

УДК 623.455:623.546

А.В. КОЛОМИЙЦЕВ¹, С.Н. ЛАРЬКОВ²¹Харьковский научно-исследовательский институт судебных экспертиз
им. Засл. профессора Н.С. Бокариуса, Украина²Научно-техническое специальное конструкторское бюро «ПОЛИСВИТ», Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СНАРЯДОВ С ВОГНУТОЙ ОЖИВАЛЬНОЙ ГОЛОВНОЙ ЧАСТЬЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ

Рассмотрены теоретические и экспериментальные методы исследования аэродинамических характеристик снаряда с вогнутой оживальной головной частью. Приведены результаты численного моделирования процесса обтекания поверхности снаряда, а также результаты экспериментальных исследований в трансзвуковой и сверхзвуковой областях полёта. Сделан вывод о целесообразности применения аэродинамического подхода к проектированию новых видов снарядов.

снаряд, вогнутая оживальная головная часть, коэффициент сопротивления, аэробаллистическая трасса, прямой динамический метод, численное моделирование процесса обтекания

Введение

Процесс проектирования любого технического объекта включает в себя множество этапов, направленных на определение и изучение его свойств, имеющих различную физическую природу. На определённых стадиях проектирования такого объекта его характеристики в той или иной степени постоянно оказывают влияние друг на друга, что в конечном итоге может привести к существенным изменениям облика разрабатываемого технического объекта и всей концепции его проектирования в целом. В таких случаях перед разработчиком стоит задача выбора доминирующего процесса, после чего остальные образующие факторы проявляются в виде ограничения и однородности.

Характерным примером такого рода прикладных задач являются задачи разработки снарядов различного класса и назначения. Снаряд относится к классу неуправляемых, неоперённых летательных аппаратов с траекторией полёта в плотных слоях атмосферы. Он представляет собой тело вращения, форма которого зависит от назначения и условий применения [1 – 4]. Среди данной категории летательных аппаратов особое место занимают баллистические снаряды с настильными траекториями, стаби-

лизация которых в полёте осуществляется за счёт вращения вокруг своей продольной оси.

Для создания нового образца снаряда, относящегося к указанному виду, основополагающее значение имеет его поведение на траектории, что представляет собой аэродинамическую задачу, состоящую из ряда подзадач, для решения которых необходим комплексный подход с учётом всех требований, предъявляемых к объекту разработки. Результатом решения данной задачи является определение рациональной формы снаряда.

Традиционно значительная часть в НИОКР по созданию новых видов и образцов снарядов отводится экспериментальным методам исследования. Однако в последнее время в этой области наблюдается увеличение доли численных методов моделирования.

Вышеизложенное относится и к снарядам специального назначения, предназначенных для стрельбы из стрелкового оружия. Основой концепции их практического применения является сохранение достаточно высокого значения кинетической энергии в пределах эффективной дистанции стрельбы и резкое падение значения этого параметра с увеличением дальности полёта. Применение традиционных

методов проектирования снарядов, основанных на различных законах сопротивления воздуха (Сиаччи, Гаврского, Маиевского-Забудского и других), является нецелесообразным из-за существенного отличия формы головных частей эталонных и разрабатываемого снарядов [1 – 4].

1. Постановка задачи

Основным назначением разрабатываемого снаряда такого вида является поражение биологического объекта на близких дистанциях стрельбы (в пределах 25 ... 50 м). Критерием эффективности вывода из строя биологического объекта в данном случае является высокое останавливающее действие снаряда. Многочисленные исследования в этой области показали, что для этой цели необходимо использовать плоскую головную часть при сравнительно большом для стрелкового оружия калибре, в пределах 9,00 ... 11,43 мм [5]. Однако большое значение имеет и скорость снаряда. Конструкция современных образцов стрелкового оружия и боеприпасов к нему способны обеспечить снаряду начальную скорость полёта в широком диапазоне чисел $M = 0,9 \dots 3,0$. При движении в указанном диапазоне у снаряда с плоской головной частью происходит значительное увеличение силы лобового сопротивления, что приводит к резкому торможению. В свою очередь траектория движения такого снаряда существенно отличается от настильной, что приводит к ухудшению точности стрельбы и необходимости внесения соответствующих изменений в конструкцию прицельных приспособлений для компенсации отклонения. Применение сферической, параболической или оживальной головной части нецелесообразно, так как такие формы способствуют ricochetу снаряда от поверхности преград при углах встречи до 30° , что может привести к поражению посторонних лиц. Наиболее приемлемым вариантом решения данной задачи является применение выступающей аэродинамической иглы, которая при сверхзвуковых скоростях полёта при-

водит к изменению картины обтекания плоской головной части снаряда. При его обтекании на аэродинамической игле происходит отрыв потока и образуется конусообразная область отрывного течения перед плоской головной частью. Под влиянием такой отрывной зоны происходит изменение формы головной ударной волны от почти прямого скачка уплотнения до косоугольного, соответственно, уменьшается сопротивление головной части и всего снаряда в целом. Однако, применение снаряда такой формы возможно только для стрельбы из револьверов. Использование их для стрельбы из самозарядного (автоматического) оружия приводит к деформации (поломке) аэродинамической иглы и задержкам по вине боеприпаса. Решением указанных проблем является применение для снарядов с небольшим удлинением головных частей (0,8 ... 1,2 калибра) псевдосферической формы, которая была реализована французской фирмой SFM в разработанном поражающем элементе THV (Tres Haute Vitesse – очень высокая скорость) [6, 7].

Образцы патронов, снаряжённых снарядами с псевдосферическими головными частями, показаны на рис. 1.



Рис. 1. Внешний вид патронов, снаряжённых снарядами THV; слева: патрон калибра 6,35ACP, патрон калибра 9×17K, патрон 9×21«IMI» [6]

Согласно данным фирмы SFM, в зависимости от мощности применяемого боеприпаса, начальная скорость полёта снарядов составляет 510 ... 730 м/с, что обеспечивает им при массе 2,925 г (45 гран) дос-

2.3. Аэродинамические методы исследования характеристик снаряда

Для исследований применялись экспериментальные и расчётные аэродинамические методы. Из числа экспериментальных использовались: метод исследования в сверхзвуковой аэродинамической трубе, оптический (теневого) метод и метод исследования характеристик тел в свободном полёте на аэробаллистической трассе, или прямой динамический метод.

Методика исследований на аэробаллистической трассе состоит в определении положения модели в пространстве и времени посредством наблюдения за телом в реперных точках траектории. По этим данным определяют аэродинамические характеристики исследуемого тела.

Для нахождения сопротивления тела производят измерения времени пролёта тела между рядом позиций. По сравнению с обычными аэродинамическими трубами прямой динамический метод позволяет получить достаточно высокие сверхзвуковые скорости потока, отсутствует интерференция с поддерживающими устройствами и имеется возможность непосредственного измерения скорости полёта и параметров газа [9, 10]. При исследовании аэродинамических характеристик снаряда в сверхзвуковой аэродинамической трубе были получены шлирен-фотографии обтекания его поверхности при скоростях до $M = 1,5$ и углах атаки $\alpha = 0^\circ$ (рис. 3, 4).

При анализе полученных результатов было установлено, что по аналогии с эталонными шлирен-фотографиями, при обтекании вогнутой поверхности головной части экспериментальных снарядов формируются разрывные структуры течения с образованием λ -видного скачка уплотнения. При этом на кромке сопряжения вогнутой головной части и цилиндрической части снарядов образуется достаточно интенсивный скачок уплотнения, благодаря которому перед головной частью снаряда формируется зона повышенного давления.

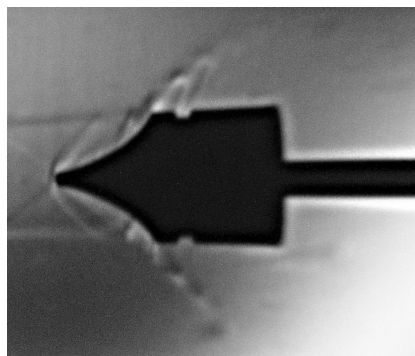


Рис. 3. Характер обтекания поверхности экспериментального снаряда калибра 7,62 мм при $M = 1,4$

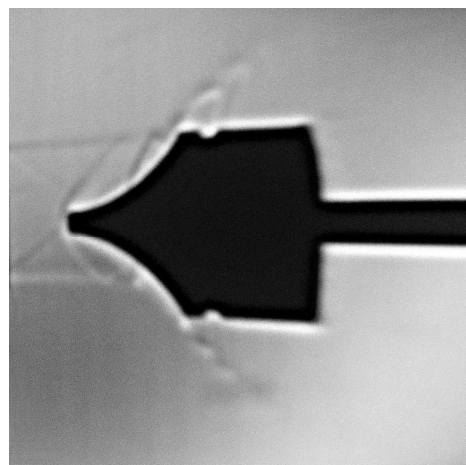


Рис. 4. Характер обтекания поверхности экспериментального снаряда калибра 9,00 мм при $M = 1,4$

Численное моделирование процесса обтекания поверхности снаряда в настоящее время является наиболее прогрессивным расчётным методом исследования его аэродинамических характеристик. Для этих целей использовался программный продукт «FloWorks 2000», по-видимому, основанный на методе Ф. Харлоу (Participle-In-Cell – «частиц в ячейках»).

В результате численного моделирования было установлено, что при сверхзвуковых скоростях полёта около головной части экспериментального снаряда образуется зона повышенного давления, размер которой превышает диаметр миделя снаряда. Скачки уплотнений также имеет λ -образную форму, что хорошо согласуется с известными данными о характере обтекания вогнутых поверхностей. Наличие

полости в донной части снаряда привело к образованию зоны пониженного давления за снарядом и росту значения донного сопротивления. Кроме того, с помощью численного моделирования были получены данные о характере обтекания снаряда при его вращательном движении относительно продольной оси и исследовано влияние величины угловой скорости вращения на значение коэффициента силы сопротивления. Характер обтекания поверхностей экспериментального снаряда в различных режимах полёта и влияние его конструктивных элементов показаны на рис. 5 – 9.

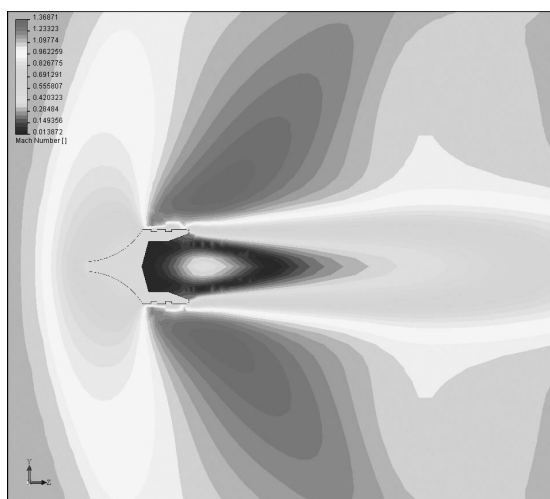


Рис. 5. Распределение скоростей потока (по значению чисел M) вблизи поверхности снаряда при скорости $V = 379$ м/с и угле атаки $\alpha = 0^\circ$

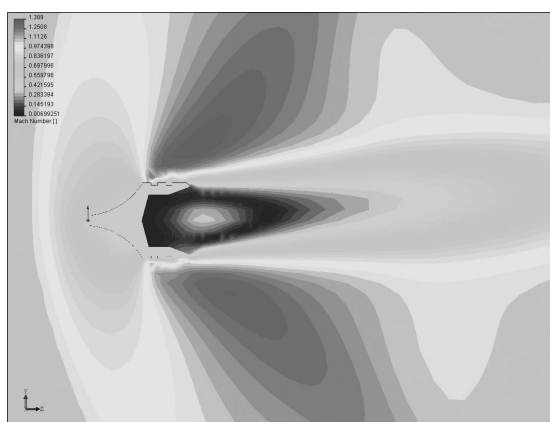


Рис. 6. Распределение скоростей потока (по значению чисел M) вблизи поверхности снаряда при скорости $V = 379$ м/с и угле атаки $\alpha = 5^\circ$

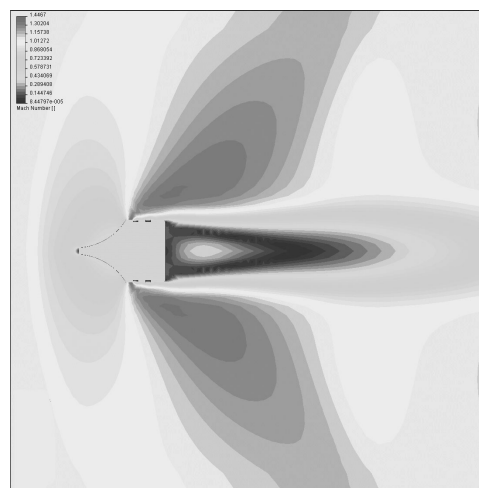


Рис. 7. Распределение скоростей потока (по значению чисел M) вблизи поверхности снаряда без внутренней полости при скорости $V = 379$ м/с и угле атаки $\alpha = 0^\circ$

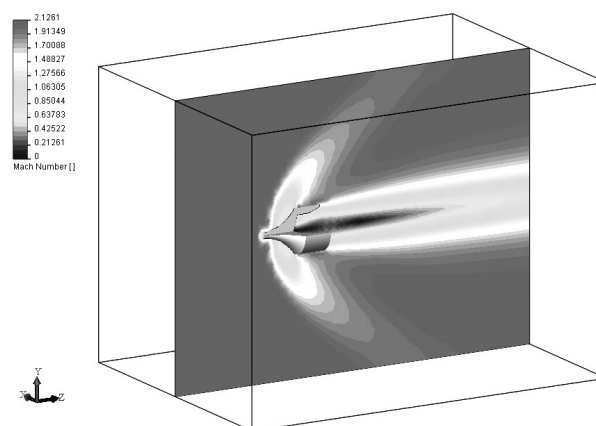


Рис. 8. Распределение скоростей потока (по значению чисел M) вблизи поверхности снаряда при скорости $V = 724$ м/с, угле атаки $\alpha = 0^\circ$ и угловой скорости вращения $\omega = 1600$ об/с

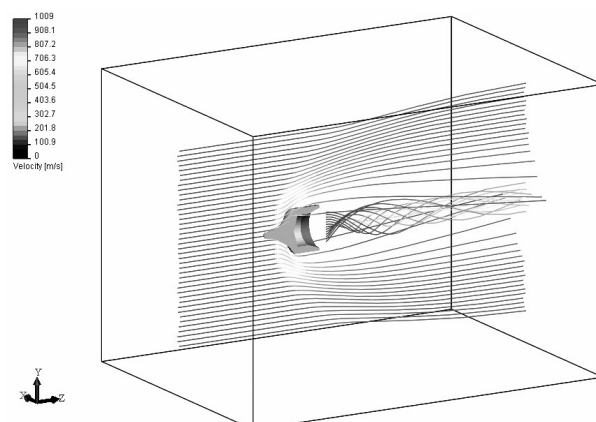


Рис. 9. Распределение линий тока вблизи поверхности снаряда при скорости $V = 1001$ м/с, угле атаки $\alpha = 0^\circ$ и угловой скорости вращения $\omega = 1600$ об/с

2.3. Сопоставление результатов численного моделирования и экспериментальных данных

В ходе проведенных экспериментальных исследований на аэробаллистической трассе была получена эмпирическая зависимость коэффициента силы лобового сопротивления экспериментального снаряда от скорости полёта

$$C_x(M) = 0,36095 + 0,19792e^{-\frac{\ln^2\left(\frac{M}{1,77902}\right)}{0,13891}}. \quad (2)$$

После обработки результатов исследования было установлено, что погрешность определения коэффициента сопротивления достигает 16 %, что связано с погрешностями, вносимыми датчиками при измерении времени пролёта снаряда между базовыми точками траектории. Экспериментальные данные об изменении коэффициента сопротивления снаряда калибра 9,00 мм и аппроксимирующая их функция (2) показаны на рис. 10.

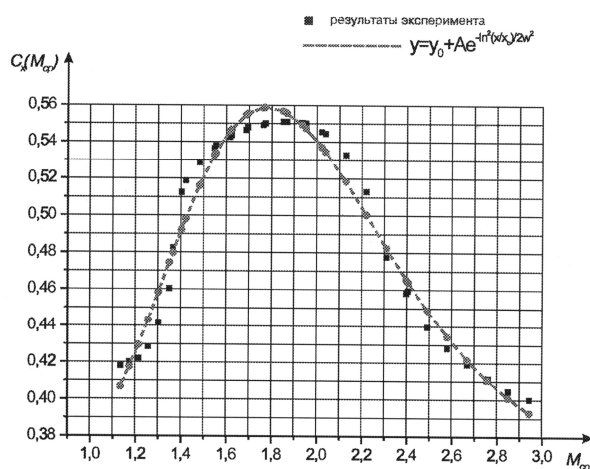


Рис. 10. Графики зависимости коэффициента сопротивления от числа Маха и аппроксимирующей функции

При исследовании интенсивности изменения коэффициента силы лобового сопротивления экспериментального снаряда в процессе численного моделирования физического эксперимента в рабочем диапазоне скоростей ($M = 1,28 \dots 2,28$), которые возможно обеспечить с помощью заданных образцов пусковых устройств без их доработки, были

получены его значения как без учёта вращения вокруг продольной оси снаряда, так с учётом этого влияния (табл. 1).

Таблица 1

Значения коэффициентов сопротивления, полученные экспериментальным $C_{x, \text{экс.}}$ и расчётным $C_{x, \text{расч.}}$ и $C_{x, \text{расч. вращ.}}$ методами

M	1,4100	1,7693	2,1261
$C_{x, \text{экс.}}$	0,5107	0,5500	0,5329
$C_{x, \text{расч.}}$	0,4000	0,3918	0,3839
$C_{x, \text{расч. вращ.}}$	0,5016	0,5513	0,5268
$\delta_{\text{расч.}} \%$	21,68	28,76	27,96
$\delta_{\text{расч. вращ.}} \%$	1,78	0,24	1,14

График изменения коэффициента сопротивления экспериментального снаряда при различных режимах полёта показан на рис. 11.

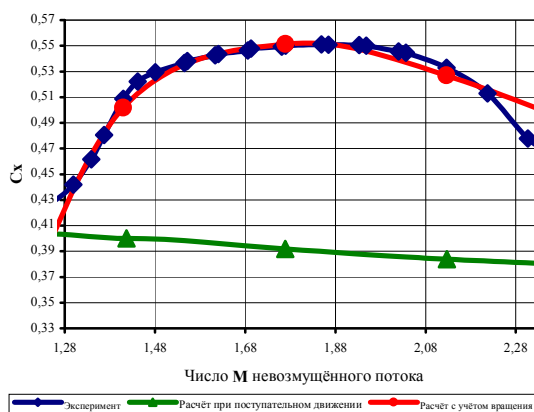


Рис. 11. Графики изменения коэффициента сопротивления снаряда с учётом вращения и без него

Из анализа рис. 11 следует, что благодаря учёту вращения снаряда вокруг своей продольной оси в рабочем диапазоне скоростей данные, полученные с помощью численного моделирования, удовлетворительно совпадают с экспериментальными. При этом коэффициент корреляции сравниваемых величин близок к единице и составляет $r = 0,974 \pm 0,003$, что вполне приемлемо для практических целей и свидетельствует об адекватности принятой расчётной модели и метода проектирования экспериментального снаряда с вогнутой оживальной головной частью.

Выводы

Проведение исследований, направленных на получение качественной картины обтекания газодинамическим потоком головной и боковой поверхностей экспериментальных снарядов, продемонстрировало правильность выбора расчётной модели и достаточно высокую достоверность полученных с её помощью данных. При сверхзвуковых режимах обтекания экспериментальных снарядов достигнута удовлетворительная корреляция результатов натурального и численного эксперимента.

Кроме того, экспериментальные данные подтвердили образование зоны повышенного давления в области головной части экспериментального снаряда, что позволило сделать вывод о перспективности данной формы снаряда для получения заданных аэродинамических свойств при определённых ограничениях. На экспериментальных фотографиях обтекания снарядов на отдельных участках их поверхности имеются ряд несовпадений с данными численного моделирования, но это связано с малыми размерами рабочей зоны аэродинамической трубы.

Результаты расчётов значений коэффициента силы лобового сопротивления в рабочем диапазоне скоростей также вполне удовлетворительно коррелируют с экспериментальными данными.

Сравнительный анализ полученных двумя способами данных о характере изменения коэффициента силы лобового сопротивления указывает на перспективность выбранного направления проектирования экспериментальных снарядов с заданными аэродинамическими свойствами, благодаря которому отпадает необходимость интенсивного использования для этих целей сложного и дорогостоящего специализированного оборудования. Применение численных методов для моделирования газодинамических процессов в значительной мере способствует сокращению сроков проектирования и получению

достоверных данных об аэродинамических характеристиках снарядов.

Литература

1. Мандрыка А.П. Генезис современной ракетодинамики. – Л.: Наука, 1971. – 216 с.
2. Мельников А.П. Основы прикладной аэродинамики. – Л.: ЛКВИИА, 1959. – 582 с.
3. Краснов Н.Ф. Аэродинамика тел вращения. – М.: Машиностроение, 1964. – 572 с.
4. Дж. Нилсен. Аэродинамика управляемых снарядов: Пер. с англ. – М.: Оборонгиз, 1962. – 476 с.
5. Попов В.Л., Шигеев В.Б., Кузнецов Л.Е. Судебно-медицинская баллистика. – С.-Пб.: Гиппократ, 2002. – 656 с.
6. Paolo Fontano. Tres Haute Vitesse // Magazine "Magnum". – 1996. – № 1. – Р. 32 – 39.
7. Коломийцев А.В., Максименко В.А., Никитюк В.Г., Собакаръ И.С. Исследование баллистических характеристик атипичных пуль типа THV калибра 9 мм // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Вып. 15. – Х.: ХАИ, 1999. – С. 88 – 103.
8. Большаков В.Н. Оптимизация правового регулирования, тактика действий и применения оружия и спецтехники подразделениями МВД Украины. – К.: НАВДУ, 2002. – 124 с.
9. Об определении коэффициента сопротивления при отстрелах моделей в аэродинамических трубах. Труды ЦАГИ. Вып. 765. – М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1959. – 20 с.
10. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения. – М.: Наука, 1964. – 720 с.

Поступила в редакцию 28.10.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.