

Численное моделирование картин обтекания модифицированных пуль при дозвуковых скоростях полета

© В.О. Москаленко, С.Н. Илюхин, В.В. Булавина

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

В специальном пакете проведено численное моделирование обтекания дозвуковым воздушным потоком пневматической пули разных модификаций, ранее прошедших экспериментальные исследования на баллистической трассе кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Кратко проанализирована целесообразность применения наиболее распространенных вычислительных пакетов для решения поставленной задачи и обосновано использование пакета ANSYS CFX. Приведены требования и особенности построения расчетной сетки и даны граничные условия. Решена верификационная задача, продемонстрировавшая хорошее соответствие построенной модели результатам проведенных в предыдущих исследованиях натурных стрельб. Исследовано влияние продольного вращения эталонной модели пули на картину ее обтекания и аэродинамические характеристики. Результаты расчетов подтвердили полученные при стрельбах ряда модифицированных образцов эффекты по уменьшению лобового сопротивления и рассеивания пуль. Рассчитанные картины обтекания и поля давления позволили получить полноценное представление о физической картине работы исследованных модификаций пули в широком диапазоне скоростей полета.

Ключевые слова: моделирование обтекания, пневматическое оружие, пуля, рассеивание, аэродинамическое сопротивление

Введение. В настоящее время используется достаточно много форм пуль для спортивной и охотничьей стрельбы. При этом увеличение кучности пуль пневматического оружия продолжает оставаться актуальной задачей для ведения спортивных состязаний и охоты [1–3]. В работах [4, 5] обосновано, что в семействе пуль, обладающих полой конической хвостовой частью (семейство пуль Diabolo), наилучшей кучностью обладает пуля с плоской головной частью (пуля типа Match) [6]. Однако из-за такой формы головной части эта пуля имеет большой коэффициент лобового сопротивления C_{xa} и, как следствие, быстро теряет скорость. Актуальной и важной задачей в настоящее время является проведение такой модификации формы головной части пули, которая способствовала бы увеличению кучности стрельбы и, по возможности, уменьшению коэффициента лобового сопротивления пули, т. е. увеличению ее кинетической энергии. С этой целью в работе [7] были предложены варианты модификации пули Match Rifle, приведены результаты их испытаний на баллистической трассе, показавшие высокую эффективность некоторых вариантов модифицированных пуль (рис. 1).

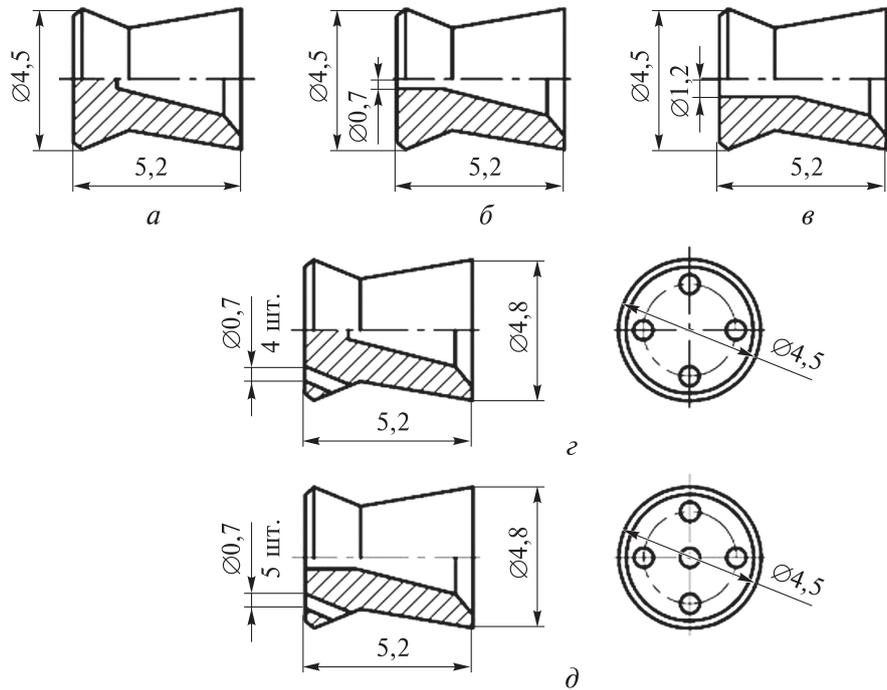


Рис. 1. Чертежи исследуемых моделей пули Match Rifle

Однако для корректного теоретического объяснения полученных положительных эффектов и дальнейшего совершенствования форм таких пуль необходимо иметь представление о картинах их обтекания в широком диапазоне используемых скоростей полета. Для изучения картин обтекания пуль в настоящей работе был выбран метод численного моделирования, позволяющий получить наиболее полное описание обтекания, что и стало целью текущего исследования.

Выбор программно-вычислительного пакета. В настоящее время существует множество программно-вычислительных пакетов, предназначенных для математического моделирования процесса полета тела. При грамотном использовании такие программы дают полное представление о параметрах течения среды и движения тела [8].

Для моделирования потоков жидкости и газа в общем использовании получили распространение такие пакеты, как ANSYS CFX, SolidWorks Flow Simulation, OpenFoam и многие другие. Эти программы построены на численном решении полных уравнений Навье — Стокса при использовании вычислительных методов аэрогидродинамики. Они позволяют моделировать турбулентные, ламинарные и смешанные течения.

Алгоритм построения аэродинамической модели при численном моделировании включает в себя следующие этапы:

- 1) разработка 3D-модели тела;
- 2) определение области расчета (сетки);

- 3) задание начальных и граничных условий;
- 4) проведение расчета;
- 5) визуализация результатов расчета.

В пакете OpenFoam [9] требуется задавать тело и расчетную область через командную строку, что значительно усложняет процесс разработки 3D-модели тела сложной формы. Поэтому моделирование процесса обтекания рассматриваемых модифицированных пуль в данном пакете было исключено.

Пакет SolidWorks Flow Simulation [10] для выполнения текущего исследования также имеет ряд недостатков:

- невозможность изменения формы расчетной области. В данном пакете расчетная область представляет собой форму параллелепипеда;
- форма ячеек сетки также имеет форму параллелепипеда, поэтому ячейки вблизи поверхности тела не повторяют его форму и, как следствие, рассчитывается форма тела, близкая к заданной, состоящая на поверхности из мельчайших параллелепипедов;
- единственная модель турбулентности.

В целом пакет SolidWorks Flow Simulation более сложен для решения поставленных в настоящей работе задач, поэтому для математического моделирования был выбран пакет ANSYS CFX. Этот программный пакет [11–13] обеспечивает лучшее моделирование реальных процессов, так как может использовать несколько моделей турбулентности, позволяет проводить расчеты течений с отрывом и присоединением потоков и применять более подходящую форму сетки.

Численное моделирование обтекания. Для расчета были построены модели модифицированных пуль [7] согласно чертежам, представленным на рис. 1. За исходный образец была взята модель с плоской головной частью (*a*). Проведены следующие модификации: два варианта с различным диаметром центрального сквозного отверстия (*b*, *в*), соединяющего лобовую область с повышенным давлением и донную область; вариант с четырьмя отверстиями, соединяющими лобовую область с зоной на боковой части пули (*г*); вариант, в котором скомбинированы эти модификации (*д*).

Для моделирования обтекания была задана расчетная область в форме четверти сферы (рис. 2). Оптимальный размер контрольного объема при дозвуковых скоростях составляет от 15 до 30 длин L модели по бокам и сзади и по крайней мере 10 длин перед ней, для того чтобы возмущения, вызванные телом, не достигали границ расчетной области. Форма расчетного объема в виде полусферы была выбрана таким образом, чтобы исключить влияние острых граней и углов сетки на результаты расчета, так как в местах пересечения граней форма ячеек имеет сложную конфигурацию и это может отрицательно сказываться на расчете.

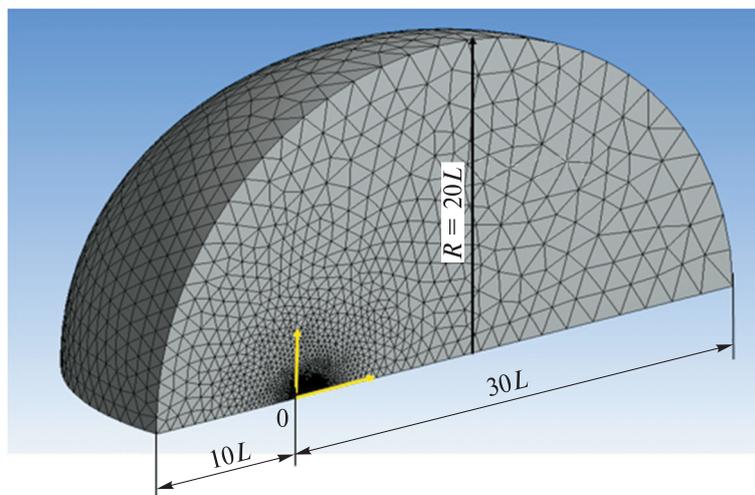


Рис. 2. Сетка и размеры расчетной области в ANSYS CFX

Для расчета течения в узких областях (в каналах, пограничном слое и т. п.) создавались конечные элементы (КЭ) малого размера, а в свободных областях — большего. Степень малости при разбивке на КЭ была выбрана таким образом, чтобы не оказывать влияния на сходимость. Тетраэдральная форма ячеек сетки выбрана потому, что такая конфигурация ячеек позволяет максимально соответствовать геометрии тела и расчетной области, а также иметь оптимальные размер и форму. Однако вблизи поверхности тела заданы ячейки прямоугольной формы, так как градиенты скорости и температуры в направлении, перпендикулярном стенке, обычно существенно превосходят градиенты в направлении, параллельном стенке. Пристеночные слои (Inflation Layers) специально разработаны для создания сетки из тонких элементов, которая способна уловить градиенты в пограничном слое по нормали к поверхности с использованием минимального числа элементов (рис. 3). Заданная опция также способствует более точному расчету течения в каналах.

Для пакета ANSYS CFX поток при входе в расчетную область задавался граничным условием Inlet, выход потока из расчетной области — условием Opening. Учет наличия стенок пули обеспечивался эффектом непротекания потока сквозь тело и устанавливался с помощью условия Wall. С помощью граничного условия Symmetry обеспечивался расчет четвертой части модели пули как единого целого, для того чтобы не нарушалась цельность картины обтекания полной модели, а также снижались временные затраты на решение при уменьшении расчетной области.

Параметры невозмущенного потока были заданы с помощью опции Defolt Domain, для расчета приняты следующие: атмосферное давление 101 325 Па, температура 298 К, модельная среда — воздух

при нормальных условиях. Такая модельная среда позволяет учитывать сжимаемость для чисел Маха $> 0,3$ путем выбора параметра Total Energy в разделе меню Fluid Models/Heat Transfer. В этом случае начальная температура задается в граничных условиях Inlet и Outlet, а в течение расчета программа вычисляет температуру в области с учетом сжимаемости газа.

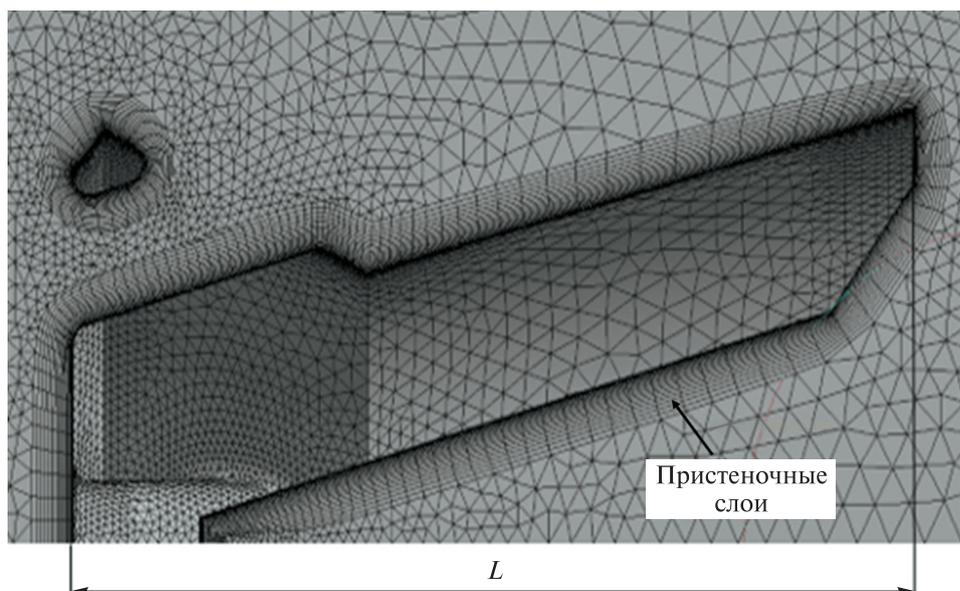


Рис. 3. Геометрия расчетной области вблизи тела (модель 2 на рис. 1)

При скоростях $M < 0,3$ следует выбирать опцию Isothermal и указывать температуру потока. В таком случае температура считается постоянной во всей области течения.

Угол атаки в процессе полета пули был принят нулевым. Это обусловлено тем, что исследуемые образцы пуль используются в нарезном пневматическом оружии, что, помимо гироскопической устойчивости, также характеризуется относительно малыми дистанциями полета. Скорости потока устанавливали равными 60, 100, 130, 160 м/с. Поток принят турбулентным: интенсивность турбулентности 5 %, модель турбулентности SST.

В качестве условия окончания расчета в пакете ANSYS CFX были заданы два параметра при решении уравнений состояния: количество итераций, равное 60, и значения невязок, равные 0,00001. Выход решения на асимптоту наблюдался уже после 30–40 итераций, а значения невязок достигали необходимого значения к 60-й итерации.

Такие настройки параметров расчета и сетки были определены при решении верификационной задачи. Условием задачи были изложенные в [7] результаты эксперимента для исходного образца, т. е.

для пули с плоской головной частью (а). Для сравнения с результатами этого эксперимента на рис. 4 представлен результат расчета, полученный после всех вышеизложенных настроек (точками на рисунке показаны неаппроксимированные значения).

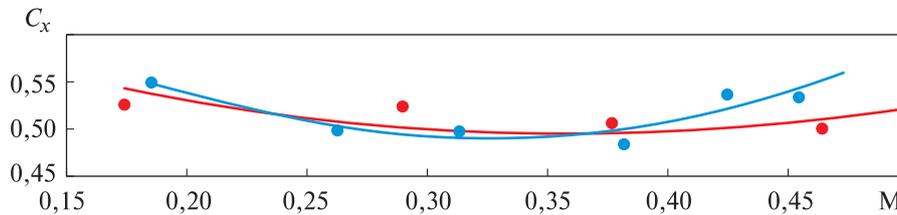


Рис. 4. Результаты решения верификационной задачи:

— эксперимент; — расчет

В диапазоне чисел Маха $M = 0,2-0,4$ ошибка не превышает 2 %, далее она увеличивается и при $M = 0,45$ достигает 7 %, что вполне приемлемо для решения задачи по расчету в пакете ANSYS CFX модифицированных образцов в приведенной постановке.

В ходе дальнейшего моделирования были визуализированы поля давления и картины обтекания исследуемых образцов, полученные в результате численного расчета (рис. 5 и 6). На рис. 5 видно, что на лобовой поверхности модифицированных пуль зона повышенного давления существенно уменьшается как по площади, так и по величине давления. Кроме того, на боковой поверхности зона разрежения также претерпевает изменения.

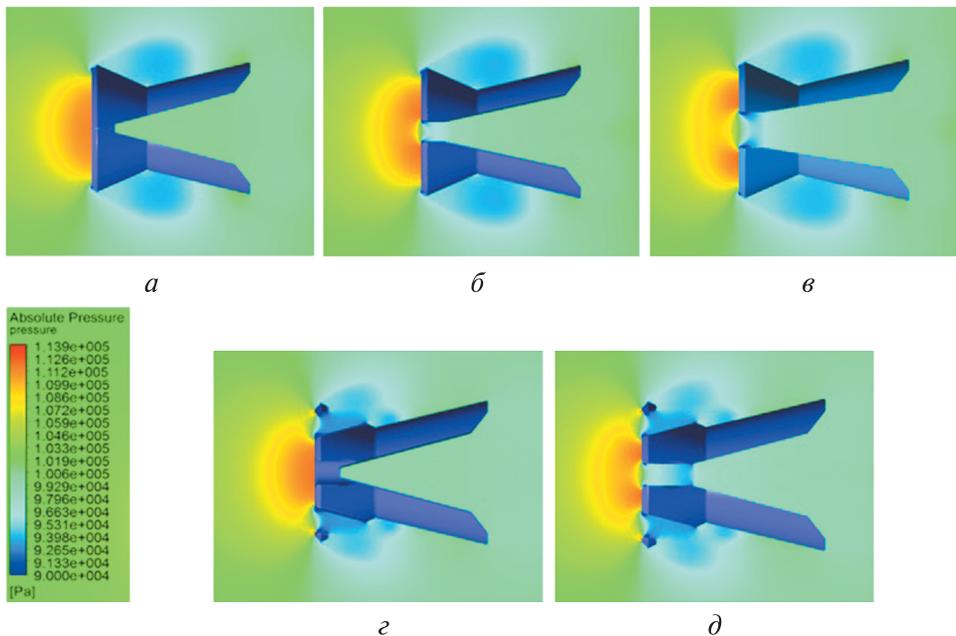


Рис. 5. Поля давления при скорости 130 м/с

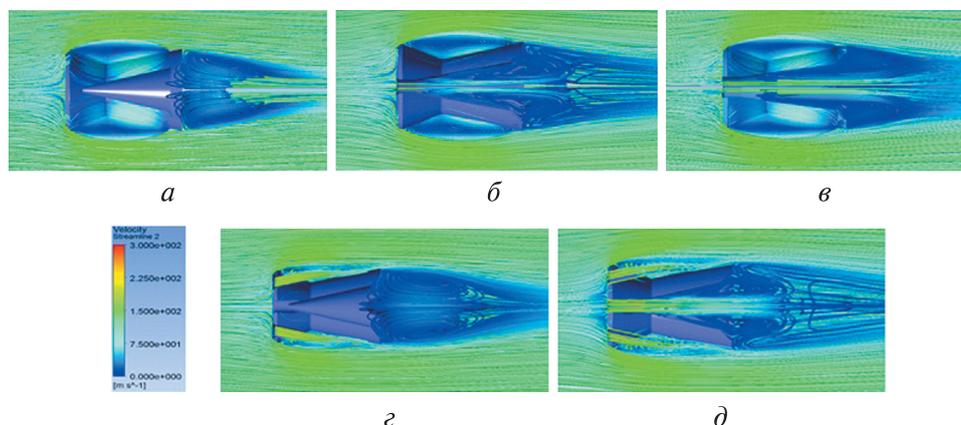


Рис. 6. Картины обтекания при скорости 130 м/с

На картинах обтекания (см. рис. 6) видно, что у исходного образца вихревые зоны образуются на боковой поверхности пули и в донном следе. При рассмотрении картин течения, формирующихся при обтекании потоком модифицированных пуль, отмечается проток газа через отверстия. Центральный проток заметно уменьшает и практически полностью ликвидирует отрывную зону в донном следе. Протоки с выходом на боковую поверхность частично устраняют вихревую зону в области отверстий.

Струи, образованные каналами, одновременно оказывают два положительных влияния: ликвидируют вихревые зоны, тем самым уменьшая коэффициент лобового сопротивления пули, и стабилизируют полет пули, повышая ее точность.

Для оценки точности проведенных расчетов и анализа погрешностей были рассмотрены факторы, которые могли оказать влияние на расчет. Очевидно, что некоторые отличия полученных данных относительно эксперимента заключаются в разнице моделирования полета пули по сравнению с реальным полетом в условиях эксперимента. При моделировании были приняты следующие допущения.

1. Форма пули (особенно форма моделей с отверстиями) была построена без учета возможных погрешностей при их производстве, например, исключались такие возможные изъяны: отверстия имеют разные диаметры; оси отверстий направлены не соосно оси основной модели; контур лобовой поверхности не имеет вид идеальной окружности и т. д.

2. Реальный полет пули на баллистической трассе [7] происходил с вращением, заданным нарезами ствола пусковой установки. Вращение тела при моделировании полета в пакете ANSYS CFX не учитывалось.

3. Деформации пули вследствие сжатия ее полями нарезов и действия давления пороховых газов на ее дно не учитывались.

Однако первое допущение сглаживалось наличием достаточно большого количества однотипных испытаний. Для оценки влияния второго допущения в расчетах был смоделирован полет пули с вращением.

Скорость вращения пули зависит прямо пропорционально от скорости вылета пули и от угла нарезов ствола. Шаг нарезов, а следовательно, и угол определялись с помощью шомпола.

Для задания вращения в пакете ANSYS CFX необходимо в параметрах стенки (Wall) включить параметр «Скорость тела» (Wall Velocity), выбрать опцию «Вращение тела» (Rotating Wall) и задать угловую скорость в соответствующих единицах измерения, а также выбрать ось вращения.

Для данной задачи нельзя брать четверть сферы в качестве расчетной области, так как предусматривается вращение всего тела, а не его части. Поэтому в данном случае считали полный объем расчетной области.

Остальные параметры расчета не изменялись.

Сходимость при моделировании с вращением устанавливали за большее количество итераций, к тому же для расчета полной области время установления сходимости увеличивается примерно в 3 раза.

Результаты расчета для пули «плоский торец» представлены на графике (рис. 7). Для удобства анализа на рисунке представлены результаты расчета с учетом и без учета вращения (точками показаны неаппроксимированные значения).

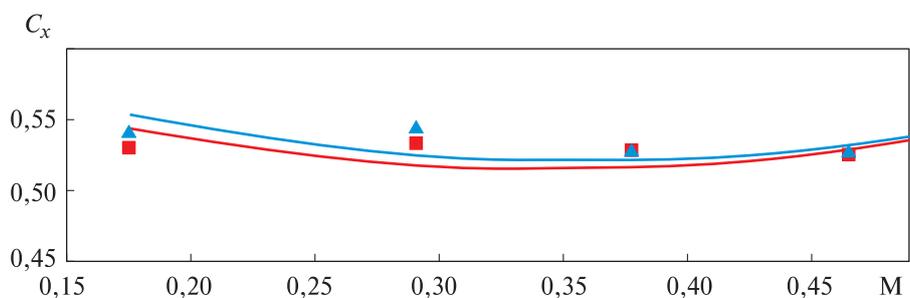


Рис. 7. Результаты расчета пули без учета вращения (—) и расчета исходного образца с учетом вращения (—)

Согласно графикам, учет вращения не оказывает сильного влияния на значение коэффициента силы лобового сопротивления, а на малых скоростях расчет без учета вращения практически совпадает с графиком результатов эксперимента. Таким образом, учитывать вращение при решении данной задачи нецелесообразно, поскольку существенных изменений в результат счета это не вносит, а временные и мощностные затраты вычислительной машины увеличиваются.

Заключение. С помощью цилиндрических сквозных каналов можно обеспечивать уменьшение повышенного давления на лобовой поверхности пули и одновременно увеличение давления в донной части при центральных отверстиях, а также на боковой поверхности пули при выходе каналов в эту зону, что способствует уменьшению лобового сопротивления пули.

Проток воздуха через каналы обеспечивает также появление дополнительной стабилизации пули в полете, что уменьшает величину рассеивания.

Проведенное моделирование подтверждает результаты ранее выполненных натурных исследований [7]. Полученные картины течения рассмотренных модифицированных пуль и результаты анализа позволяют глубже разобраться в физике процесса их обтекания и могут быть полезны при проектировании новых образцов оружия.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Frank M., Schönekeß H., Jäger F., et al. Ballistic parameters of 177 (4.5 mm) caliber plastic-sleeved composite projectiles compared to conventional lead pellets. *Int. J. Legal Medicine*, 2013, no. 127, pp. 1125–1130. DOI: 10.1007/s00414-013-0904-x
- [2] Denny M. The internal ballistics of an air gun. *The Physics Teacher*, 2011, no. 49, p. 8. DOI: 10.1119/1.3543577
- [3] Harshey A., Srivastava A., Yadav V.K., et al. Analysis of glass fracture pattern made by .177" (4.5 mm) caliber air rifle. *Egypt J. Forensic Sciences*, 2017, no. 20, p. 7. DOI: 10.1186/s41935-017-0019-5
- [4] Илюхин С.Н., Москаленко В.О., Хлупнов А.И. Экспериментальные исследования влияния формы головной части пули на характеристики рассеивания при дозвуковых скоростях полета. *Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн.*, 2015, № 05, с. 38–48.
- [5] Cardew G.V. *Airgun from trigger to target*. G.V. & G.M. Cardew Publ., 1995, 235 p. ISBN-13: 978-0950510835
- [6] Трофимов В.Н. *Пули для пневматического оружия*. Москва, Издательский Дом Рученькиных, 2005, 160 с.
- [7] Илюхин С.Н., Москаленко В.О., Булавина В.В. Исследование рассеивания и аэродинамического сопротивления модифицированных пуль при дозвуковых скоростях полета на баллистической трассе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-12-2039>
- [8] Нифонтова Л.С., Чавриков И.Е., Кальницкий П.В. Методы аэродинамического эксперимента. *Международный научно-исследовательский журнал. Электрон. журн.*, 2016, № 12 (54), часть 3, с. 153–156.
- [9] Калугин В.Т., Епихин А.С. Особенности расчета бафтинговых явлений при моделировании обтекания летательного аппарата с использованием открытого пакета OpenFOAM. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2015, № 212 (2), с. 32–37.
- [10] Попова А.П., Дубровина И.А., Бабкина Л.А. Гидродинамический анализ модели обтекателя в пакете SolidWorks Flow Simulation. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*, 2016, № 12, с. 118–120.

- [11] Жидков А.В. *Применение системы ANSYS к решению задач геометрического и конечно-элементного моделирования*. Нижний Новгород, 2006, 115 с.
- [12] Шаблий Л.С., Кривцов А.В., Колмакова Д.А. *Компьютерное моделирование типовых гидравлических и газодинамических процессов двигателей и энергетических установок в ANSYS Fluent*. Самара, 2017, 108 с.
- [13] Голубев А.Г., Ремизова О.И. Моделирование сверхзвукового обтекания затупленного конуса в пакете ANSYS Fluent с использованием двух различных способов построения расчетной сетки. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1821>

Статья поступила в редакцию 04.12.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Москаленко В.О., Илюхин С.Н., Булавина В.В. Численное моделирование картин обтекания модифицированных пуль при дозвуковых скоростях полета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 1.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-1-2051>

Москаленко Валерий Осипович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 130 научных работ в области аэрогазодинамики и управления движением летательных аппаратов, совершенствования учебного процесса и качества подготовки специалистов с высшим техническим образованием.
e-mail: moskalenko@bmstu.ru

Илюхин Степан Николаевич — старший преподаватель кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 30 научных и научно-популярных работ в области баллистики, динамики полета, управления движением летательных аппаратов и истории оружия.
e-mail: iljuchin.stepan@bmstu.ru

Булавина Василина Васильевна — окончила кафедру «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2020 г.
e-mail: bvv8v@yandex.ru

Numerical simulation of flow patterns of modified bullets at subsonic flight speeds

© V.O. Moskalenko, S.N. Ilyukhin, V.V. Bulavina

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The purpose of the study was to carry out a numerical simulation in a special package of the subsonic air flow around a pneumatic bullet of various modifications, the latter being previously experimentally tested on the ballistic track of the Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft at Bauman Moscow State Technical University. The paper briefly analyzes the applicability of the most common computing packages for solving the problem, justifies the use of the ANSYS CFX package, describes the requirements and features of the computational grid construction, and gives the boundary conditions. The verification problem was solved, which showed good correspondence of the constructed model to the results of field shooting carried out in previous studies. The influence of the longitudinal rotation of the reference model of the bullet on the pattern of its flow and aerodynamic characteristics were investigated. The results of the calculations confirmed the drag improvement and bullet dispersion effects obtained when testing a number of modified samples. The calculated flow patterns and pressure fields contributed to a complete understanding of the physics of the studied modifications in a wide range of flight speeds.

Keywords: flow simulation, pneumatic weapon, bullet, dispersion, aerodynamic drag

REFERENCES

- [1] Frank M., Schönekeß H., Jäger F., et al. Ballistic parameters of 177 (4.5 mm) caliber plastic-sleeved composite projectiles compared to conventional lead pellets. *Int. J. Legal Medicine*, 2013, no. 127, pp. 1125–1130. DOI: 10.1007/s00414-013-0904-x
- [2] Denny M. The internal ballistics of an air gun. *The Physics Teacher*, 2011, no. 49, p. 8. DOI: 10.1119/1.3543577
- [3] Harshey A., Srivastava A., Yadav V.K., et al. Analysis of glass fracture pattern made by .177" (4.5 mm) caliber air rifle. *Egypt J. Forensic Sciences*, 2017, no. 20, pp. 7. DOI: 10.1186/s41935-017-0019-5
- [4] Ilyukhin S.N., Moskalenko V.O., Khlupnov A.I. *Aerokosmicheskij nauchny zhurnal — Aerospace scientific journal*, 2015, no. 5, pp. 38–48.
- [5] Cardew G.V. *Airgun from trigger to target*. G.V. & G.M. Cardew Publ., 1995, 235 p. ISBN-13: 978-0950510835
- [6] Trofimov V.N. *Puli dlya pnevmaticheskogo oruzhiya* [Bullets for pneumatic weapons]. Moscow, Izd. Dom Ruchenkinykh, 2005, 160 p.
- [7] Ilyukhin S.N., Moskalenko V.O., Bulavina V.V. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-12-2039>
- [8] Nifontova L.S., Chavrikov I.E., Kalnitskiy P.V. *Mezhdunarodny nauchno-issledovatel'skiy zhurnal — International Research Journal*, 2016, no. 12 (54), part 3, pp. 153–156.
- [9] Kalugin V.T., Epikhin A.S. *Nauchny vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2015, no. 212 (2), pp. 32–37.
- [10] Popova A.P., Dubrovina I.A., Babkina L.A. *Aktualnye problemy aviatsii i kosmonavtiki (Actual problems of aviation and cosmonautics)*, 2016, no. 12, pp. 118–120.

- [11] Zhidkov A.V. *Primenenie sistemy ANSYS k resheniyu zadach geometricheskogo i konechno-elementnogo modelirovaniya* [Application of the ANSYS system to solving problems of geometric and finite element modeling]. Nizhniy Novgorod, 2006, 115 p.
- [12] Shabliy L.S., Krivtsov A.V., Kolmakova D.A. *Kompyuternoe modelirovanie tipovykh gidravlicheskih i gazodinamicheskikh protsessov dvigateley i energeticheskikh ustanovok v ANSYS Fluent* [Computer simulation of typical hydraulic and gas-dynamic processes of engines and power plants in ANSYS Fluent]. Samara, 2017, 108 p.
- [13] Golubev A.G., Remizova O.I. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2018, no. 11.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1821>

Moskalenko V.O. (b. 1945) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1969; Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University; author of over 130 publications in the field of aerogasdynamics and motion control of flying vehicles, improvement of educational process and quality of training of specialists with higher technical education. e-mail: moskalenko@bmstu.ru

Ilyukhin S.N. (b. 1990) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2013, Assist. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, BMSTU; author of over 30 scientific and popular scientific works in the field of ballistics, flight dynamics, aircraft motion control and weapons history. e-mail: iljuchin.stepan@bmstu.ru

Bulavina V.V. (b. 1996) graduated from Bauman Moscow State Technical University, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft in 2020. e-mail: bvv8v@yandex.ru