$  и  $V_4$ . Таким образом, скорости  $V_2$  и  $V_4$  должны иметь одинаковое значение, т. к. они измеряются в одной точке траектории, но на разных базах (между 2 и 3 сечениями, и между 1 и 4 сечениями). Отличие данных скоростей характеризует погрешность измеряемой средней скорости. Аппаратура для фотографирования позволяет сделать снимок метаемого тела в определенный момент времени. Система синхронизации обеспечивает совпадение момента экспонирования с моментом нахождения модели в поле фотографирования. На синхронизирующей аппаратуре устанавливаются пороги срабатывания системы в зависимости от требуемых условий эксперимента [Дьячковский, Фарапонов, Чупашев, 2012].

При проведении серии опытов по определению коэффициента лобового сопротивления, для подтверждения достоверности полученных результатов, было выбрано хорошо изученное ранее метаемое тело — пуля сферической формы (рис. 1).

Максимальная скорость шарика в данной серии экспериментов не превысила 300 м/с. Это ниже скорости звука в воздухе, из чего следует, что никаких возмущений вокруг метаемого тела

быть не должно. На рис. 2 представлена фотография летящего шарика. На фотографии видно, что никаких возмущений не возникает, что значительно упрощает процедуру его регистрации.

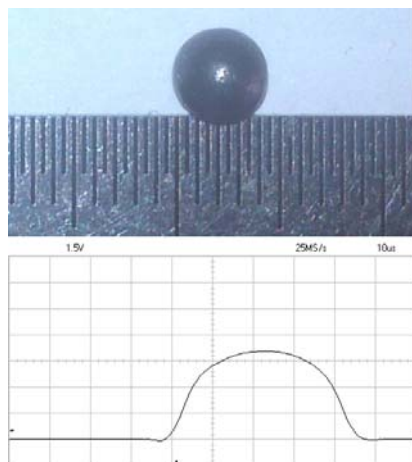


Рис. 1. Фотография и аналоговый сигнал от пули сферической формы калибра 4.5 мм

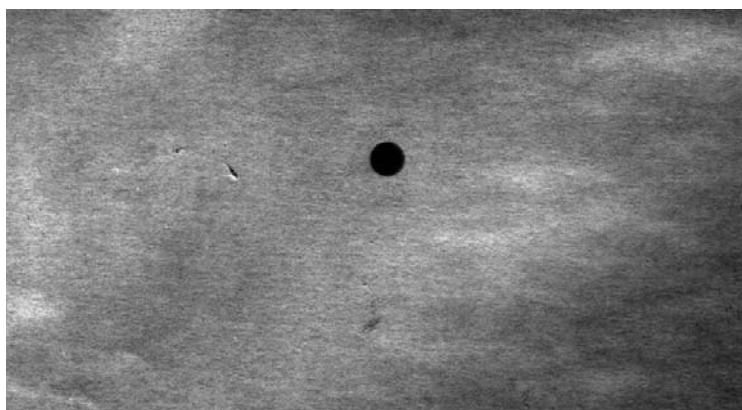


Рис. 2. Фотография сферического метаемого тела движущегося со скоростью 267 м/с

Обобщенные результаты серии экспериментов с телами сферической формы приведены в таблице 1.

Таблица 1

Кол-во опытов	Масса, г	$V_{ср}$ , м/с	$M_{ср}$	Коэффициент лобового сопротивления $C_x$
10	0.5280	295.9	0.870	0.687
10	0.5210	237.2	0.697	0.563
10	0.5229	107.0	0.315	0.475

Эксперименты проводились для трех скоростей, по десять опытов для каждой скорости. В таблице представлены средние значения массы, средней скорости, соответствующие скорости значение числа Маха и аэродинамического коэффициента лобового сопротивления. Погрешность вычисления средней скорости не превысила 0,1%, а среднее квадратичное отклонение коэффициента лобового сопротивления не превысило 10 %.

Полученные результаты наложены на график зависимости коэффициента лобового сопротивления тела, сферической формы от числа Маха, приведенный Кембриджской исследовательской лабораторией ВВС США в 1971г. [Bailey, Hiatt, 1971] рис. 3.

Закрашенными кружечками на графике отмечены результаты, полученные на баллистической трассе [Charters, Thomas, 1945], а незакрашенные — данные обдувки в аэродинамической трубе

[Bailey, Hiatt, 1971]. Непрерывной линией нарисованы обобщенные и аппроксимированные данные, собранные с использованием различных способов измерения коэффициента лобового сопротивления, собранных из различных источников [Hoerner, 1958]. Полученные нами точки изображены на графике в виде квадратиков. Как видно из графика, наши результаты хорошо вписываются в полученные ранее результаты из литературных источников, что позволяет судить нам о достоверности получаемых данных и надежности работы регистрационной аппаратуры.

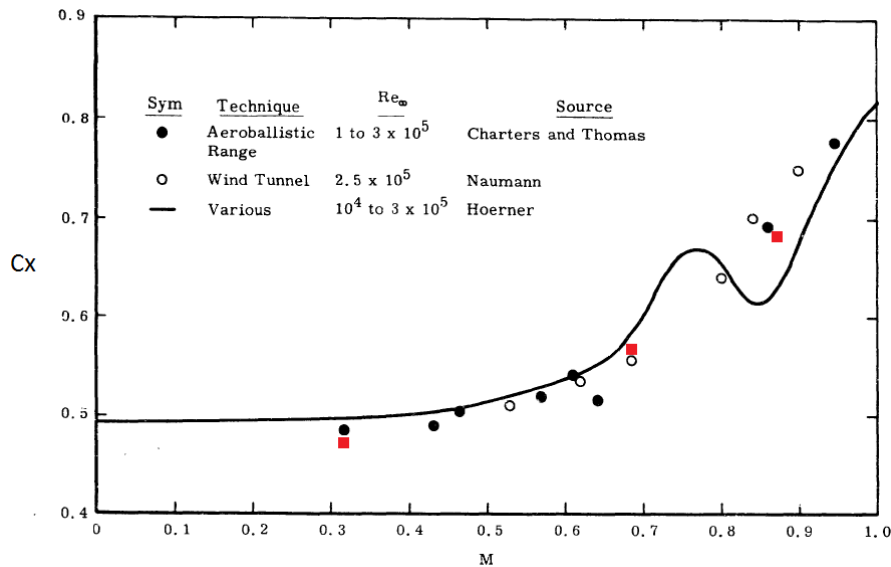


Рис. 3. График зависимости коэффициента лобового сопротивления сферического тела от числа Маха

## Постановка задачи

Целью данной работы является предварительная оценка возможности рассматриваемого пакета для решения задач внешней баллистики на трассе, а также для возможности программных средств визуализации для выявления характерных особенностей физической картины обтекания объекта.

Для численного решения задачи используется метод конечных объемов и нестационарные уравнения Навье–Стокса. Частные производные аппроксимируются со вторым порядком точности, производные по времени — по неявной схеме Эйлера второго порядка.

Для расчета используется мощный решатель Density-Based с использованием неявных параметров. Таким образом, каждое уравнение в связанном наборе основных уравнений линеаризуется неявно, в отношении всех зависимых переменных в наборе. Это приведет к системе линейных уравнений с уравнениями для каждой ячейки в домене, где находится число связанных уравнений в наборе.

Уравнение для сохранения массы, или уравнение непрерывности, может быть записано следующим образом:

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

Уравнение (1) это общий вид уравнения сохранения массы и действует в течение несжимаемых, так и сжимаемых потоков. Для 2D осесимметричной геометрии уравнение неразрывности имеет вид

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial r}(\rho v_r) + \frac{\rho v_r}{r} = 0, \quad (2)$$

где  $x$  — осевая координата,  $r$  — радиальная координата,  $v_x$  — осевая скорость, и  $v_r$  — радиальная скорость.

Уравнение сохранения импульса описывается:

$$\frac{\partial}{\partial x}(p\bar{v}) + \nabla(p\bar{v}\bar{v}) = 0, \quad (3)$$

где  $p$  — это статическое давление.

Для расчета и моделирования используется стандартная k-ε модель пакета ANSYS Fluent для турбулентного движения.

Уравнения переноса для стандартных k-ε моделей турбулентной кинетической энергии, и его скорость диссипации, получены из следующих уравнений переноса (4-5):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - p\varepsilon - Y_M + S_k, \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon, \quad (5)$$

где  $G_k$  — составляющая значения турбулентной кинетической энергии за счет градиента средней скорости, рассчитанная по формуле

$$G_k = -\overline{p u_i u_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i};$$

$G_b$  — составляющая значения турбулентной кинетической энергии за счет подъемной силы,

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i};$$

$C_{1\varepsilon}$ ,  $C_{2\varepsilon}$ ,  $C_{3\varepsilon}$  — константы;  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\varepsilon$  — турбулентные числа Прандтля;  $S_k$ ,  $S_\varepsilon$  — вычисляются по начальным условиям.

Турбулентная (или вихревая) вязкость,  $\mu_t$ , рассчитывается путем объединения k и ε, как следует из уравнения (6)

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad (6)$$

где  $C_\mu$  является константой.

Константы  $C_{1\varepsilon}$ ,  $C_{2\varepsilon}$ ,  $C_\mu$ ,  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\varepsilon$  в модели имеют следующие значения:

$$C_{1\varepsilon} = 1.44, C_{2\varepsilon} = 1.92, C_\mu = 0.09, \sigma_k = 1.0, \sigma_\varepsilon = 1.3. \quad (7)$$

Эти значения были определены из экспериментов для основных турбулентных течений, включая часто встречающиеся сдвиги потока как границы слоя, смешивание слоев и струй. Хотя такие значения констант модели являются стандартными, наиболее широко принятыми, их можно изменить (при необходимости) в диалоговом окне вязкой модели.

Коэффициент лобового сопротивления для тела может быть найден из уравнения (8):

$$C_D = a_1 + \frac{a_2}{Re} + \frac{a_3}{Re^2}, \quad (8)$$

где  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $a_3$  — константы, которые применяются в нескольких диапазонах изменения Re (ламинарный, если  $Re < 2300$  и промежуточный, если  $2300 < Re < 10000$ ). Для других диапазонов (турбулентный, если  $10000 < Re$ ) формула (8) имеет вид:

$$C_D = \frac{24}{Re} \left( 1 + b_1 Re^{b_2} \right) + \frac{b_3 Re_{sph}}{b_4 + Re_{sph}}, \quad (9)$$

где

$$\begin{aligned}
 b_1 &= \exp(2.3288 - 6.4581\phi + 2.4486\phi^2), \\
 b_2 &= 0.0964 + 0.05565\phi, \\
 b_3 &= \exp(4.905 - 13.8944\phi + 18.4222\phi^2 - 10.2599\phi^3), \\
 b_4 &= \exp(1.4681 + 12.2584\phi - 20.7322\phi^2 + 15.8855\phi^3),
 \end{aligned}
 \tag{10}$$

где  $\phi$  — форм-фактор, определяется как  $\phi = s/S$ , — где  $s$  площадь поверхности сферы, имеющей такой же объем, как частица, и  $S$  — фактическая площадь поверхности частицы.

## Расчет $C_x$ с помощью пакета ANSYS Fluent

Рассмотрим задачу 1: обтекания тела сферической формы (шарик), диаметр которой равен 4.5 мм, турбулентным набегающим потоком при атмосферном давлении равном 757 мм. рт. ст. и температуре 22.4°C, плотность воздуха равна 1.16861 кг/м<sup>3</sup>. Турбулентная интенсивность равна 5%. Скорость набегающего потока  $V$  и коэффициент лобового сопротивления  $C_x$ , полученный из эксперимента, представлены в таблице 2. Модельная среда — идеальный газ.

Таблица 2

Скорость $V$ , м/с	Скорость в числах Маха	Коэффициент лобового сопротивления $C_x$	Число Рейнольдса, Re
295.901	0.86	0.687	$8.583 \cdot 10^4$
237.323	0.69	0.563	$6.883 \cdot 10^4$
107.025	0.31	0.476	$3.031 \cdot 10^4$

Рассмотрим задачу 2: обтекания тела (пневматическая пуля), диаметр которой равен 4,5 мм., турбулентным набегающим потоком при атмосферном давлении равном 754 мм. рт. ст. и температуре 22,4°C, плотность воздуха равна 1,17532 кг/м<sup>3</sup>. Турбулентная интенсивность равна 5%. Скорость набегающего потока  $V$  и коэффициент лобового сопротивления  $C_x$ , полученный из эксперимента, представлены в таблице 3. Модельная среда — идеальный газ.

Таблица 3

Скорость $V$ , м/с	Скорость в числах Маха	Коэффициент лобового сопротивления $C_x$	Число Рейнольдса, Re
365.279	1.07	1.149	$1.062 \cdot 10^5$
352.615	1.03	1.089	$1.025 \cdot 10^5$
334.678	0.98	1.035	$9.73 \cdot 10^4$
326.006	0.96	1.069	$9.474 \cdot 10^4$
315.035	0.93	1.026	$9.161 \cdot 10^4$
298.559	0.88	0.935	$8.679 \cdot 10^4$
208.738	0.61	0.721	$6.061 \cdot 10^4$
148.26	0.44	0.627	$4.313 \cdot 10^4$

Задача 1 была рассмотрена с целью проверки достоверности и точности результатов решения задачи 2.

Для моделирования были построены 2D осесимметричные геометрические модели в подпакете Gambit. Gambit обладает мощными возможностями для создания двухмерных и трехмерных расчетных областей непосредственно внутри программы. Так как угол атаки у нас ра-

вен 0, мы можем рассмотреть только плоский осесимметричный случай. В таблице 4 представлены элементы сеток двух тел.

Таблица 4

	Level	Cells	Faces	Nodes	Partitions	Cell zone	Face zones
Шарик	0	8800	17790	8991	1	1	5
	0	35200	70780	35581	1	1	5
	0	140800	282360	141561	1	1	5
Пулька	0	9600	19400	9801	1	1	5
	0	38400	77200	38801	1	1	5
	0	153600	308000	154401	1	1	5

На рис. 4 представлены расчетные сетки для шарика и пульки. Каждая из сеток состоит из 4–7 сегментов. Область, занятая твердым телом, исключается из расчета. На поверхности расчетной сетки были заданы соответствующие граничные условия: на входе — условия типа Pressure Far-Field, на выходе — условия типа Pressure Outlet (статическое давление = 0), Wall (на поверхности корпуса объекта), Symmetry (в нижней горизонтальной плоскости симметрии задачи).

Значение указанного статического давления используется только тогда, когда поток дозвуковой. Для сверхзвукового потока, указанное давление не используется; давление можно экстраполировать из потока внутренней среды.

Особенности распределения скоростей при дозвуковом обтекании шарика показано на рис. 5а, а характерные особенности распределения чисел Маха, с помощью которых можно оценить конфигурацию зон, показаны на рис. 5б. Отчетливо видны зона торможения вблизи передней критической точки и зона отрыва потока вблизи задней кромки, а также зоны с наибольшими значениями чисел Маха (обозначены оранжево-красным) [Ушаков, 2003].

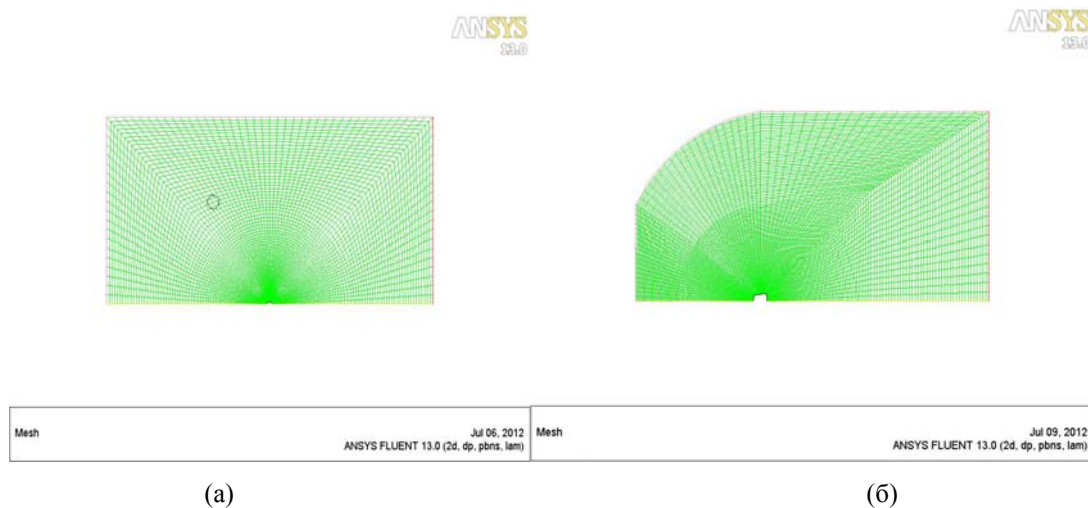


Рис. 4. Геометрия конфигурации тел и вид расчетной сетки: (а) сферической формы (шарик); (б) пульки

На рис. 6 приведены распределения чисел Маха для 3 скоростей тела-пульки. Как и ожидалось, на дозвуковой конфигурации ( $M = 0.61$ ) видно достаточно сильные изменения параметра на носу тела при относительно не большой зоне этого изменения. При увеличении Маха до 0.93 наблюдается расширение этих зон. При  $M = 1.07$  видна отошедшая ударная волна, а зоны максимальных скоростей потока увеличиваются кратно.

Расчет коэффициента лобового сопротивления проводился итерационным способом. Количество итераций, необходимых для достижения требуемой точности, составляло от 1 500 до 3 000.

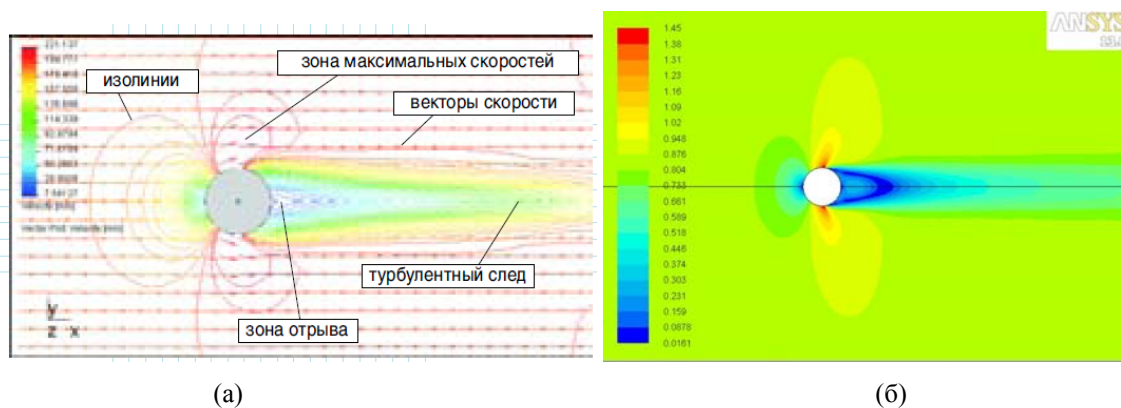


Рис. 5. Распределение скоростей при обтекании шара: плоскость сечения  $Z = 0$ ;  $M = 0.86$

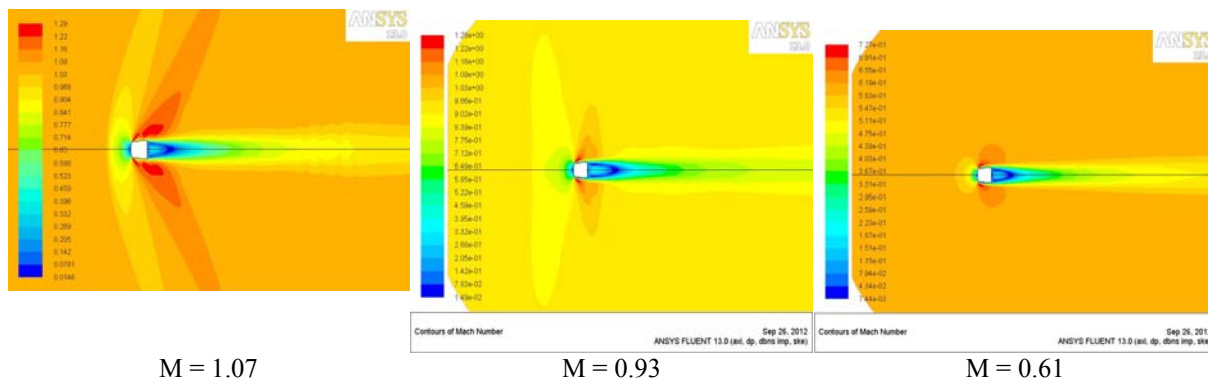


Рис. 6. Распределение числа Маха для 3 скоростей

### Выводы и сравнение результатов

Для тела сферической формы получено хорошее совпадение значений коэффициентов лобового сопротивления экспериментальных и расчетных данных с относительной ошибкой измерения не превышающей 2 % (рис. 7).

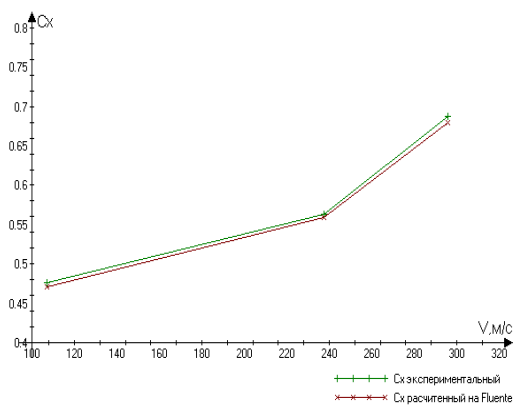


Рис. 7. Изменение коэффициента лобового сопротивления для тела сферической формы

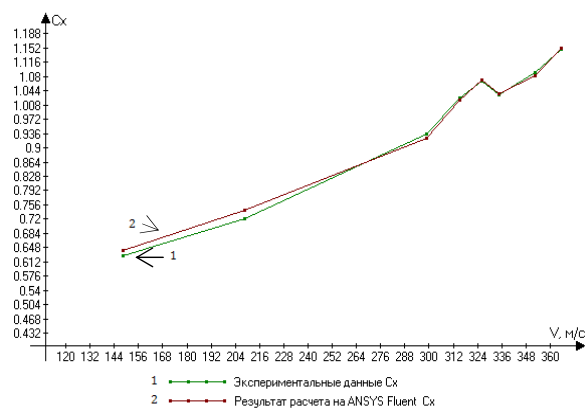


Рис. 8. Экспериментальные и расчетные зависимости значений  $C_x$  пульки от скорости тела

Для пульки соответствующие величины коэффициента лобового сопротивления отличаются не более чем на 3 %. В диапазоне скоростей от 300 м/с до 340 м/с наблюдается локальный максимум (рис. 8). Для объяснения этого эффекта необходимы более подробные исследования движе-



ния тела в данном диапазоне скоростей. Приведенные эксперименты и расчеты проводились для движения тел с нулевым углом атаки. При моделировании движения тел с не нулевым углом атаки потребуется использование 3D геометрической модели. С другой стороны для получения соответствующих экспериментальных данных необходима визуализация движения тела по трассе, что позволит регистрировать наличие и величину углов атаки.

## Список литературы

- Дьячковский А. С., Фарапонов В. В., Чупашев А. В.* Особенности эксплуатации измерительной аппаратуры баллистической трассы на околозвуковых скоростях // Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики. Материалы ВНК. — Томск: Изд-во ТГУ, 2012.
- Ушаков В.* Анализ обтекания тел с отрывом потока в системе Solid Works/Flo Works// CAD/CAM/CAE Observer. — 2003. — Том 3, вып. 12. — С. 2–9.
- Bailey A. B., Hiatt J.* Free-Flight Measurements of Sphere Drag at Subsonic, Transonic, Supersonic, and Hypersonic Speeds For Continuum, Transition, and Near-Free-Molecular Flow Conditions. — 1971. — P. 53.
- Charters A., Thomas R.* The Aerodynamic Performance of Small Spheres from Subsonic to High Supersonic Velocities. Journal of the Aeronautical Sciences. — Vol. 12, no. 4. — October 1945. — Pp. 468–476.
- Hoerner S. F.* Fluid-Dynamic Drag / Published by the author. — Midland Park, New Jersey, 1958.