

УДК 623.546  
На правах рукописи

ИЛЮХИН СТЕПАН НИКОЛАЕВИЧ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ОБЛИКА ПНЕВМАТИЧЕСКИХ  
ПУЛЬ, ОБЛАДАЮЩИХ ПОВЫШЕННЫМИ БАЛЛИСТИЧЕСКИМИ  
ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ПРИ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЁТА

Специальность 2.5.12. Аэродинамика и процессы теплообмена летательных  
аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Илья

Москва – 2024

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель :

**Москаленко Валерий Осипович**

кандидат технических наук, доцент,  
доцент кафедры «Динамика и управление  
полётом ракет и космических аппаратов» МГТУ  
им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты:

**Крицкий Борис Сергеевич**

доктор технических наук, профессор  
главный научный сотрудник, Федеральное  
автономное учреждение «Центральный  
аэрогидродинамический институт имени  
профессора Н.Е. Жуковского»

**Воропаев Сергей Николаевич**

Кандидат технических наук  
Начальник теоретического отдела научно-  
производственного центра противовоздушной  
обороны, Акционерное общество «Концерн  
«Калашников»

Ведущая организация:

Федеральное государственное бюджетное  
образовательное учреждение высшего  
образования «Тульский государственный  
университет», г. Тула

Защита состоится « 15 » февраля 2024 г. в 14:30 на заседании диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный переулок, дом 10, корпус СМ, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте [www.bmstu.ru](http://www.bmstu.ru).

Автореферат разослан « \_\_\_\_ » 202\_ г.

Отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью, просьба направить по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1. МГТУ им. Н.Э. Баумана, Ученому секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Учёный секретарь  
диссертационного совета,  
к.т.н., доцент

Луценко А.Ю.

## **ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

**Актуальность темы исследования.** Повышение эффективности стрелковых систем является неустаревающей по своей актуальности задачей. К таким системам относится спортивное и охотничье пневматическое оружие. Основными показателями такого оружия являются:

- 1) точность стрельбы, которая определяется, в том числе, техническим рассеянием;
- 2) дальность прицельной стрельбы
- 3) останавливающая способность (для охотничьего оружия).

Совершенствование первого показателя ведётся, как правило, за счёт минимизации случайных отклонений массы, габаритов и формы используемых боеприпасов от номинальных значений, обеспечением оптимального шага нарезов ствола и т.д. Второй и третий показатели, во многом определяются кинетической энергией летящей пули. Это достигается, в первую очередь, за счёт повышения начальной скорости боеприпаса при выстреле. Однако увеличение мощности выстрела приводит к возрастанию нагрузок на части оружия, ускоренному износу ствола и запирающих механизмов. Кроме того, увеличение дульной энергии оружия ведёт к ужесточению требований к контролю за оружием согласно действующему федеральному законодательству, что особенно актуально для травматического и пневматического оружия.

Аэродинамическим исследованиям пуль для боевого огнестрельного оружия исторически удалено большое внимание как отечественными, так и зарубежными учёными, начиная с основополагающих работ Л. Эйлера, Б. Робинса, Н.В. Маievского, Ф. Сиаччи и заканчивая современными научными трудами В.М. Боброва, В.Н. Дворянинова, В.Л. Хайкова и других. Однако форма пуль, используемых в пневматическом или гладкоствольном охотничьем оружии, в этих трудах практически не рассматривается.

Наиболее распространёнными боеприпасами для пневматического оружия являются цельнометаллические свинцовые пули, имеющие полнотелую головную часть различной формы, сужение в средней части пули и расширяющуюся полу хвостовую часть, ставшие более известными как пули «Diabolo». Специфические формы таких пневматических пуль приводят к довольно сложным структурам их обтекания воздушным потоком, сочетающим обширные области ламинарного и турбулентного течений, отрыв и присоединение пограничного слоя, а также область донного следа. Параметры аэродинамического облика данных пуль существенно влияют на основные показатели стрельбы, что раскрывает дополнительные пути к их повышению. При этом специфика данного типа тел и, в частности, их геометрия, диктует необходимость комплексирования натурных, модельных и численных экспериментов при их изучении.

Определённые экспериментальные исследования баллистических характеристик пуль для пневматического оружия проведены рядом иностранных и отечественных специалистов: G. Cardew, A. Harshey, M. Frank, H. Schönekeß, T. Kamphausen, R. Werner, Г.А. Легиным, Г.Н. Германовым, В.В. Фарапоновым, В.Н. Савкиной и др., однако в них отсутствуют комплексные

исследования аэродинамических параметров рассматриваемых объектов. В свою очередь модельные и численные исследования обтекания летательных аппаратов и их элементов, имеющих отрывные зоны, описаны во множестве исследований В.Т. Калугина, А.А. Соболева, В.В. Вышинского, А.В. Пилюгина, Г.Ф. Глотова, и др., но в них не рассматривалось обтекание малогабаритных тел и влияние особенностей обтекания на баллистические характеристики пуль.

Таким образом, проведение комплексных исследований по определению аэродинамических и баллистических характеристик пневматических пуль, а также разработка предложений по их совершенствованию представляет собой актуальную задачу.

Анализ степени проработанности вопросов, связанных с баллистическими исследованиями и управлением аэродинамическими характеристиками пуль, а также интерес разработчиков ствольных систем послужил основанием для постановки цели и задач данной диссертационной работы.

**Целью диссертационной работы** является повышение точности стрельбы пневматическими пулями и величины их кинетической энергии при встрече с целью.

**Задачи диссертационной работы:**

- Определение аэродинамического облика пневматической пули, модифицированной за счёт организации сквозных каналов, для снижения лобового сопротивления при сохранении эксплуатационных характеристик.
- Определение аэродинамического облика пневматической пули, модифицированной за счёт организации сквозных каналов, для уменьшения рассеивания траекторий полёта.
- Экспериментальные исследования штатных образцов пуль и их модификаций в аэродинамической трубе и баллистической трассе кафедры «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.
- Разработка и внедрение методики автоматизированной обработки измерительной информации, включающей статистическую отбраковку аномальных значений.

**Объект исследования.** Пули формы «Diabolo», являющиеся широко распространёнными боеприпасами для пневматического оружия.

**Предмет исследования.** Аэродинамические характеристики и особенности обтекания типовых пуль, использующихся в пневматическом оружии, а также их модификаций.

**Методы исследования.** В работе использованы методы экспериментальной баллистики с проведением натурных стрельб в баллистической трассе, а также методы экспериментальной аэrodинамики, предусматривающие проведение весовых экспериментов и визуализацию течений в аэродинамической трубе и математическое моделирование пространственного обтекания пуль в пакетах SolidWorks Flow Simulation и ANSYS Fluent.

**Научная новизна** работы состоит в следующем:

1. Выявлены особенности аэродинамического обтекания и управления

аэродинамическими характеристиками пневматических пуль, а также их модификаций на дозвуковых скоростях полёта.

2. Предложены конфигурации пневматических пуль наиболее распространённых форм со структурой сквозных каналов, обеспечивающие уменьшение лобового сопротивления и соответствующее повышение «терминальной» величины кинетической энергии.

3. Предложены конфигурации пневматических пуль наиболее распространённых форм со структурой сквозных каналов, обеспечивающие уменьшение рассеивания траекторий полёта.

4. Сформированы рекомендации для экспериментальных исследований пуль на баллистических трассах с малыми величинами дульной энергии пусковой установки.

5. Предложена методика автоматизированной обработки измерительной информации в реальном масштабе времени, учитывающая особенности тарировки приборов и проводящая отбраковку аномальных измерений по результатам статистического анализа.

**Практическая значимость диссертационной работы** состоит в том, что полученные результаты позволяют:

1) Уменьшить потери кинетической энергии по траектории за счёт снижения лобового сопротивления модифицированных образцов пневматических пуль.

2) Повысить точность стрельбы из пневматических ствольных систем.

3) Обеспечить повышение точности и достоверности экспериментальных исследований, проводимых на баллистических трассах.

4) Сократить временные и трудовые затраты на организацию эксперимента на баллистической трассе и обработку полученных данных.

**Рекомендации по внедрению.** Результаты данной работы рекомендовано использовать при разработке улучшенных боеприпасов для пневматического оружия, а также в учебном процессе МГТУ им. Н.Э. Баумана (проведение лабораторных работ, выполнение НИР и в качестве материалов лекций).

**Достоверность и обоснованность** полученных результатов гарантируется согласованием итогов численных исследований с результатами стрельб в баллистической трассе и с экспериментальными данными, полученными в дозвуковой аэrodинамической трубе, успешным решением ряда верификационных задач, а также корректным использованием математических методов, моделей и алгоритмов при выполнении расчетов.

**Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту:**

1. Рекомендации к аэrodинамическому облику модифицированных пневматических пуль, обеспечивающие наименьшее лобовое сопротивление и соответствующее увеличение кинетической энергии при сохранении их эксплуатационных характеристик.

2. Рекомендации к аэrodинамическому облику модифицированных пневматических пуль, обеспечивающие наименьшее рассеивание траекторий полёта.

3. Картины обтекания пулю и их модификаций при различных скоростях полёта, полученные в результате аэродинамического эксперимента на дозвуковой трубе и с помощью вычислительных пакетов.

4. Методика проведения эксперимента по определению аэродинамических характеристик пневматических пуль на баллистической трассе.

5. Методика автоматизированной обработки измерительной информации, включающая статистическую отбраковку аномальных значений.

**Апробация работы и публикации.** Основные результаты работы представлены на региональной научной конференции «Липановские чтения» 2021 года, Всероссийской научной конференции «Будущее машиностроения России» 2021 года, XLVI академических чтениях по космонавтике «Королёвские чтения» 2022 года, международном конгрессе «Моделирование в инженерном деле» 2021 года и международной научной конференции «The 5th International Conference on Mechanical, System and Control Engineering» 2021 года.

Некоторые результаты работы изложены в учебном пособии Грабин В.В., Илюхин С.Н., Клишин А.Н., Хлупнов А.И. Проведение экспериментальных исследований на баллистической трассе. Учебное пособие. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016, 37 с..

**Публикации.** Наиболее существенные результаты диссертационного исследования опубликованы в 11 научных работах, 5 из которых являются статьями, опубликованными в периодических научно-технических изданиях из перечня Высшей аттестационной комиссии РФ [2-5, 8], а две - в сборниках, включённых в международную базу цитирований Scopus [6, 9]. Ещё две работы являются свидетельствами о государственной регистрации программ ЭВМ [10, 11].

**Личный вклад автора** заключается в проведении экспериментальных и численных исследований, а также автоматизации обработки измерительной информации, математическом моделировании, нахождении способов улучшения аэродинамических характеристик, обработке и анализе полученных результатов, составлении рекомендаций по их использованию.

**Структура и объём работы.** Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы, включающего 100 наименований, и приложений. Текст диссертации изложен на 194 машинописных страницах, содержит 175 рисунков, 8 таблиц.

## **СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обоснована актуальность темы диссертации, определены объект и предмет исследования, указаны цель и основные методы выполненного исследования, научная и практическая значимость работы, приведено описание ее структуры.

**Первая глава** носит обзорно-аналитический характер. В ней представлены результаты анализа научных исследований, приведённых в отечественных и зарубежных источниках, посвящённых повышению дальности и точности стрельбы из огнестрельного и пневматического оружия, проведению

баллистических экспериментов и аэродинамическим изысканиям по организации каналов и перфорации ЛА и их элементов. Большинство проводимых работ посвящено исследованию взаимодействия малогабаритных летательных аппаратов с мишенью, судебно-медицинской экспертизе, а также совершенствованию измерительных процедур. Основная доля современных аэродинамических исследований не рассматривает малогабаритные летательные аппараты, включая пули для пневматического оружия. Исходя из этого выявлена актуальность научных работ по повышению дальности выстрела и повышению точности стрельбы из огнестрельного и спортивного оружия. В данном ключе выявлено, что организация сквозных каналов или перфорация элементов ЛА позволяет влиять на аэродинамические характеристики, изменяя структуру обтекания и снижая лобовое сопротивление. На основании обзорного анализа определена структура исследований по совершенствованию аэродинамического облика пуль для пневматического оружия при дозвуковых скоростях обтекания.

**Во второй главе** изложены физические основы, допущения и вывод аналитической зависимости метода «живых сил», применяемого для определения коэффициента лобового сопротивления пуль и снарядов при натурных стрельбах. Приведено описание этапов проведения баллистических экспериментов по определению коэффициента лобового сопротивления и определению параметров рассеивания траекторий пневматических пуль, представлены зависимости для определения оценок статистических параметров выборки точек попадания пуль в мишенную плоскость. С целью минимизации методических погрешностей баллистического эксперимента с пневматическим оружием малых калибров были проведены предварительные численные исследования с использованием разработанного специального программного комплекса и получены вариационные выборки траекторий. Их анализ позволил сформировать ряд рекомендаций к организации натурных экспериментов на баллистической трассе по определению коэффициента лобового сопротивления и параметров рассеивания пневматических пуль на дозвуковых скоростях полёта, а также требований к самим баллистическим установкам.

К таким требованиям и рекомендациям относятся:

- обеспечение при определении коэффициента лобового сопротивления установки измерительных приборов на расстоянии не менее 7 м друг от друга при точности хронографов  $\sim 0.1$  м/с. При более высоких точностях измерений скорости это расстояние может быть значительно сокращено;

- использование при исследовании траекторий пневматических пуль на рассеивание баллистических трасс диаметром трубы не менее 0.5 м и длиной несколько десятков метров, поскольку на дистанциях менее 20 м погрешность измерений оказывается сопоставима с точностью снятия координат точек попаданий. При этом с повышением начальной скорости полёта минимальное расстояние возрастает;

- проведение при определении коэффициента лобового сопротивления серии не менее чем из 30 выстрелов с отбраковкой аномальных измерений, не входящих в диапазон двух средних квадратичных отклонений (СКО), что

оказывается достаточным для минимизации случайных ошибок баллистического эксперимента.

Данные требования и рекомендации были учтены при натурных исследованиях по совершенствованию облика пневматических пуль. Помимо этого, проведена автоматизация записи измерений баллистического эксперимента с обработкой измерительной информации и этапами тарировки хронографов, а также отбраковки аномальных измерений. Все соответствующие вычисления и операции реализованы автором в специальном программном обеспечении, что обеспечило значительное сокращение трудовых и временных затрат натурных исследований по определению аэродинамических характеристик пуль и параметров рассеивания их траекторий.

В третьей главе представлены описание и результаты баллистических исследований наиболее распространённых типов пуль формы «Diabolo» (Рисунок 1), имеющей сужение в средней части и коническую пустотелую хвостовую часть. Исследованиям подвергались типовые пули с плоской головной частью (ГЧ), три различных типа с коническими головными частями и три типа с сферическими головными частями различного радиуса.

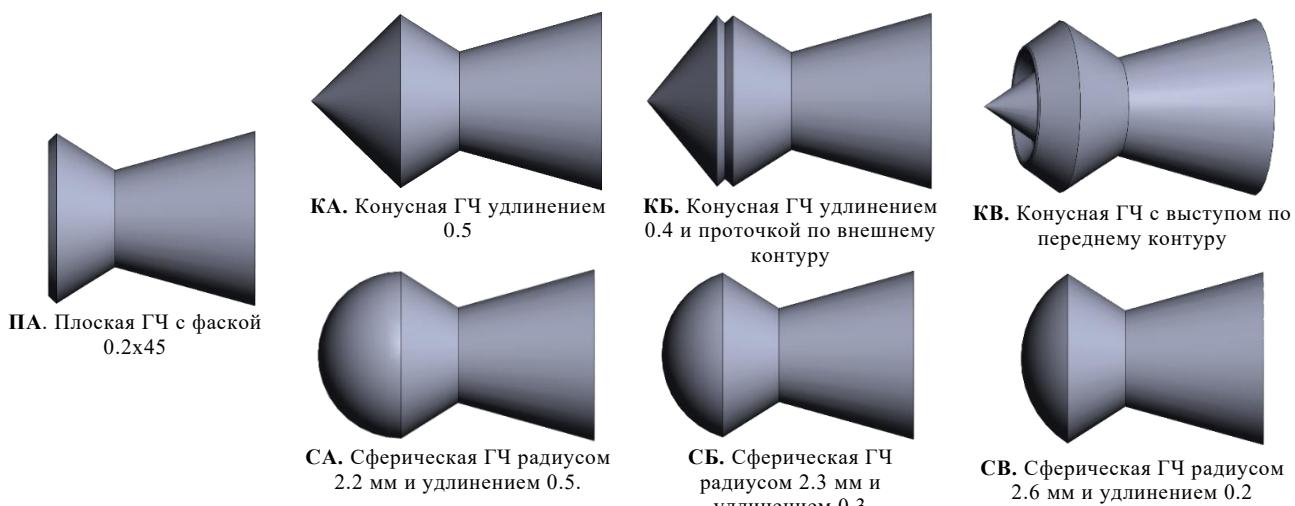


Рисунок 1. Исследуемые пули формы «Diabolo».

Баллистические исследования проводились в баллистической трассе кафедры «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана с использованием пусковых установок, обеспечивающих различные начальные скорости полёта пуль. В результате сравнительного анализа полученных коэффициентов лобового сопротивления и СКО выборок попаданий в качестве эталонного образца, подлежащего модификации, был выбран тип пули с плоской головной частью. Данные пули, в сравнении с другими образцами, обладают наибольшим лобовым сопротивлением (Рисунок 2), однако обеспечивают наибольшую точность стрельбы (Рисунок 3). Пули с сферическими ГЧ продемонстрировали наименьшие значения лобового сопротивления, но наряду с пулями, обладающими коническими ГЧ, увеличенное рассеивание траекторий.

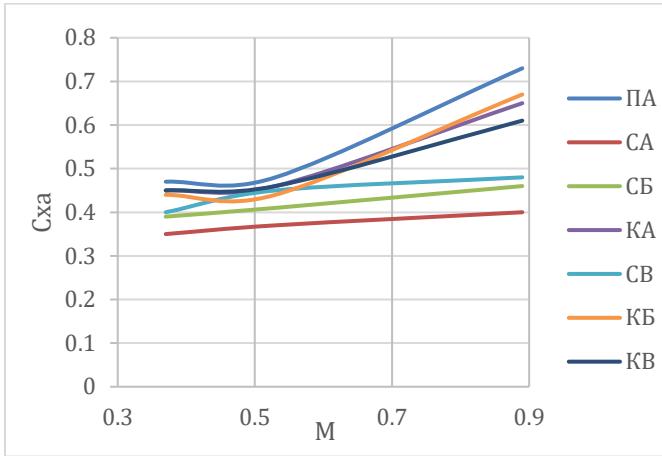


Рисунок 2. Зависимости Сха пуль с различными ГЧ от числа Маха.

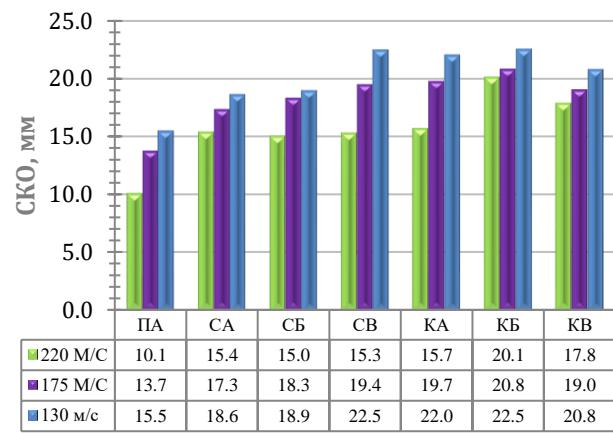


Рисунок 3. СКО полученных выборок траекторий типовых пуль для различных начальных скоростей.

Также в баллистических экспериментах определены характеры изменения лобового сопротивления пуль и параметров их рассеивания при увеличении мощности пусковых установок. В рамках дальнейших исследований была введена классификация пуль, модифицированных путём создания сквозных каналов, расположенных по их продольной оси или по периферии головной части (Рисунок 4). Первые два буквенных индекса в наименовании модификации обозначают тип ГЧ. Следующий цифровой индекс указывает на отсутствие (0) или наличие (1) центрального продольного сквозного канала.

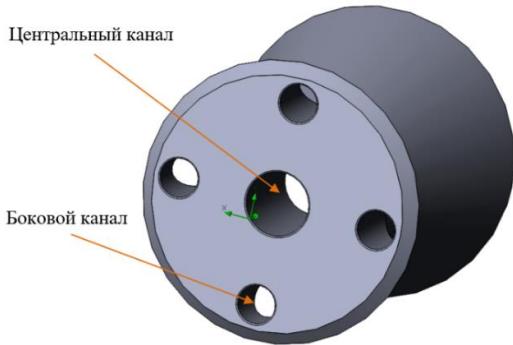


Рисунок 4. Модифицированная пуля ПА.1.10.4.06.

Последующие два индекса представляют собой значение диаметра центрального канала в десятых долях мм. Далее следует один индекс, обозначающий количество продольных сквозных цилиндрических каналов, расположенных по периферии головной части симметрично относительно центра. Два заключительных цифровых индекса представляют собой значение диаметра боковых каналов в десятых долях мм.

В результате проведенных баллистических экспериментов с модификациями пневматических пуль, обладающими центральным сквозным цилиндрическим каналом диаметрами 0.6, 0.8, 1.0, 1.2, 1.4 мм, выявлено положительное влияние центрального канала малых диаметров на снижение лобового сопротивления пуль. Наибольшую эффективность по данному критерию продемонстрировали пули с диаметром канала 0.6 мм. В то же время у модификаций пуль с диаметром канала, превышающими 1.0 мм, наблюдалось некоторое повышение лобового сопротивления. Стрельба пулями с центральным каналом из пневматического оружия обладает меньшей эффективностью ввиду потерь начальной скорости из-за перетекания сжатого газа при движении пули в канале ствола оружия. Для устранения этого эффекта было предложено и реализовано использование специальных отделяемых

элементов, исключающих при выстреле реверсивное перетекание сжатого воздуха, что позволило не только существенно снизить потери в начальной скорости, но и повысить эффективность центрального канала для снижения коэффициента лобового сопротивления до 20% (Рисунок 5). После этого были оценены СКО выборок точек попадания для эталонного образца и его модификаций с центральным каналом, которые показали отсутствие существенного влияния центрального канала на точностные параметры используемых пневматических пуль (Рисунок 6).

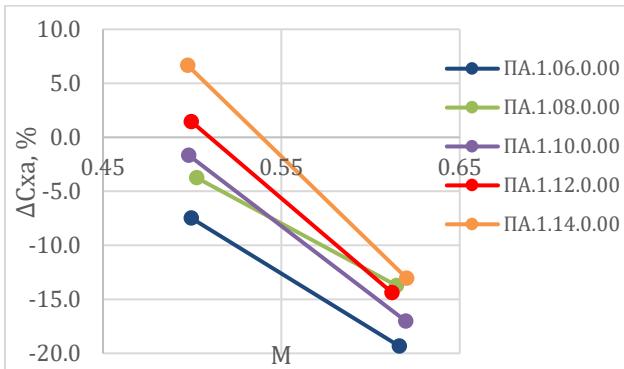


Рисунок 5. Зависимости прироста Сха от числа Маха для модификаций пуль с центральным каналом без реверсивного перетекания.

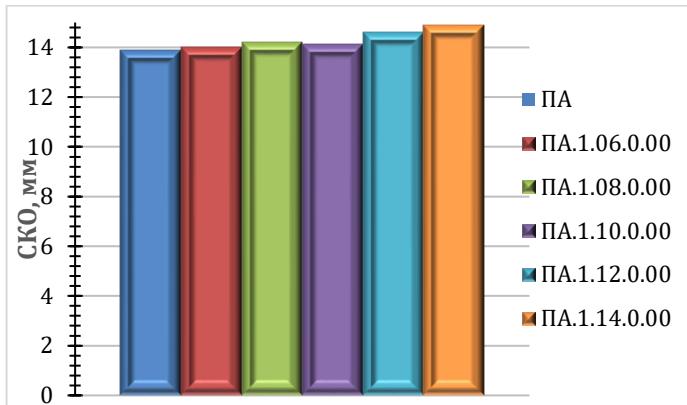


Рисунок 6. СКО полученных выборок модификаций пули с центральным сквозным каналом.

В ходе следующей серии баллистических экспериментов было установлено, что организация боковых каналов на периферии головной части приводит к повышению лобового сопротивления пневматических пуль (Рисунок 7). При этом можно отметить, что лобовое сопротивление возрастает при увеличении количества каналов. Также были экспериментально оценены средние квадратичные отклонения выборок точек попадания для эталонного образца и его модификаций с боковыми каналами (Рисунок 8), которые оказались выше значений эталонных пуль.

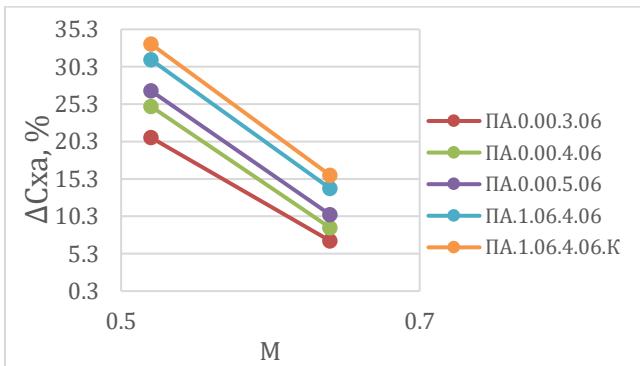


Рисунок 7. Зависимости прироста Сха от числа Маха для модификаций пуль с боковыми каналами.

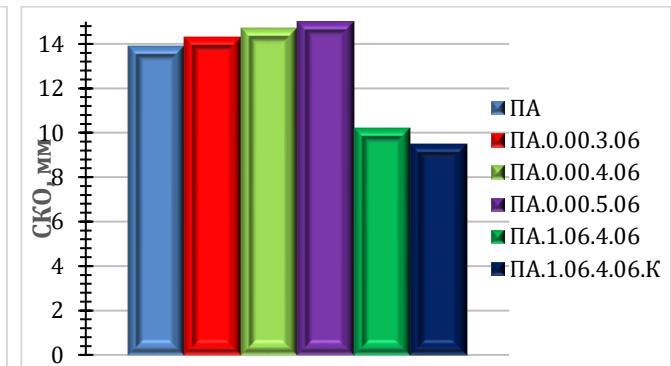


Рисунок 8. СКО полученных выборок модификаций пуль с боковыми каналами.

Вместе с тем было установлено, что, несмотря на большее лобовое сопротивление, модификации пули с комбинацией центрального и четырёх

боковых каналов позволили существенно снизить параметры рассеивания пуль (на 27%). Поскольку стрельбы проводились из нарезного оружия, то также было оценено рассеивание комбинированной модификации с боковыми каналами, выполненными под углом к продольной оси пули и определено, что она обладает несколько повышенным  $C_{xa}$  в сравнении с модификацией с «прямыми» боковыми каналами, но также ещё меньшим рассеиванием (29% в сравнении с эталоном).

**В четвертой главе** приведено описание проведённых тензометрических и визуализационных исследований обтекания масштабных моделей пуль и их модификаций дозвуковым потоком в аэродинамической трубе Т-500 кафедры «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Дано описание экспериментальной установки и используемого измерительного и визуализационного оборудования. Представлен алгоритм и результаты тарировки шестикомпонентных внутримодельных тензометрических весов, а также верификация тензометрических измерений на примере обтекания цилиндра для двух его удлинений, результаты которых показали удовлетворительную сходимость с известными результатами других авторов. Проведённые тензометрические измерения продольной и нормальной сил, действующих на модель пули ПА при различных скоростях потока и углах атаки (Рисунки 9, 10), позволили установить, что у модели пули типа ПА нормальная сила на малых углах атаки в 17 раз меньше, чем продольная сила. При этом графические зависимости иллюстрируют высокую степень качественной достоверности результатов измерений.

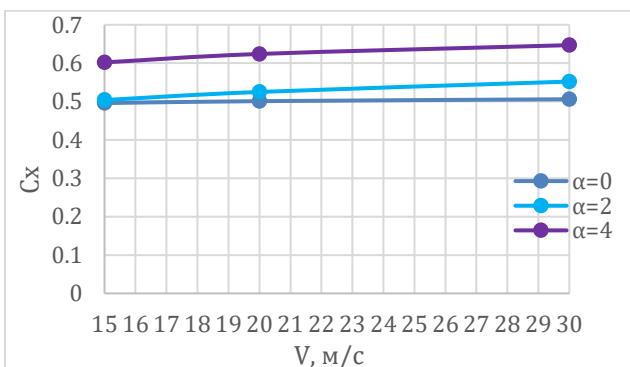


Рисунок 9. Зависимости  $C_x$  модели ПА от скорости потока при различных углах атаки.

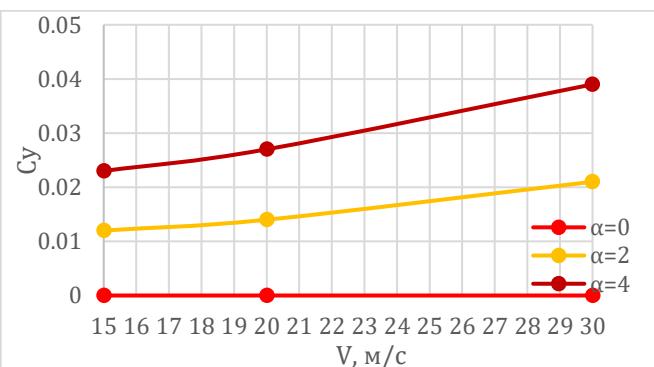


Рисунок 10. Зависимости  $C_y$  модели ПА от скорости потока при различных углах атаки.

Полученные данные были сопоставлены с результатами натурных стрельб, проведённых на баллистической трассе. Для рассматриваемой задачи определена применимость закона подобия Рейнольдса, дающего количественное расхождение результатов для малых скоростей не более 10%. В то же время для скорости пуль, близкой к трансзвуковой выявлено систематическое расхождение от 15% до 31% при рассмотренном масштабе.

Методами дымовых спектров и «шелковинок» проведена визуализация обтекания модели пули ПА в масштабе 15:1 воздушным потоком с малыми дозвуковыми скоростями (Рисунок 11).

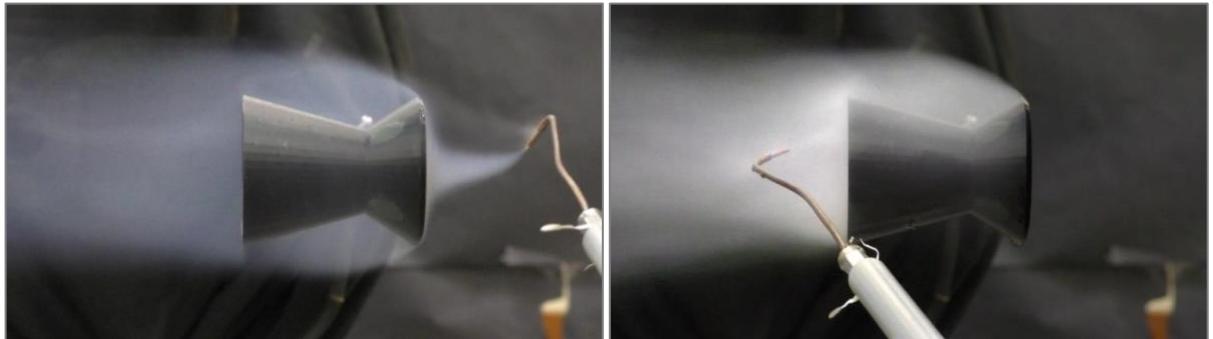


Рисунок 11. Визуализация обтекания пули типа ПА потоком при скорости 15 м/с.

На основании этого определена картина обтекания пуль типа ПА дозвуковым потоком, согласно которой плоская головная часть способствует образованию области застойного и возвратного течений, обусловленной отрывом пограничного слоя с кромки фаски торцевой поверхности. При этом размеры области превышают длину пули, поэтому не происходит присоединения пограничного слоя к поверхности пули, а отрывная область соединяется с областью следа, вызывая перетекание заторможенного газа из области донного следа в отрывную боковую область. Также была проведена визуализация обтекания модели модификации пули с центральным каналом дозвуковым воздушным потоком и определена соответствующая картина обтекания (Рисунок 12).



Рисунок 12. Визуализация обтекания пули типа ПА.1.06.0.00 потоком при скорости 15 м/с.

На основании полученных данных установлено, что наличие сквозного канала вдоль оси симметрии пули обеспечивает перетекание газа из области полного торможения в центральном (осевом) направлении в область следа за хвостовой частью пули, что влияет на структуру вихревого течения в ближнем следе. Перетекание газа через центральный канал является причиной снижения лобового сопротивления в сравнении с эталонной пулей, обнаруженного при проведении экспериментов на баллистической трассе. Проведена визуализация и определена картина обтекания модификации пули с комбинацией центрального и четырёх боковых каналов (Рисунок 13).

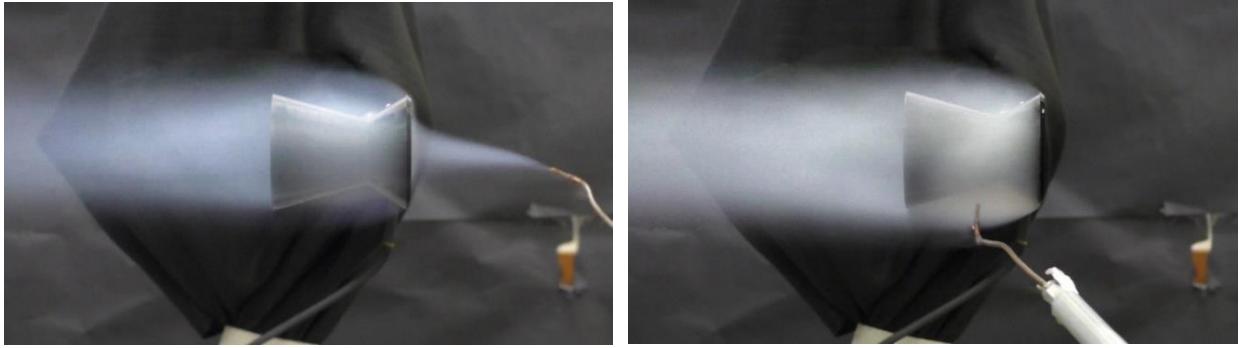


Рисунок 13. Визуализация обтекания пули типа ПА.1.06.4.06 потоком при скорости 15 м/с.

Установлено, что наличие сквозных каналов по периметру головной части способствует переносу потока из области перед головной частью в область возвратного вихревого течения вдоль боковой поверхности пули, вызывая сдув пограничного слоя.

**В пятой главе** изложены результаты численных исследований обтекания пневматических пуль в САЕ-системах SolidWorks Flow Simulation и ANSYS Fluent. Приведено описание построения адаптивных расчётных сеток и исследования сходимости решаемых вычислительных задач. С целью верификации численного моделирования была исследована задача обтекания сферических тел дозвуковым воздушным потоком. Результаты расчётов проанализированы в сравнении с данными дополнительно проведённых баллистических экспериментов и известными данными натурных измерений и численных расчётов других авторов, с которыми продемонстрировали высокую степень совпадения. Получены расхождения не более 5% по величине коэффициента лобового сопротивления, а также достоверные картины обтекания.

В пакете ANSYS Fluent реализована серия численных расчётов по моделированию обтекания дозвуковым воздушным потоком пневматической пули с плоской конфигурацией головной части при условиях, аналогичных проведённым ранее продувкам в аэродинамической трубе Т-500 и натурным стрельбам в баллистической трассе (Рисунок 14).

Расхождения количественных показателей с данными аэродинамического эксперимента оказались в пределах 6.1% для коэффициента лобового сопротивления. Численная визуализация картин обтекания пули с плоской ГЧ (Рисунки 15-16) продемонстрировала хорошее совпадение с экспериментальными данными, полученными методами дымовых спектров и шелковинок.

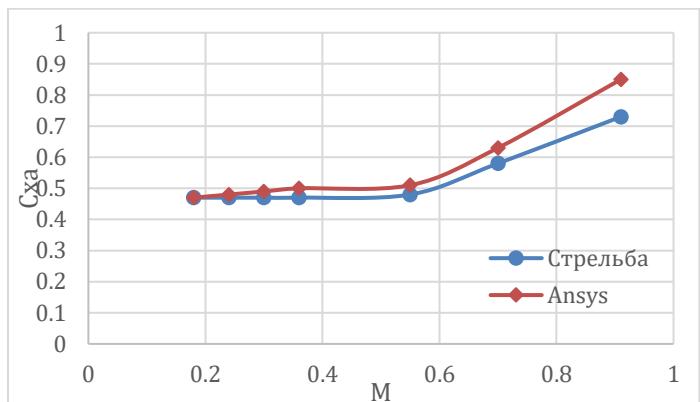


Рисунок 14. Сравнение Сха пули ПА, полученных численно и в эксперименте на баллистической трассе.

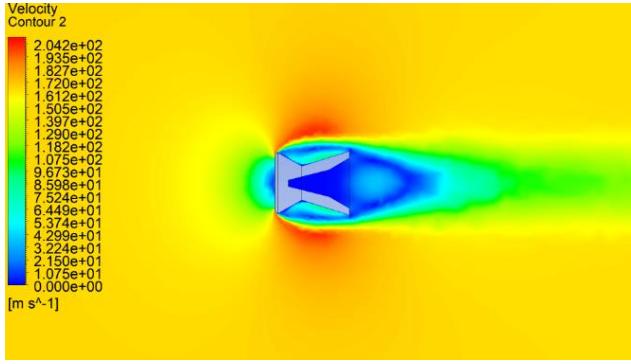


Рисунок 15. Поле распределения скорости при обтекании пули ПА потоком с числом Маха 0.5.

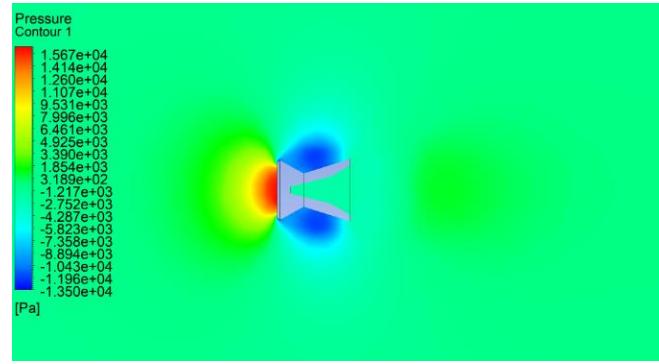


Рисунок 16. Поле распределения давления при обтекании пули ПА потоком с числом Маха 0.5.

Подтверждено, что плоская головная часть способствует образованию обширной области возвратного течения, обусловленной отрывом пограничного слоя с кромки фаски ГЧ, которая не имеет линии присоединения к боковой поверхности пули. При этом подтверждён и факт перетекания воздуха из области донного следа через кромку хвостовой части пули в боковую отрывную область ввиду её большего разряжения. В самой же области следа наблюдается типовая картина вихревого течения (Рисунок 17).

Реализована серия численных расчётов обтекания дозвуковым воздушным потоком типовых пневматических пуль с коническими и сферическими конфигурациями головной части при числах Маха 0.3, 0.5 и 0.7. Расхождения коэффициентов лобового сопротивления с зависимостями, полученными по итогам баллистических экспериментов, оказались в пределах 9.6% для пуль с коническими головными частями и в пределах 8.3% для пуль со сферическими затуплениями. Получены картины распределения скорости и давления, анализ которых подтвердил первоначальную гипотезу о форме и размерах соответствующих отрывных зон. У всех пуль с конической конфигурацией головной части размеры этой зоны оказываются меньшее, чем у пули с плоским торцем, а на боковой поверхности хвостовой части можно определить линию присоединения пограничного слоя (Рисунки 18, 21).

Пули со сферической конфигурацией головной части демонстрируют не только меньшее лобовое сопротивление, но и значительное снижение размеров отрывных зон (Рисунки 19, 22). Численные исследования обтекания дозвуковым воздушным потоком предложенных модификаций с центральным сквозным каналом продемонстрировали хорошее совпадение с результатами баллистических экспериментов.

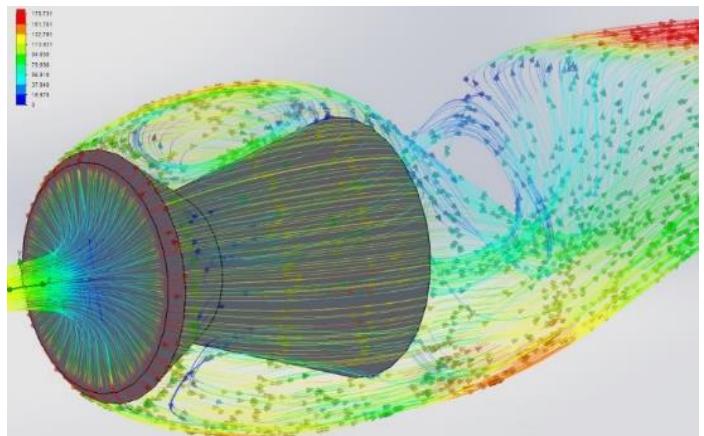


Рисунок 17. Линии тока при обтекании пуль ПА для числа Маха 0.5

итогам баллистических экспериментов, оказались в пределах 9.6% для пуль с коническими головными частями и в пределах 8.3% для пуль со сферическими затуплениями. Получены картины распределения скорости и давления, анализ которых подтвердил первоначальную гипотезу о форме и размерах соответствующих отрывных зон. У всех пуль с конической конфигурацией головной части размеры этой зоны оказываются меньшее, чем у пули с плоским торцем, а на боковой поверхности хвостовой части можно определить линию присоединения пограничного слоя (Рисунки 18, 21).

Пули со сферической конфигурацией головной части демонстрируют не только меньшее лобовое сопротивление, но и значительное снижение размеров отрывных зон (Рисунки 19, 22). Численные исследования обтекания дозвуковым воздушным потоком предложенных модификаций с центральным сквозным каналом продемонстрировали хорошее совпадение с результатами баллистических экспериментов.



Рисунок 18. Поле распределения скорости при обтекании пули КА потоком с числом Maxa 0.5.



Рисунок 19. Поле распределения скорости при обтекании пули СА потоком с числом Maxa 0.5.



Рисунок 20. Поле распределения скорости при обтекании пули ПА.1.08.0.00 потоком с числом Maxa 0.5.



Рисунок 21. Поле распределения давления при обтекании пули КА потоком с числом Maxa 0.5.



Рисунок 22. Поле распределения давления при обтекании пули СА потоком с числом Maxa 0.5.



Рисунок 23. Поле распределения давления при обтекании пули ПА.1.08.0.00 потоком с числом Maxa 0.5.

Расхождения значений коэффициентов лобового сопротивления при рассмотренном числе Маха оказались не выше 5.3% для модификаций с различным диаметром сквозного канала. Получены картины распределения скорости и давления, анализ которых подтвердил, что факт перетекания газа с головной поверхности пули в донную область присутствует при любом из рассмотренных диаметров канала и числе Маха (Рисунки 20, 23).

Путём численной визуализации (Рисунок 24) определено, что наличие такого перетекания не влияет существенным образом на структуру и размеры боковой отрывной зоны, при этом струя газа, проходящая через канал, рассеивается в области донного следа, вызывая тем самым снижение составляющей донного сопротивления. При этом на малых скоростях при больших диаметрах сквозного канала эта струя достигает внешней границы,

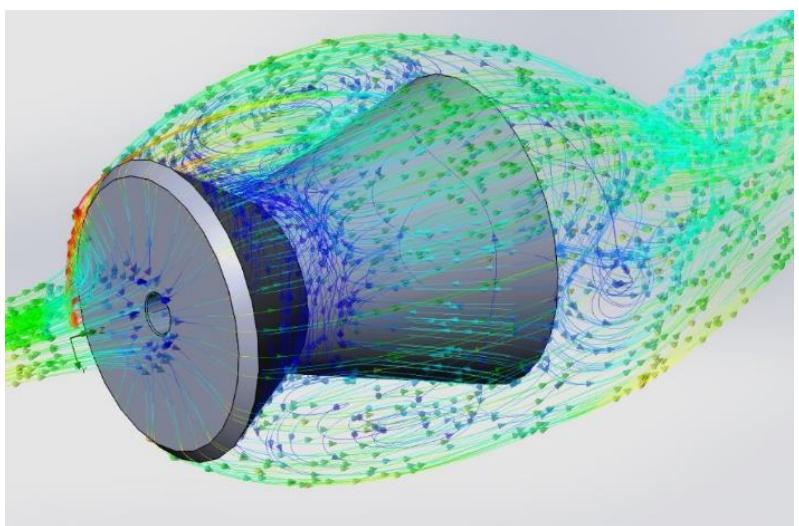


Рисунок 24. Линии тока при обтекании пули ПА.1.06.0.00 при числе Maxa 0.5.

что снижает перепад давлений в начале и окончании струи, уменьшая скорость потока в канале.

Моделирование обтекания модификации с 4 периферийными сквозными каналами, выходящими на боковую поверхность пули, также продемонстрировало хорошее совпадение с результатами баллистических экспериментов. В данном случае расхождение полученного коэффициента

лобового сопротивления при рассмотренном числе Маха оказалось 6.2%. Анализ картин обтекания позволил подтвердить выводы, полученные при эксперименте в аэродинамической трубе, о значительной стагнации зоны отрыва пограничного слоя ввиду его сдува струями, перетекающими по периферийным каналам (Рисунок 25), что приводит к разрыву области отрыва и области донного разряжения, что объясняет

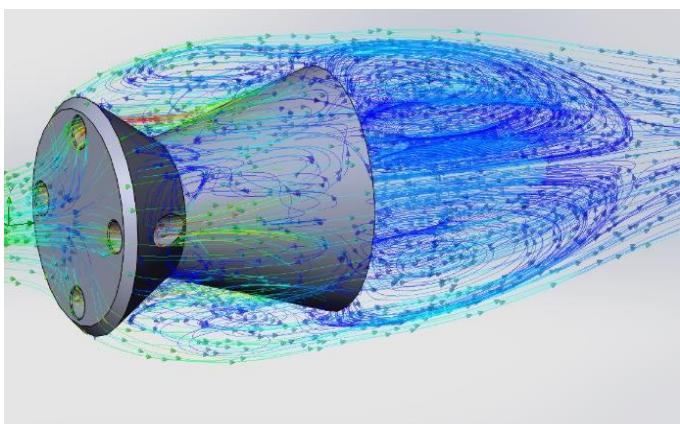


Рисунок 25. Линии тока при обтекании пули ПА.00.4.06 при числе Маха 0.5.

рост как лобового сопротивления, так и рассеивания пули. Этим объясняется и возрастание лобового сопротивления при увеличении количества каналов, что было определено в баллистическом эксперименте. Также на это влияет и увеличение сопротивления трения в виду увеличения площади обтекаемой поверхности пули.

Численные исследования обтекания дозвуковым воздушным потоком модификации, комбинирующей центральный канал с 4 периферийными сквозными каналами, продемонстрировали хорошее совпадение с результатами баллистических экспериментов. Расхождение значения коэффициента лобового

сопротивления при рассмотренном числе Маха оказалось 4.5%. Анализ полученной картины обтекания (Рисунок 26) показал, что комбинация центрального и периферийных каналов вызывает рост статической устойчивости пули, а также стабилизирующий эффект от вноса центральной струи в обособленную область донного разряжения, вызывая значительную стагнацию вихревых структур. Рост лобового сопротивления

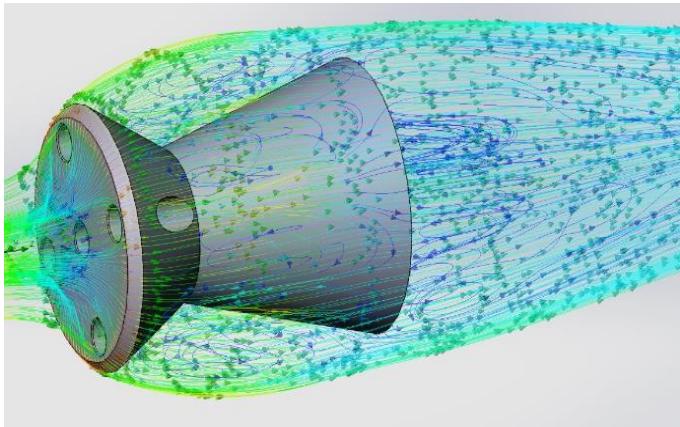


Рисунок 26. Линии тока при обтекании пули ПА.1.06.4.06 при числе Маха 0.5.

происходит по тем же причинам, что и в случае с периферийными каналами.

**В общих выводах и заключении** сформулированы основные результаты работы и даны рекомендации по модификации пули типа «Diabolo» с плоской головной частью путём организации сквозных каналов для повышения точности

стрельбы и снижения лобового сопротивления при их движении с дозвуковыми скоростями.

## **ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ**

1. Проведены баллистические и аэродинамические исследования особенностей обтекания пуль для пневматического оружия дозвуковым потоком, позволившие предложить различные модификации пуль с плоской головной частью за счёт организации сквозных каналов для перетекания воздуха в застойные области для повышения их эффективности.

2. Сквозной центральный канал позволил снизить величину лобового сопротивления на 20%. Для уменьшения энергетических потерь при выстреле предложено использование специальных отделяемых элементов, исключающих реверсивное перетекание газа при движении в канале ствола.

3. Выполнение центрального и периферических сквозных каналов повышает точностные параметры полета, снижая среднее квадратическое отклонение точек попадания на 27-29%.

4. Сформирован ряд требований и рекомендаций к проведению экспериментальных исследований на баллистической трассе по определению аэродинамических и баллистических параметров неуправляемых пассивных малогабаритных летательных аппаратов, а также разработана методика автоматизированного сбора и обработки результатов баллистического эксперимента в реальном масштабе времени.

5. Проведены экспериментальные и численные исследования различных конфигураций пуль формы «Diabolo», позволившие определить характер влияния особенностей обтекания дозвуковым воздушным потоком на точностные и энергетические параметры полёта. Выявлено, что пули с торцевым затуплением обладают наибольшим коэффициентом лобового сопротивления и наименьшими параметрами рассеивания.

6. Результаты проведённых исследований дают возможность проводить разработку улучшенных пуль формы «Diabolo» как для спортивной стрельбы, так и для использования на охоте.

## **ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

1. Илюхин С.Н. Методики нахождения коэффициента лобового сопротивления при проведении экспериментальных исследований на баллистической трассе. // Молодежный научно-технический вестник, 2014, № 1, С. 3-10. (0.5 п.л.).

2. 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, 2015, № 5, С. 38-47. DOI: 10.7463/aersp.0515.0819074. (0.625 п.л./0.25 п.л.).

3. 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, № 12, С. 4-13. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-12-2039. (0.625 п.л./0.3 п.л.).

4. Москаленко В.О., Илюхин С.Н., Булавина В.В. Численное моделирование картин обтекания модифицированных пуль при дозвуковых скоростях полёта. // Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, № 1, С. 8-19. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-12-2039 (0.75 п.л./0.25 п.л.).

5. Илюхин С.Н. Проведение процедуры оценивания траектории малогабаритных летательных аппаратов при исследованиях на баллистической трассе. // Вестник МАИ, 2021, Т. 28 № 4, С. 204-217. DOI: 10.34759/vst-2021-4-204-218 (0.875 п.л.).

6. Iljukhin S.N., Koryanov V. V., Moskalenko V.O., Toporkov A.G. The Use of Numerical Modeling for the Formation of Recommendations for Conducting Experiments on Ballistic Tracks. // Lecture Notes in Mechanical Engineering: Proceedings of 5th International Conference on Mechanical, System and Control Engineering, ICMSC 2021. Р. 147. DOI: 10.1007/978-981-16-9632-9\_16 (0.5 п.л./0.2 п.л.).

7. Илюхин С.Н. Ананьев В.И. Разработка программно-математического обеспечения для автоматизации процедуры определения лобового сопротивления на баллистической трассе. // Интеллектуальные системы в производстве, 2022, Т.20, №4, С.72-79. DOI: 10.22213/2410-9304-2022-4-72-79 (0.5 п.л./0.25п.л.).

8. Илюхин С.Н., Москаленко В.О. Исследование лобового сопротивления малогабаритных летательных аппаратов при наличии продольного центрального сквозного канала. // Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2023, № 1, с. 85–93. DOI: 10.18698/0536-1044-2023-1-85-93 (0.5 п.л./0.25 п.л.).

9. Iljukhin S.N. Determination of the body drag coefficient at subsonic flow velocities on the ballistic track using solidworks flow simulation. // AIP Conf. Proc. 2833, 020006 (2023) DOI: 10.1063/5.0151730 (0.4 п.л.)

10. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021615379 Российская Федерация. МОБИ – Математическая Обработка Баллистических Испытаний: № 2021614053: заявл. 16.03.2021: опубл. 07.04.2021 / А. Г. Топорков, С. Н. Илюхин.

11. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023662737 Российская Федерация. БОСС - Баллистическое Определение Сопротивления Среды: № 2023619615: заявл. 12.05.2023: опубл. 13.06.2023 / С. Н. Илюхин, А. А. Недогарок, В. И. Ананьев.