

УДК 623.455:623.546

А.В. КОЛОМИЙЦЕВ¹, С.Н. ЛАРЬКОВ², И.Ю. ДОЛЖЕНКО³¹ Харьковский научно-исследовательский институт судебных экспертиз
им. Засл. профессора Н.С. Бокариуса, Украина² Производственное объединение «Коммунар», Харьков, Украина³ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ПРИМЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МАКСИМАЛЬНОЙ ПЛОТНОСТИ КОМПОНОВКИ С ЗАДАНЫМИ ТРАЕКТОРНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Рассмотрены теоретические и экспериментальные методы исследования аэродинамических характеристик малоразмерных летательных аппаратов с максимальной плотностью компоновки. Это снаряды, к которым предъявляются требования к обеспечению определённых траекторных характеристик. Приведены результаты численного моделирования процесса обтекания в свободном полёте поверхности единого кинетического снаряда при старте из трубчатого канала пускового устройства. Сделан вывод о целесообразности применения аэродинамического подхода к процессу проектирования новых видов снарядов и исследования их характеристик.

Ключевые слова: летательный аппарат с максимальной плотностью компоновки, аэробаллистическая трасса, прямой динамический метод, численное моделирование процесса обтекания.

Введение

При создании технического объекта определённого назначения процесс проектирования обязательно включает в себя ряд задач, направленных на определение и изучение его свойств, имеющих различную физическую природу. Такого рода примером прикладных задач являются задачи разработки малоразмерных летательных аппаратов с максимальной плотностью компоновки – кинетических снарядов различного назначения. Такие объекты относятся к классу неуправляемых, неоперённых летательных аппаратов с траекторией полёта в условиях плотных слоёв атмосферы. Обычно они представляют собой тело вращения, форма которого зависит от назначения и условий применения [1 – 7].

Таким образом, 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, которая отвечает предъявляемым требованиям по условиям траекторного рассеивания кинетической энергии и действия по определённым видам целей.

Несмотря на традиционное доминирование экспериментальных подходов к исследованию по-

добного рода задач, в последнее время наблюдается повышенный интерес к методам численного эксперимента, который хорошо зарекомендовал себя в других областях проектирования.

1. Задача аэродинамического проектирования

Основным назначением разрабатываемого снаряда такого вида является обеспечение его высокого останавливающего действия и, как следствие, вывод из строя биологического объекта на близких дистанциях стрельбы (от 3,5 м до 10 м).

Таким образом, задача исследования сводится к определению рациональной формы кинетического снаряда, изучение влияния формы его головной части, отдельных конструктивных элементов на характер изменения коэффициента силы лобового сопротивления.

В качестве ограничений выступают: значение скорости полёта на расстоянии 3,5 м от дульного среза канала ствола пускового устройства (в пределах $V=300\pm 30$ м/с), калибр снаряда ($d=9,0\dots 9,3$ мм) и значение удельной кинетической энергии на расстоянии 3,5 м от дульного среза пускового устройства (не более $E_{уд}=0,5$ Дж/мм²). Эти параметры обусловлены действующими нормативными актами и техническими условиями на применение, разработку и производство, а также применения специальных пусковых устройств.

2. Решение задачи аэродинамического проектирования

2.1. Задача численного исследования

Исследование проводилось с целью определения аэродинамических характеристик кинетического снаряда, а именно:

- определение характеристик устойчивости;
- определение коэффициентов лобового сопротивления в диапазоне начальных скоростей 100...400 м/с;
- определение аэродинамических сил и моментов, действующих на части одиночного кинетического снаряда (ОКС) при различных углах атаки и взаимном расположении;
- определение характеристик устойчивости частей ОКС при малых возмущениях;
- определение величины рассеивания кинетической энергии на траектории полёта.

Характер обтекания поверхностей экспериментального снаряда в различных режимах полёта и влияние его конструктивных элементов при различных углах атаки и скоростях ввода в полет показаны на рис. 2 – 5.

2.2. Выбор рациональной формы снаряда

Выбор аэродинамической схемы специального снаряда происходил на основе анализа характеристик существующих форм головных частей снарядов, применяющихся для снаряжения пусковых устройств специального назначения. Также был проведен анализ статистики применения и эффективности действия травматических поражающих элементов.

В результате проведенных теоретических исследований был сформирован облик перспективного поражающего элемента, который представляет собой тело вращения с головной частью в виде затупленного конуса, цилиндрической ведущей частью и с плоской хвостовой частью (рис. 1). Для изготовления снаряда предполагается использовать как традиционные полимерные материалы, так и композиционные.

Выбор затупленной головной части был обусловлен стремлением минимизировать проникновение снаряда в ткани биологического объекта. Наличие конусности головной части обусловлено условиями входа эластичного снаряда в сужающийся участок канала пускового устройства.

Последний элемент является обязательным в соответствии с нормативными документами, и необходимым с точки зрения работы автоматики пусковых устройств.

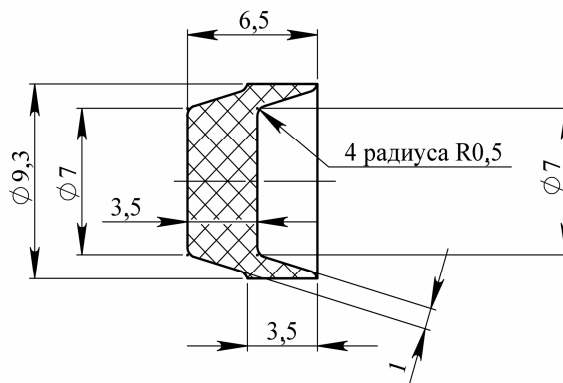


Рис. 1. Общий вид перспективного кинетического снаряда

Кроме того, форма головной части – эквидистанта форме полости, которая находится в хвостовой части образца.

В случае снаряжения патрона двумя и более кинетическими снарядами, с целью увеличения эффективности действия по цели, это позволяет существенно сократить общую длину множественного снаряда, который предполагается применять для снаряжения стандартной гильзы патрона травматического действия.

2.3. Численные аэродинамические методы исследования характеристик снарядов

Для численного моделирования процесса обтекания поверхностей снарядов используется метод конечных объемов, применяемый в специализированном программном обеспечении. В качестве исполнительного программного обеспечения используется приложение «FloWorks».

В качестве модельной задачи была принята задача обтекания сферы диаметром 9,0 мм в диапазоне чисел $M=0...3$ при нормальных условиях невозмущенного потока ($T=293,15\text{K}$, $p=101325\text{ Па}$).

Расчет теплофизических характеристик среды (воздуха) проводился на основе данных [8]. Расчет коэффициента динамической вязкости велся по формуле Сазерленда:

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{1,5} \frac{T_0 + T_s}{T + T_s}, \quad (1)$$

где μ_0 – вязкость при температуре T_0 ; T_0 – температура, при которой измерялась вязкость ($T_0=273\text{K}$); T_s – постоянная, зависящая от физических свойств газа.

График коэффициента лобового сопротивления, при дозвуковых и трансзвуковых скоростях приведен на рис. 6.

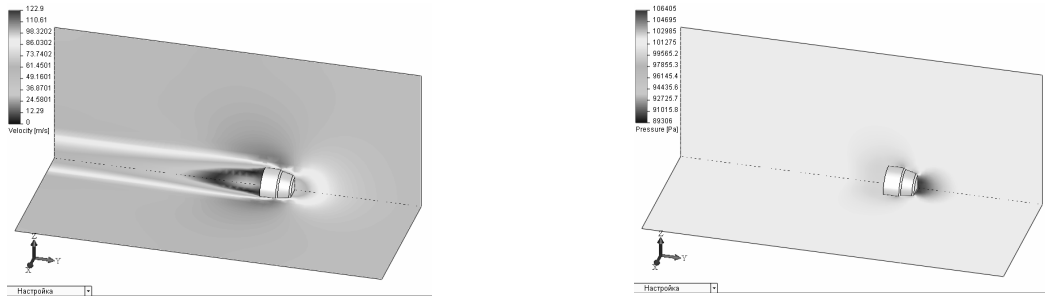


Рис. 2. Поля скоростей ОКС (слева) и давлений (справа) для $V = 100$ м/с

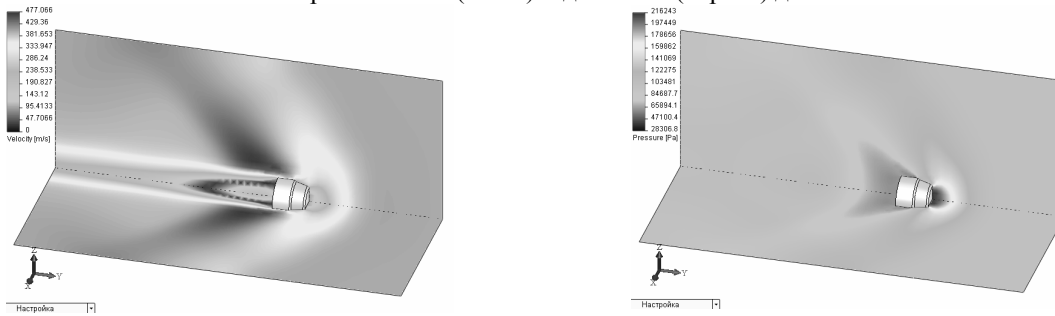


Рис. 3. Поля скоростей ОКС (слева) и давлений (справа) для $V = 400$ м/с

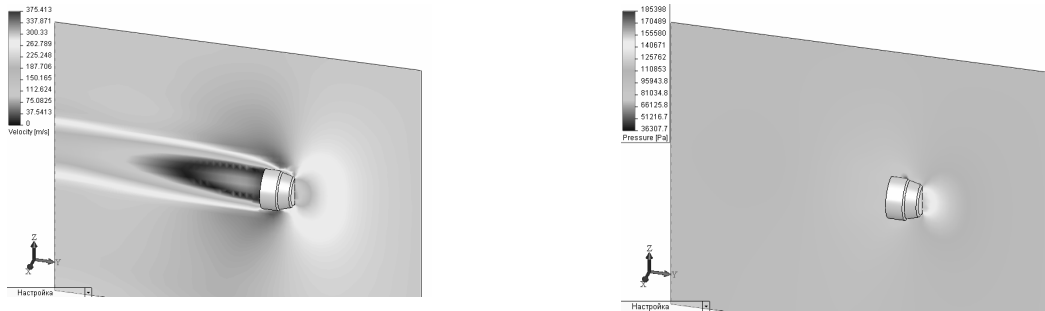


Рис. 4. Поля скоростей (слева) и давлений (справа) ОКС для угла атаки 5° при $V = 300$ м/с

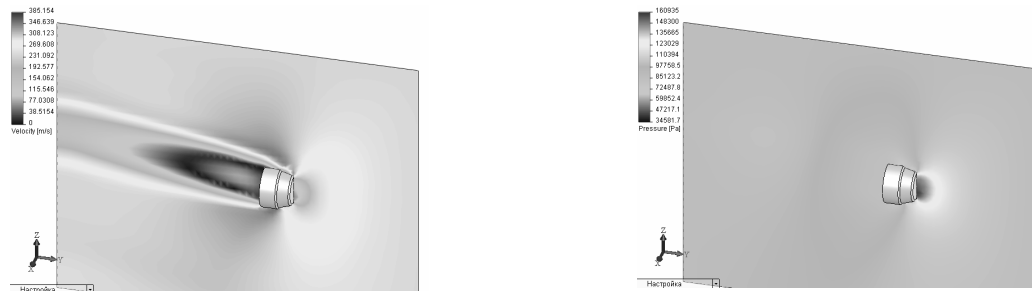


Рис. 5. Поля скоростей (слева) и давлений (справа) ОКС для угла атаки 10° при $V = 300$ м/с

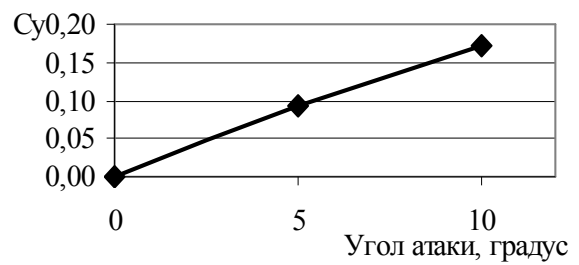
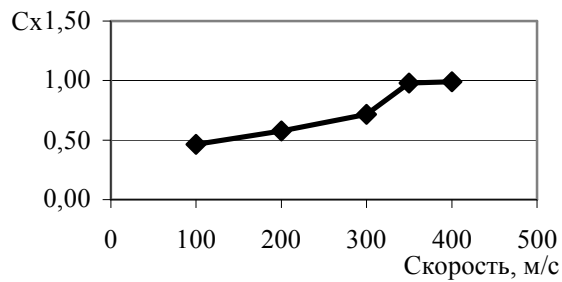


Рис. 6. Коэффициент лобового сопротивления ОКС (слева) и коэффициент подъемной силы ОКС (справа)

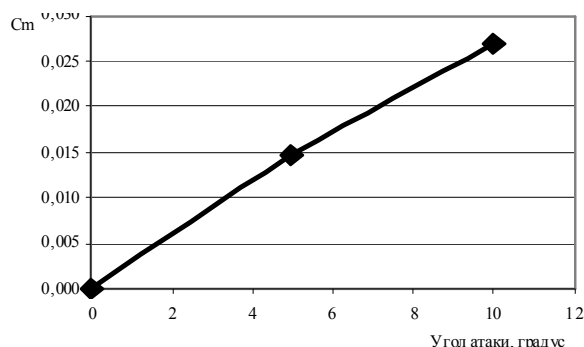


Рис. 8. Коэффициент момента ОКС

3. Анализ результатов исследования

3.1. Верификация и параметрическая настройка

В результате сопоставления данных о характере изменения скорости полёта снаряда на различных расстояниях от дульного среза канала пускового устройства, которые были получены расчётным путем на основе результатов численного моделирования и экспериментальным методом, было установлена их удовлетворительная корреляция между собой.

Это свидетельствует о том, что использованный метод численного моделирования процессов обтекания может быть приемлемым и для исследования перспективного кинетического снаряда травматического действия.

Равномерный рост коэффициента лобового сопротивления в области дозвуковых скоростей обусловлен тем фактом, что при $d=9,3$ мм в диапазоне скоростей $V=100\dots300$ м/с число Рейнольдса находится в диапазоне $6\cdot10^4\dots2\cdot10^5$, т.е. с учетом относительной высоты шероховатостей $k_s=1\cdot10^{-3}$ в критическом диапазоне по данным [10, 11].

Рост коэффициента сопротивления в этой области обусловлен турбулизацией пограничного слоя, при этом следует ожидать значительного влияния на параметры турбулентности в погранслое параметров шероховатости и различного рода дефектов поверхности (риски, царапины и т.п.), а также состояния кромок.

С учетом низкой нагрузки на мидель ($1,1$ г/см²) этот фактор может привести к увеличению разброса по скорости и снижению кучности.

Коэффициенты лобового сопротивления, подъемной силы и момента относительно ЦТ приведены на рис. 7 и 8 соответственно.

Анализ графиков аэродинамических сил и моментов позволяет заключить, что на больших дозвуковых скоростях движение ОКС в невозмущенном потоке является устойчивым, запас статической устойчивости составляет порядка 15%. Тем не менее,

следует отметить, что обтекание является околокритическим, вследствие чего при торможении ОКС не исключено появление смешанных зон обтекания, что может привести к появлению боковых сил и моментов, результатом действия которых станет увод ОКС с траектории. Уменьшение увода с траектории возможно за счет:

- уменьшения уводящих сил и моментов за счет затягивания турбулентного обтекания до меньших чисел Рейнольдса путем установки турбулизаторов в виде уступов или острых кромок на головной части ОКС. Не исключено, что R0,5 в месте перехода от Ø7 к конусу вызовет турбулизацию потока;

- ламинаризации обтекания во всем диапазоне скоростей путем сглаживания головной части радиусом и отказа от уступа в месте перехода от конуса к Ø9,3;

- придания вращения ОКС за счет введения ребер на конической части.

При варьировании массой ОКС были получены значения его скорости полёта на траектории. Анализ полученных данных показал, что с учётом ряда ограничений наиболее рациональным значением массы ОКС является величина 0,65 г.

Выводы

Проведение исследований, направленных на получение качественной картины обтекания газодинамическим потоком головной и боковой поверхностей экспериментального снаряда, продемонстрировало правильность выбора расчётной модели и достаточно высокую достоверность полученных с её помощью данных, благодаря чему достигнута удовлетворительная корреляция результатов натурного и численного эксперимента.

В результате проведенных численных экспериментов стало возможным определить аэродинамические характеристики перспективных кинетических снарядов, что позволило в сжатые сроки разработать его рациональную аэродинамическую схему и определить параметры, которые в наибольшей степени отвечают поставленным требованиям, без проведения дорогостоящих экспериментальных исследований.

Литература

1. Мандрыка А.П. *Генезис современной ракетодинамики* / А.П. Мандрыка. – Л.: Наука, 1971. – 216 с.
2. Мельников А.П. *Основы теоретической аэродинамики* / А.П. Мельников. – Л.: ЛКВИИА, 1953. – 824 с.

3. Мельников А.П. Аэродинамика больших скоростей / А.П. Мельников. – М.: Воениздат, 1961. – 424 с.

4. Мельников А.П. Курс газогидродинамики / А.П. Мельников, Н.А. Сычёв, Н.Ф. Филиппов. – Л.: ЛВИКА, 1968. – 746 с.

5. Краснов Н.Ф. Аэродинамика тел вращения / Н.Ф. Краснов. – М.: Машиностроение, 1964. – 572 с.

6. Краснов Н.Ф. Аэродинамика ракет / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой, А.Н. Данилов. – М.: Высшая школа, 1968. – 678 с.

7. Нилсен Д. Аэродинамика управляемых снарядов: пер. с англ. / Д. Нилсен. – М.: Оборонгиз, 1962. – 476 с.

8. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитриевский. – М.: Машиностроение, 1972. – 584 с.

9. Амброжевич А.В. Малоресурсный метод численного моделирования течений в геометрических областях сложной формы / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, С.Н. Ларьков, В.А. Серета // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 6 (53). – С. 5-10.

10. Борисенко А.И. Газовая динамика двигателей / А.И. Борисенко. – М.: Оборонгиз, 1962. – 794 с.

11. Дейч М.Е. Техническая газодинамика / М.Е. Дейч. – М.: Энергия, 1976. – 592 с.

Поступила в редакцию 30.04.2009

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры 205 А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАСТОСУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ МЕТОДІВ ПРОЕКТУВАННЯ ДЛЯ РОЗРОБКИ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ МАКСИМАЛЬНОЇ ЩІЛЬНОСТІ КОМПОНУВАННЯ З ЗАДАНИМИ ТРАЄКТОРНІМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

О.В. Коломійцев, С.М. Ларьков, І.Ю. Долженко

Розглянуто теоретичні й експериментальні методи дослідження аеродинамічних характеристик малорозмірних літальних апаратів з максимальною щільністю компоновання. Це снаряди, до яких пред'являються вимоги до забезпечення визначених траєкторних характеристик. Приведено результати чисельного моделювання процесу обтікання у вільному польоті поверхні єдиного кінетичного снаряда при старті з трубчастого каналу пускового пристрою. Зроблено висновок про доцільність застосування аеродинамічного підходу до процесу проектування нових видів снарядів і дослідження їхніх характеристик.

Ключові слова: літальний апарат з максимальною щільністю компоновання, аеробалістична траєкторія, прямий динамічний метод, чисельне моделювання процесу обтікання.

APPLICATION OF AERODYNAMIC METHODS OF DESIGNING FOR WORKING OUT FLYING VEHICLE OF THE MAXIMUM DENSITY OF CONFIGURATION WITH SET PATH CHARACTERISTICS

A.V. Kolomijetcev, S.N. Larkov, I.Y. Dolzhenko

Theoretical and experimental methods of research of aerodynamic characteristics low-sized flying machines with the maximum density of configuration are considered. These are shells to which demands are made to maintenance defined path characteristics. Results of numerical modeling of process of a flow in free flight of a surface of a uniform kinetic shell are resulted at start from the tubular channel of the starting arrangement. The conclusion is drawn on expediency of application of the aerodynamic approach to process of designing of new kinds of shells and researches of their characteristics.

Key words: a flying vehicle with the maximum density of configuration, an aeroballistics line, a direct dynamic method, numerical modeling of process of a flow.

Коломійцев Александр Викторович – канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник Харьковского научно-исследовательского института судебных экспертиз имени Засл. проф. Н.С. Бокариуса, Харьков, Украина.

Ларьков Сергей Николаевич – канд. техн. наук, главный технолог, Производственное объединение «Коммунар», Харьков, Украина.

Долженко Иван Юрьевич – аспирант кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: dolzhenko_ivan@mail.ru.