

РАСЧЕТ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОДКАЛИБЕРНОЙ ОПЕРЕННОЙ ПУЛИ

Н. Владимирова

Решение задачи внешней аэродинамики и баллистики приведены результаты численного моделирования сверхзвукового (число Маха $M=2$) обтекания подкалиберной оперенной экспансивной пули и расчета коэффициентов аэродинамических сил и моментов.

Схема, чертеж, размеры пули и параметры расчета взяты с открытого сайта Интернета (прямой линк http://www.hunter.ru/bullet/articles/b_zenith.htm).

Постановка задачи, геометрия и расчетная сетка

В расчет закладывались следующая геометрия, кинематические параметры и характеристики воздушной среды:

- диаметр пули 8 мм
- диаметр экспансивного отверстия 4 мм
- размах оперения 16 мм
- длина пули 49 мм
- расчетная область – цилиндрический сектор 90° , радиус 300 мм, длина 400 мм (для расчетов под нулевым углом атаки); цилиндр радиуса 150 мм и длиной 350 мм (для расчетов под ненулевыми углами атаки)
- скорость пули 673 м/с
- температура воздуха 15°C
- давление 1 атм
- уровень начальной турбулентности воздуха на входе в расчетную область 1%

На Рис. 1 показан исходный двумерный чертеж пули.

На Рис. 2 представлено трехмерное изображение пули, полученное в результате построения пространственной CAD-модели пули

- (ось oz направлена вдоль оси пули в направлении скорости полета, начало координат – в носке пули).

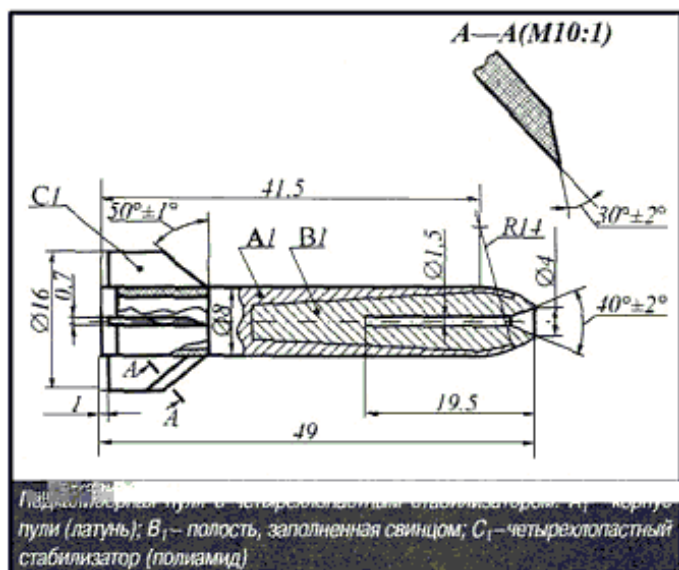


Рис.1 Двумерный чертеж пули

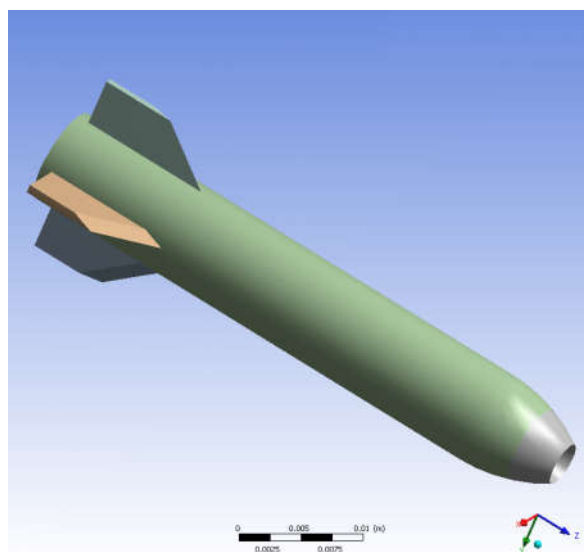


Рис. 2 CAD-модель пули

На рис. 3 показана треугольная расчетная сетка на поверхности пули (слева) и фрагмент расчетной сетки в диаметральной плоскости (справа).

Пространственная сетка имеет 812 тыс. узлов и состоит из 2.7 миллиона объемных элементов (тетраэдров, призм и пирамид).

На поверхности пули располагается 50 тыс. узлов и 100 тыс. треугольных элементов.

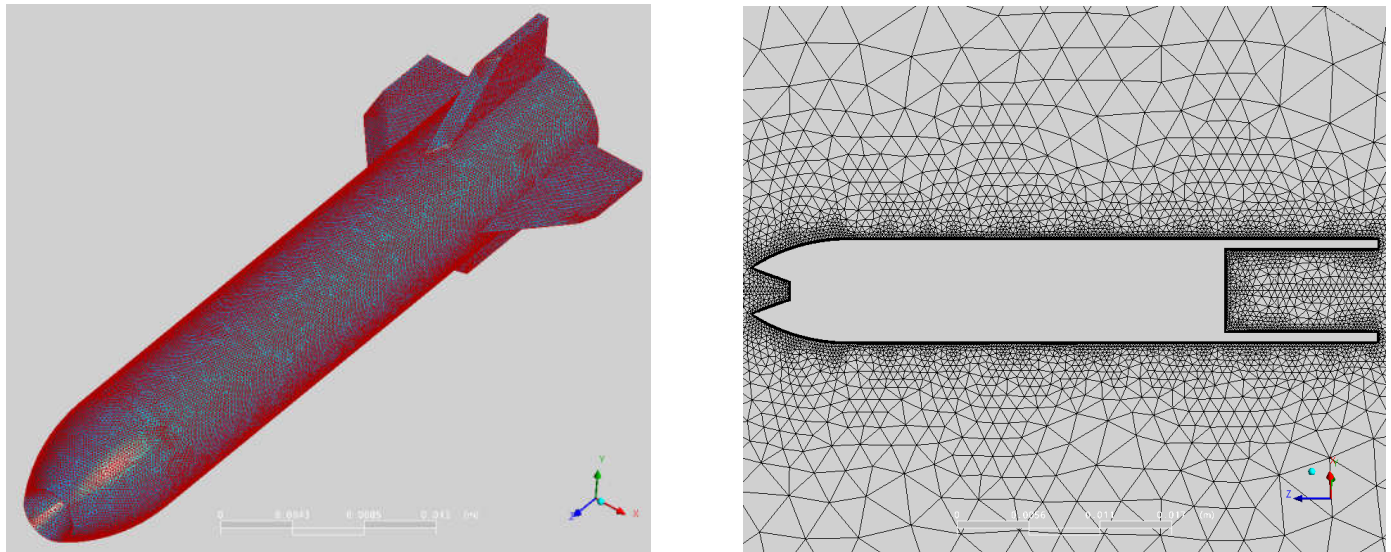


Рис. 3 Расчетная сетка

Результаты расчетов

Для решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS), описывающих вязкие турбулентные сжимаемые течения, использовался метод конечного объема, численная схема высокого порядка по времени и по пространству для конвективных и вязких членов, модель турбулентности *SST (Shear-Stress-Transport) $k-\omega$* , позволяющая моделировать течение в пристеночном пограничном слое, в том числе с турбулентными отрывами.

Как видно из Рис. 1-2, рассматриваемая в работе пуля обладает рядом геометрических, аэродинамических и баллистических особенностей.

Пуля предназначена для стрельбы из гладкоствольного охотничьего оружия и имеет 4 хвостовых стабилизатора со скошенными передними фасками, предназначенных для закрутки пули вокруг своей оси при вылете из ствола.

Хвостовое оперение и собственное вращение пули предназначены для обеспечения продольной аэродинамической и гироскопической устойчивости пули.

Как показали наши расчеты, аэродинамическая схема пули (наличие хвостовых стабилизаторов) и весовая конструкция (наличие свинцового сердечника) обеспечивают необходимый запас продольной устойчивости (18%), то есть центр давления (точка приложения ветровой нагрузки или аэродинамических сил, действующих на пулю при полете) находится позади центра тяжести (осевая координата центра тяжести $z_{ц.т.}=21.5$ мм; координата центра давления $z_{ц.д.}=30.5$ мм).

Вращательное движение пули вокруг своей оси придает ей гироскопические свойства и обеспечивает дополнительную стабилизацию и устойчивость, предотвращает возможное (например, от бокового ветра) «опрокидывание» пули в полете и обеспечивает «отслеживание» осью траектории полета.

Ниже представлены результаты расчетов распределенных характеристик обтекания пули, летящей со скоростью 673 м/с под нулевым углом атаки – поля давления, плотности воздуха, скорости и температуры; результаты расчета интегральных характеристик для трех углов атаки, сил и моментов, полного аэродинамического сопротивления пули, коэффициента формы и баллистического коэффициента по формуле Сиаччи; расчет фактора гироскопической стабильности пули, углового ускорения пули на выходе из ствола и необходимой угловой скорости собственного вращения пули.

Распределенные характеристики

На Рис. 4-9 представлены расчетные поля давления, плотности, скорости и температуры на поверхности пули и в диаметральной плоскости области течения при полете под нулевым углом атаки со сверхзвуковой скоростью 673 м/с ($M=2$). Характерное число Рейнольдса задачи $Re=2 \cdot 10^6$, обтекание является турбулентным.

Как видно, при рассматриваемом сверхзвуковом обтекании перед пулей возникает отсоединенная ударная волна, скорость за которой резко падает.

В носовой части пули (в области конусообразного центрального выреза) и в донной области возникают застойные зоны с близкими к нулевым скоростями.

Носовая и торцевая части пули (вырезы) достаточно сильно нагреваются (до 240°С, теплопередача на поверхности пули не учитывалась).

В носовом вырезе пули возникает сильное сжатие воздуха (давление достигает 5.75 атм). В торцевом вырезе, наоборот, формируется область сильного разрежения, где давление и плотность воздуха близки к нулю.

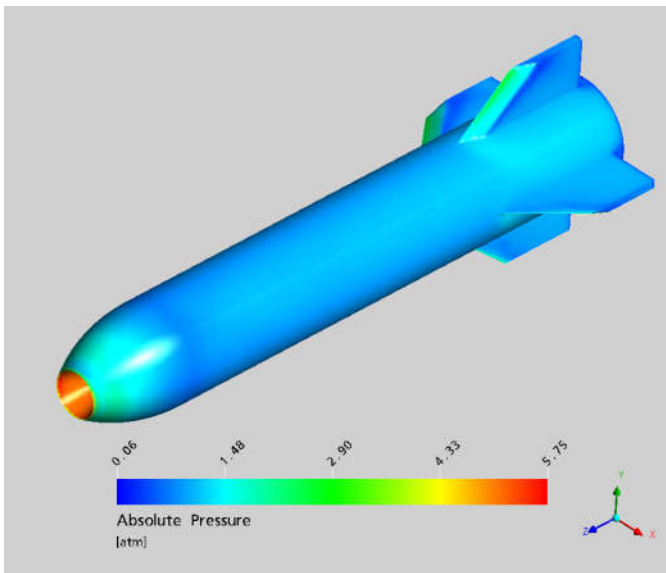


Рис.4 Давление на поверхности пули

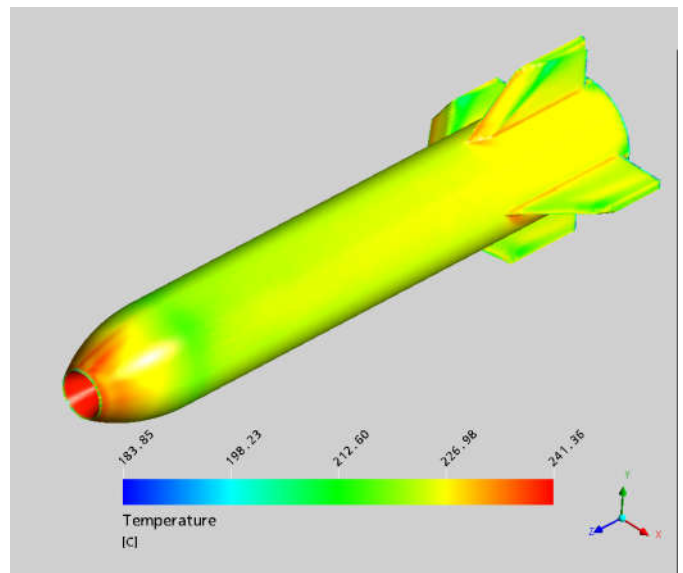


Рис. 5 Температура на поверхности пули

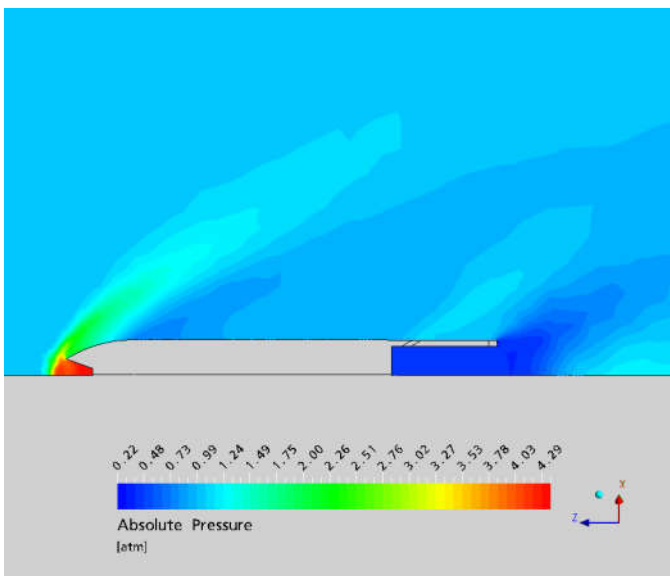


Рис.6 Поле давления

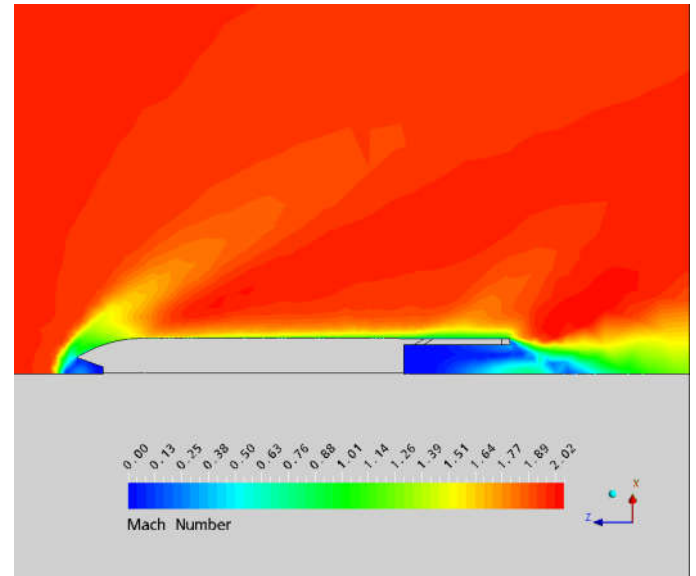


Рис. 7 Поле чисел Маха

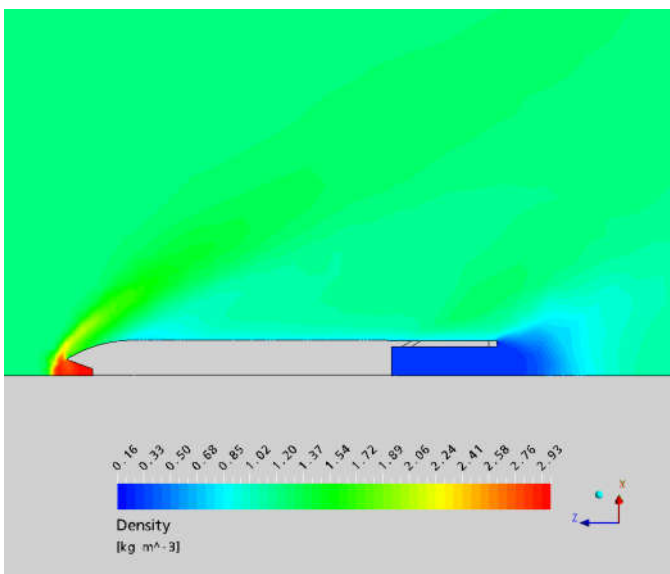


Рис.8 Поле плотности

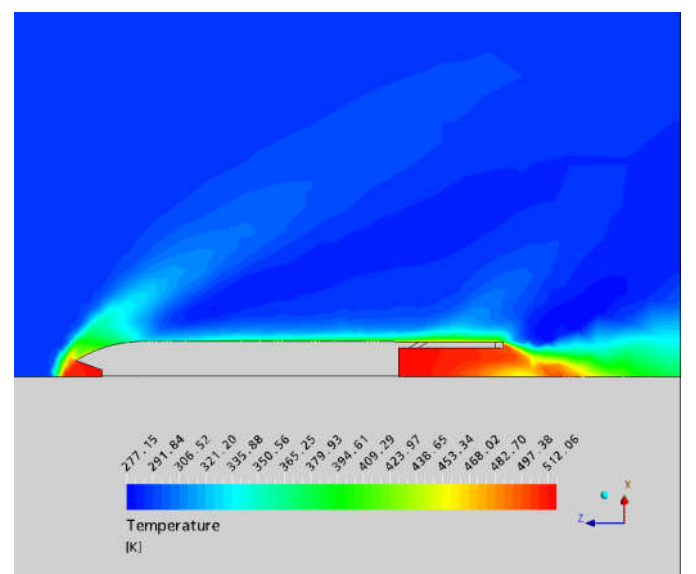


Рис. 9 Поле температуры

Интегральные характеристики. Сопротивление, формула Сиаччи, коэффициент формы, баллистический коэффициент.

На основании проведенных расчетов сверхзвукового обтекания пули и распределенных характеристик течения определены суммарные интегральные нагрузки (силы и моменты), действующие на пулю.

В Таблице 1 представлены размерные силы и моменты и их аэродинамические коэффициенты, возникающие при полете пули под углами атаки 0°, 2° и 5°.

Все безразмерные аэродинамические коэффициенты отнесены к скоростному напору, к площади поперечного сечения пули и к ее диаметру (для моментов).

Моменты сил и их коэффициенты приводятся относительно осей, проходящих через точку (0, 0, 0) начала координат в носке пули.

Таблица 1

Угол атаки °	0	2°	5°
Сила сопротивления пули R_z (н)	-12.50	-12.53	-12.63
Боковая сила R_x (н)	0.19	0.22	0.14
Подъемная сила R_y (н)	0.13	3.89	9.49
Коэффициент сопротивления	0.901	0.903	0.911
Коэффициент боковой силы (x)	0.014	0.016	0.01
Коэффициент подъемной силы (y)	0.009	0.28	0.68
Крутящий момент M_z (нм)	0.003	0.003	0.0035
Продольный (опрокидывающий) момент M_x (н·м)	0.005	0.12	0.29
Поперечный опрокидывающий момент M_y (н·м)	-0.007	-0.008	-0.005
Коэффициент закручивающего момента	0.027	0.027	0.031
Коэффициент продольного опрокидывающего момента	0.045	1.08	2.61
Коэффициент поперечного опрокидывающего момента	-0.063	-0.072	-0.045

Результаты расчетов сил и моментов, действующих на пулю, позволяют воспользоваться эмпирической формулой Сиаччи и определить так называемые коэффициент формы и баллистический коэффициент пули, широко используемые во внешней баллистике при моделировании полета и определении характеристик пуль и снарядов.

Формула Сиаччи позволяет вычислить сопротивление снаряда или пули по формуле:

$$R = 1000 \cdot i \cdot d^2 \cdot H(y) \cdot F(v),$$

где R – сила сопротивления в ньютонах, i – коэффициент формы, показывающий аэродинамическое совершенство пули или снаряда, d – диаметр пули (в метрах), $H(y)$ – функция зависимости сопротивления от высоты, обусловленная изменением плотности воздуха по высоте, т.е. стратификацией, $F(v)$ – приближенная функциональная зависимость сопротивления от скорости полета v , это, собственно и есть известный полуэмпирический закон Сиаччи. Воспользуемся этой формулой для определения коэффициента формы пули, зная определенную нами численным образом силу сопротивления пули при нулевом угле атаки $R=12.5$ н (из Таблицы 1), принимая $H(0)=1$ – высота полета $y=0$, и аппроксимируя закон Сиаччи для сверхзвуковой скорости простой формулой $F(V)=V/3-80$. Тогда для коэффициента формы пули получим значение $i=1.35$. Следует заметить, что накопленные баллистические экспериментальные данные дают следующую разбежку значений коэффициента формы пуль и снарядов различной формы: $i=0.45 - 1.0$ для неоперенных пуль и снарядов, $i=1.3 - 1.5$ для оперенных.

Во внешней баллистике широко используется баллистический коэффициент С, характеризующий полетные качества пули или снаряда и зависящий от соотношения аэродинамических и массовых сил:

$$C=1000 \cdot i \cdot d^2/m,$$

где m – масса пули или снаряда в килограммах.

Чем меньше значение баллистического коэффициента C , тем ниже уровень сил сопротивления и тем медленнее пуля или снаряд теряют скорость на траектории полета. Для рассмотренной нами пули (масса пули 18.3 г) получаем значение баллистического коэффициента $C=4.72$, что очень хорошо совпадает с приведенным на сайте http://www.hunter.ru/bullet/articles/b_zenith.htm экспериментальным значением 4.7.

Гироскопическая устойчивость

Вращающаяся пуля или снаряд являются достаточно сильными гироскопами. Вращение пули вокруг своей оси придает ей гироскопические свойства и обеспечивает дополнительную стабилизацию и устойчивость в полете.

Движение гироскопа устойчиво, если под воздействием внешней силы возникает устойчивое (или затухающее) нутационно-прецессионное движение.

Гироскоп (вращающаяся вокруг своей оси пуля) обладает статической устойчивостью, если фактор гироскопической стабильности $S_g > 1$. Фактор гироскопической стабильности пули определяется по формуле:

$$S_g = 2I_{zz}^2 \cdot \omega^2 / \rho \cdot \pi \cdot d^3 \cdot I_{xx} \cdot v^2 \cdot c_{mx}^\alpha,$$

где I_{zz} – продольный (осевой) момент инерции пули (кг·м²), I_{xx} – поперечный момент инерции (относительно оси, проходящей через центр масс, кг·м²), ω – угловая скорость вращения пули (рад/с), d – диаметр пули (в метрах), ρ – плотность воздуха при 15°C (1.225 кг/м³), v – скорость пули, c_{mx}^α – значение производной опрокидывающего момента (относительно центра тяжести) по углу атаки.

Осевой и поперечный моменты инерции пули: $I_{zz} = 0.14989 \cdot 10^{-6}$ кг·м², $I_{xx} = 0.26433 \cdot 10^{-5}$ кг·м² (расчеты выполнены А. Шадским).

Для рассмотренной в работе пули получаем следующую оценку: $S_g > 1$ при $\omega > 21000$ рад/с. Конструкторы и проектировщики пуль и оружия считают, что для устойчивого полета пули фактор гироскопической устойчивости должен находиться в диапазоне 1.2-1.5.

При $S_g > 1.5$ наступает перестабильзация пули, растет дерирация (рысканье) и падает траекторная устойчивость.

Для создания собственного вращения пули и придания ей необходимой для устойчивости угловой скорости на выходе из ствола существуют два способа: нарезное оружие и закрутка пули за счет ветрового воздействия и/или собственного крутящего момента. Например, для создания угловой скорости $\omega = 21000$ рад/с можно приблизительно определить необходимый шаг нарезного оружия по формуле:

$$T = 2\pi \cdot v / \omega = 0.2 \text{ м} = 200 \text{ мм}$$

В случае рассматриваемой нами пули угловое ускорение на выходе из ствола создается за счет собственного крутящего момента, возникающего при обтекании воздухом конфигурации с хвостовыми стабилизаторами, имеющими скошенные передние кромки. Угловое ускорение определяется по формуле:

$$\varepsilon = M_z / I_{zz}$$

Подставляя значения осевого момента инерции I_{zz} и крутящего момента M_z из Таблицы 1, получаем значение углового ускорения $\varepsilon = 20000$ 1/с².

В Таблице 2 представлены результаты расчетов, проведенных специально для определения зависимости крутящего момента M_z пули, летящей под нулевым углом атаки, от значения угловой скорости ее собственного вращения.

Следует отметить, что угловая скорость и крутящий момент положительны, т.е. имеют один и тот же знак вплоть до очень больших значений угловой скорости собственного вращения пули.

Таблица 2

Угловая скорость (об/с)	0	100	500	2000	5000	10000	15000
Крутящий момент (н·м)	0.003	0.0032	0.0038	0.0042	0.0049	0.0061	0.0070

Заключение

С целью демонстрации возможностей применения программного пакета ANSYS/CFX для решения практических задач внешней аэродинамики и баллистики проведено численное моделирование сверхзвукового ($M=2$) обтекания подкалиберной оперенной экспансивной пули и расчет коэффициентов аэродинамических сил и моментов.

Представлены результаты расчетов распределенных характеристик обтекания пули, летящей со скоростью 673 м/с – поля давления, плотности воздуха, скорости и температуры; результаты расчета интегральных характеристик для трех углов атаки, сил и моментов, полного аэродинамического сопротивления пули, коэффициента формы и баллистического коэффициента по формуле Сиаччи; расчет фактора гироскопической стабильности пули, углового ускорения пули на выходе из ствола и необходимой угловой скорости собственного вращения пули.

Показано, что численное моделирование позволяет решать подобные задачи с достаточной степенью точности, полученные результаты хорошо согласуются с эмпирическими данными. Численное моделирование внешней аэродинамики может успешно использоваться при проектировании, разработке и для баллистических расчетов новых оперенных и неоперенных пуль (и снарядов) для гладкоствольного охотничьего и нарезного оружия.

По результатам проведенных расчетов рассмотренная конфигурация подкалиберной оперенной пули калибра 8 мм для гладкоствольного оружия является весьма перспективной и интересной.

Пуля обладает аэродинамической устойчивостью и хорошими характеристиками, что позволяет, после проведения дополнительных расчетов и баллистического эксперимента с опытными образцами, организовать ее производство.