

УДК 629.13.014.7

## СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ УПРАВЛЯЕМЫХ СНАРЯДОВ

*Акад. РАРАН В.И. Бабичев, В.В. Ветров, В.П. Елесин, А.А. Коликов, Е.М. Костяной*

Анализ развития артиллерийского управляемого вооружения проведенный на основе источников зарубежной информации показывает, что в странах Запада наметилась тенденция к увеличению дальности стрельбы артиллерийских управляемых снарядов (АУС) более 50 км. Объективной предпосылкой такого развития событий явилось широкое использование новейших разработок по элементной базе, в частности GPS навигации. Практически все перспективные зарубежные АУС имеют систему управления с GPS (XM982 Excalibur (США), EX 171 ERGM (США), Vulcano (Италия)) [1, 2, 3].

Использование системы GPS позволяет решать проблему точности во всем диапазоне дальностей стрельбы, но требует повышения баллистической эффективности АУС. В данной статье под баллистической эффективностью понимается сравнительная оценка в виде относительного увеличения дальности полета (в %) за счет принятия какого-либо способа или устройства при одинаковой массе ЛА.

Особенности АУС как объекта исследования связаны с весьма жесткими габаритно-массовыми ограничениями и существенно нестационарными условиями движения снаряда, обусловленными широким интервалом скоростей и высот полета как на управляемом, так и на неуправляемом участках траектории, предъявляющих противоречивые требования к аэродинамическим характеристикам ЛА.

Вопросы повышения баллистической эффективности АУС тесным образом связаны с эффективностью использования энергетического потенциала ЛА, основу которого составляет энергия метательного заряда артиллерийской системы. Рассмотрим АУС, не имеющий на борту дополнительных источников энергии и движущийся по комбинированной траектории, включающей в

себя баллистический участок и участок программного планирования. Рассмотрим вариант АУС, когда начальная скорость  $V_0 = 750$  м/с, угол бросания  $q_0 = 60^\circ$ , угол тангажа, реализуемый на участке планирования,  $\alpha_{пл} = -20^\circ$ . Энергетический потенциал, которым располагает снаряд после выхода из канала ствола, может, в основном, рассматриваться в виде кинетической энергии. В процессе полета кинетическая энергия расходуется (рис. 1) на преодоление силы лобового сопротивления и изменение высоты полета (изменения потенциальной энергии).

Представленные на рис. 1 графики изменения энергии по времени говорят о существенной нестационарности условий полета. Это проявляется в динамике изменения представленных энергетических характеристик, являющихся функциями скорости, высоты полета (плотности воздушной среды), аэродинамических характеристик снаряда. Рассматривая первые производные энергозатрат по времени (рис. 2), можно утверждать, что на начальном участке полета кинетическая энергия более активно расходуется на преодоление аэродинамического сопротивления. Такая тенденция сохраняется до точки А, после которой доминируют затраты энергии на набор высоты. В наивысшей точке траектории изменение энергии прекращается. При этом располагаемый на данный момент энергетический потенциал в виде суммы кинетической и потенциальной энергии снаряда во многом определяет дальность стрельбы, поскольку на нисходящей ветви траектории осуществляется участок планирования, являющийся доминирующим в общей дальности полета.

Приведенные выше рассуждения относятся к пассивному с энергетической точки зрения снаряду и позволяют говорить о необходимости оптимизации процесса расходования энергии с це-

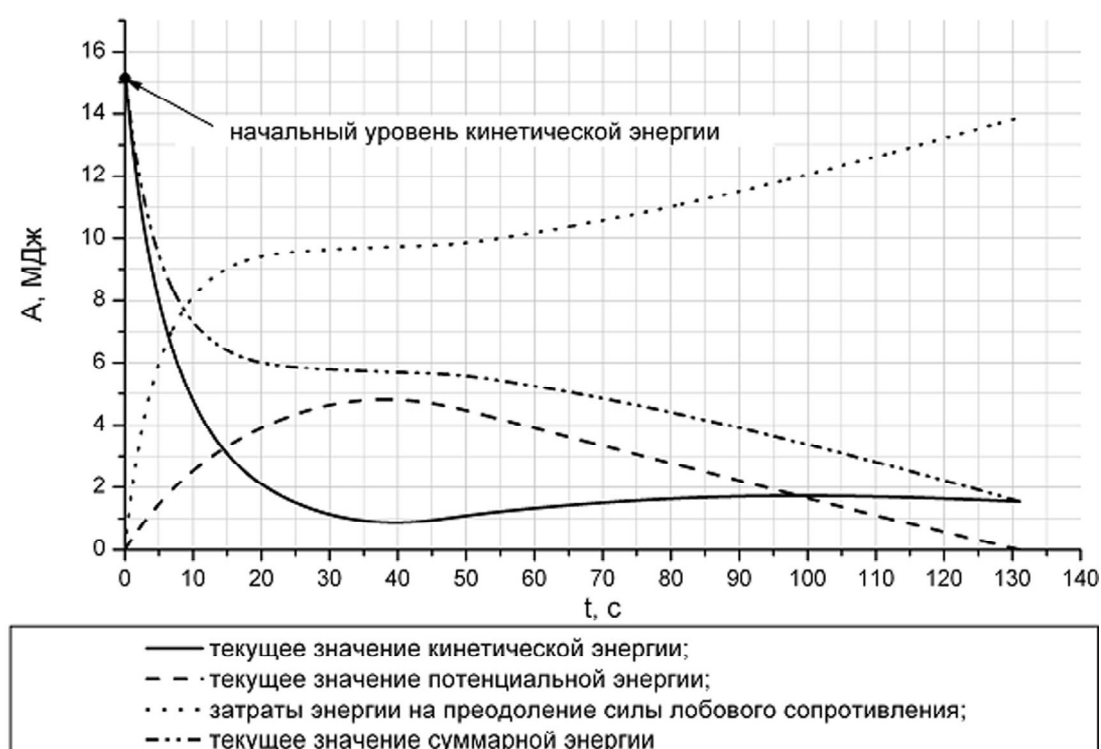


Рис. 1. Характеристики энергетического потенциала АУС в полете

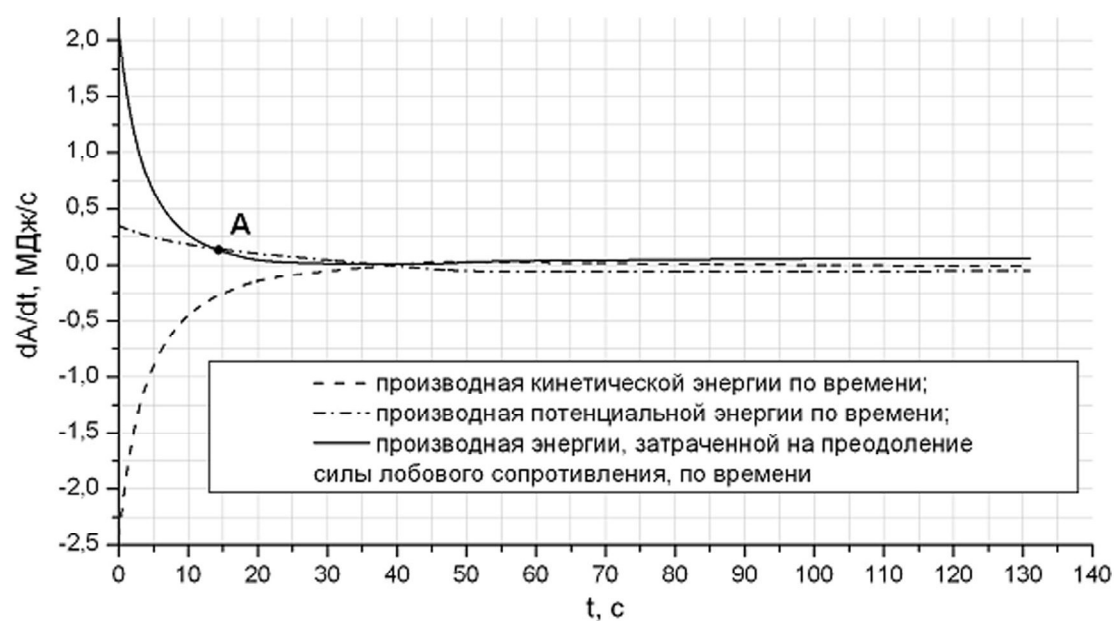


Рис. 2. Производные энергетических затрат по времени

лью повышения баллистической эффективности. Необратимые потери энергии, во многом определяющие дальность стрельбы, зависят прежде всего от лобового сопротивления. В связи с этим очевидным путем повышения баллистической эффективности является минимизация аэродинамического сопротивления.

Возможным путем повышения дальности полета АУС является введение дополнительных бортовых энергетических устройств, которое может быть реализовано с разной степенью эффективности. Рассмотрим эффективность такого энергетического устройства, как ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ). Включение двигателя до точки А (рис. 2), когда превалируют затраты энергии на лобовое сопротивление, только увеличит эти затраты и приведет к смещению точки А в сторону больших значений времени. Принимая во внимание, что потери на лобовое сопротивление являются необратимыми, а затраты на набор высоты связаны с обратимым переводом кинетической энергии в потенциальную, можно считать, что раннее включение двигателя (при высоких скоростях полета) приводит к росту безвозвратных потерь энергии. Поэтому вопросы повышения баллистической эффективности за счет введения дополнительной энергии должны рассматриваться с учетом оптимального ее дальнейшего расходования.

Совокупность способов повышения баллистической эффективности с точки зрения энергетического анализа может быть разделена на два направления (рис. 3), первое из которых подразумевает рациональное введение дополнительной энергии на траектории, а второе реализует наиболее экономное расходование энергии АУС в полете [4]. Так как для рассматриваемых снарядов основными составляющими аэродинамического сопротивления являются сопротивление носовой части и донное сопротивление, минимизации этих составляющих и следует уделять во втором направлении наибольшее внимание.

В настоящее время активно ведутся работы по созданию артсистем нового поколения, обеспечивающих повышенный стартовый импульс, например САУ NLOS (США). С энергетической точки зрения это направление является одним из мощных резервов повышения дальности стрельбы, однако, как показывают исследования, в том числе и зарубежных специалистов, наибольший эффект дают решения связанные с комбинацией различных способов повышения баллистической эффективности. В рамках данной статьи вопросы, связанные с повышением энергии выстрела, не рассматриваются, а проводится анализ способов, основанных либо на рациональном введении дополнительной энергии на траектории, либо на минимизации интенсивности рас-

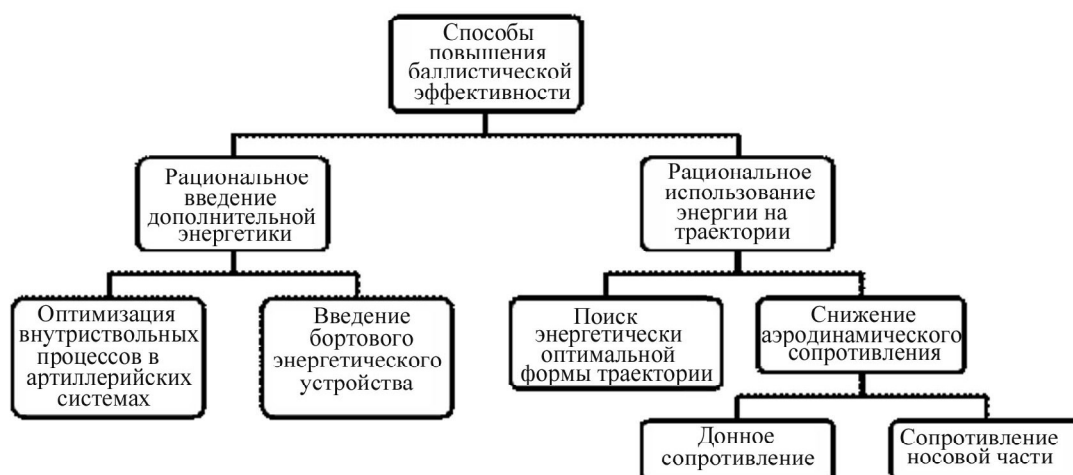


Рис. 3. Классификация способов повышения баллистической эффективности

ходования запасенной снарядом энергии во время полета.

Среди способов, связанных с введением бортового источника энергии наиболее распространенным является установка на борту АУС РДТТ. В качестве примера в статье рассматривается вариант перспективного АУС с РДТТ, имеющим полный импульс тяги  $J_{\Sigma} = 7700 \text{ Н}\cdot\text{с}$ . При этом оценивалось влияние на дальность полета времени включения двигателя и продолжительности его работы.

В результате решения оптимизационной задачи выявлено, что в случае движения по баллистической траектории наибольшая дальность полета АУС обеспечивается при задержке включения РДТТ 23 секунды, времени его работы в пределах 1–2,5 с и угле бросания  $53^\circ$  (для дульной скорости 750 м/с). При такой комбинации параметров можно получить прирост дальности 8% по сравнению с запуском двигателя сразу после выхода АУС из канала ствола.

Для комбинированной траектории, включающей в себя баллистический участок и участок планирования с постоянным углом тангажа, крайне важное значение приобретают начальные условия для участка планирования, характеризующиеся скоростью полета и высотой, с которой начинается планирование. Наибольшая дальность в данном случае обеспечивается при времени работы

двигателя порядка 20 секунд, задержке включения 17–19 секунд и угле бросания  $60^\circ$  (см. рис. 4).

Рациональное использование запасенной энергии АУС в пассивном полете может быть реализовано, в основном, двумя путями:

- выбором оптимальных кинематических параметров траектории;
- минимизацией лобового аэродинамического сопротивления.

С точки зрения оптимизации кинематических параметров траектории наибольшими возможностями повышения дальности стрельбы обладает участок планирования. Учитывая особенности конструктивной реализации системы управления АУС, на участке планирования, как правило, регистрируется изменение угла тангажа. Как показали исследования, полет с постоянным углом тангажа не является оптимальным, поскольку в начале участка планирования скоростной напор значительно меньше, чем в конце. Это приводит к тому, что потребные на участке планирования для реализации программы полета углы атаки могут существенно различаться. Существуют оптимальные углы атаки, при которых обеспечивается максимальное аэродинамическое качество. Полет с такими углами позволяет реализовать оптимальное соотношение между затратами энергии на частичную компенсацию силы тяжести и потерями на преодоление силы лобового сопро-

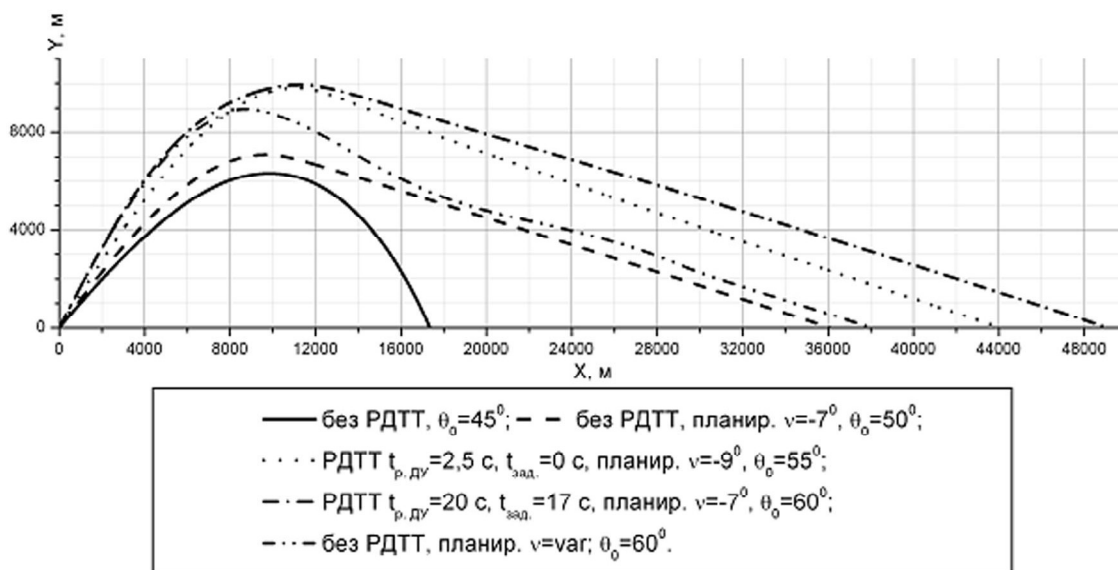


Рис. 4. Различные варианты реализации траектории полета АУС

тивления. Оптимальные углы атаки могут быть обеспечены путем реализации соответствующего закона изменения угла тангажа во времени. Получаемый при этом прирост дальности стрельбы по сравнению с вариантом планирования при постоянном угле тангажа, составляет ~ 6% (рис. 4).

Способы, направленные на минимизацию лобового сопротивления, могут быть построены на оптимизации геометрии соответствующих элементов планера, либо с использованием специального газодинамического воздействия на процессы обтекания в характерных его зонах за счет вдува в них генерируемого газа.

Теоретической базой обоснования эффективности всех возможных вариантов указанных способов и выбора приоритетов является математическое моделирование анализируемых газодинамических процессов на основе численного решения системы уравнений движения вязкого теплопроводного гомогенного газа (уравнения Навье-Стокса), которая в наиболее общей постановке имеет вид [4]:

– уравнение неразрывности (уравнение баланса массы)

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial t} + \text{div}(\mathbf{r}\mathbf{W}) = 0;$$

– уравнение сохранения количества движения

$$\mathbf{r} \frac{d\mathbf{W}}{dt} = \text{grad}P + \text{Div}\mathbf{\sigma}, \quad \forall x_m \in V_0, t > 0;$$

– уравнение сохранения энергии

$$\mathbf{r} \frac{dE}{dt} = -\text{div}(P\mathbf{W}) + \text{div}(S\mathbf{W}) + \text{div}\mathbf{q}_T$$

$$\forall x_m \in V_0, t > 0;$$

где  $V_0$  – объем области;  $t$  – время,  $E = U + \frac{W^2}{2}$  – удельная полная энергия газа,  $U = C_v T$  – удельная внутренняя энергия,  $\mathbf{W}$  – вектор скорости потока в данной точке;  $P$  и  $T$  – местные термодинамическое давление и температура;  $x_m$  – пространственные координаты;  $\mathbf{r}$  – плотность среды;  $\mathbf{q}_T$  – вектор плотности теплового потока;  $\mathbf{s}$  – тензор напряжений вязкости;

– уравнение состояния:

$$P = P(\mathbf{r}, T).$$

Для численного решения обозначенной системы уравнений использовался программный комплекс, построенный на основе метода крупных частиц.

Рассмотрим более детально способы минимизации донного сопротивления. Общепринятым является применение донного газогенератора (ДГГ) [6], который позволяет ликвидировать примерно 80% донного сопротивления и снизить полное лобовое сопротивление АУС на 10–25% (в зависимости от скорости полета). Причем его использование наиболее целесообразно сразу после выхода снаряда из канала ствола, когда потери энергии на преодоление силы лобового сопротивления максимальны (рис. 1). Учитывая характер изменения затрат энергии на преодоление аэродинамического сопротивления (рис. 2), производительность газогенератора должна быть пропорциональна скорости полета.

Альтернативным путем снижения донного сопротивления является использования трансформируемого кормового обтекателя (ТКО) (рис. 5). Это решение обусловлено переменными требованиями к форме кормовой части снаряда на разных этапах функционирования. С целью наиболее полной передачи снаряду в канале ствола энергии метательного заряда, его кормовая часть имеет плоскую форму с площадью, максимально приближенной к площади мишеля. Однако в полете оптимальной с точки зрения снижения аэродинамического сопротивления является близкая к конической форма кормовой части. Такое решение обеспечивает безотрывное течение в районе кормовой части и при этом позволяет уменьшить площадь донного среза снаряда, что дает возможность снизить, а в предельном случае полностью ликвидировать, донное сопротивление. В качестве перспективного технического решения авторами предложена трансформируемая кормовая часть АУС, которая в начальный период полета из плоского днища превращается в коническую оболочку с углом наклона образующей близким к 20° [7, 8].

Численное моделирование полета АУС показало, что при движении по баллистической траектории увеличение дальности известных модификаций снаряда «Краснополь» за счет введения



Рис. 5. Схема снаряда с ТКО

трансформируемой хвостовой части составит 20–25% дальности, а при полете по комбинированной траектории, включающей в себя участок планирования – 12–16%. Для перспективных образцов АУС эти эффекты с увеличением дульной скорости могут возрасти соответственно до 25–30% и 16–20%. Сравнительная оценка предложенного способа увеличения дальности со способом, основанным на использовании ДГГ, позволяет говорить о преимуществе трансформируемого кормового обтекателя на 5–7% для траектории с участком планирования. Анализ влияния предложенного способа и его конструктивных реализаций на формирование подъемной силы на участках планирования и самонаведения показал, что за счет появления эффекта взаимодействия процессов обтекания консолей стабилизаторов и обратного хвостового конуса коэффициент аэродинамического качества АУС возрастает при том же угле атаки на ~ 7%. Конкретной проектно-конструкторской задачей является разработка трансформируемой кормовой части минимальной массы.

Для снижения аэродинамического сопротивления, формируемого носовой частью, так же возможно два решения, по своей сути схожих с решениями, применяемыми для кормовой части.

Носовой газогенератор (НГГ) дает возможность реализовать вдув недорасширенной газовой струи в набегающий поток и тем самым перейти от близкого к прямому головного скачка уплотнения к серии скачков уплотнения, смещенных вперед по потоку, и присоединенному криволинейному скачку, существенно более слабому, чем головной скачок [9]. Это позволяет снизить коэффициент лобового сопротивления снаряда на 7–20% (в зависимости от числа Маха). Как и в случае с ДГГ

использование НГГ наиболее целесообразно на начальном участке траектории.

Альтернативой НГГ может выступать надстройка в носовой части в виде иглы. Она так же как и вдув изменяет структуру сверхзвукового течения смещая вперед головной скачек уплотнения и трансформируя его в серию конических и криволинейных скачков. При скоростях 1,7–3 М снижение лобового сопротивления, обусловленное применением головного вдува, соизмеримо с соответствующим показателем при использовании носовой иглы. При скоростях 1,3–1,7 вдув недорасширенной газовой струи (с учетом создаваемой ею противотяги) обеспечивает большее снижение аэродинамического сопротивления, чем носовая игла (например, при  $M = 1,3$  разница составляет 15% от общего сопротивления снаряда) (см. рис. 6).

Проведенный комплекс исследований позволяет судить о перспективах применения каждого из рассмотренных способов повышения баллистической эффективности. Существенный вклад участка планирования в общую дальность полета обуславливает как важность и перспективность оптимизации самого этого участка, так и необходимость тщательной проработки баллистического участка с целью обеспечения наилучших начальных условий для планирования (скоростной напор; высота и скорость, с которых начинается планирование). При выборе способа снижения аэродинамического сопротивления необходимо применять системный подход и рассматривать не только лобовое сопротивление, но и вопросы статической устойчивости снаряда на траектории, а также его управляемости на участках планирования и самонаведения.

Для достижения радикального увеличения максимальной дальности полета АУС необходи-

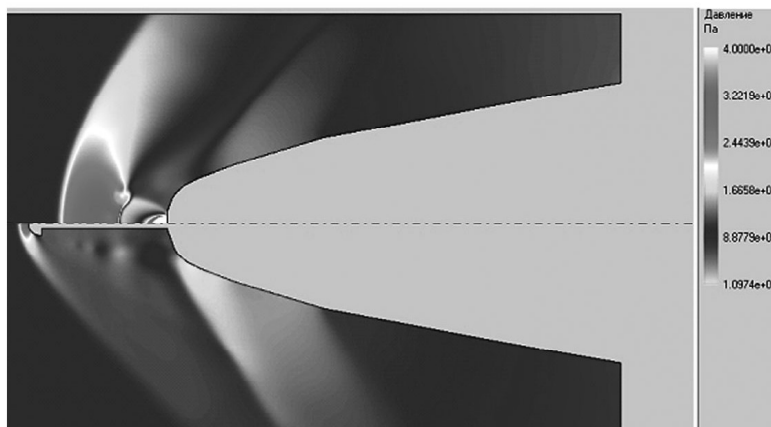


Рис. 6. Сравнение полей давления для носовой части с головным вдувом и носовой иглой

мо разумное сочетание всех указанных способов повышения баллистической эффективности.

Проведенные исследования показывают, что для варианта АУС, имеющего  $V_0=750$  м/с, реально создание конструкции снаряда с максимальной дальностью полета 40–45 км без РДТТ и снаряда с использованием РДТТ ( $J_\Sigma \approx 7700$  Н·с) и обеспечивающего максимальную дальность 55–60 км.

### Литература

1. Бабичев В.И., Ветров В.В., Игнатов А.В., Орлов А.Р. Основы устройства и функционирования артиллерийских управляемых снарядов, Издательство ТулГУ, Тула 2003.
2. Jane's Ammunition Handbook, 2005–2006, pp. 365–366.
3. Jane's Missiles and Rockets, 2007, v. 11, No. 10, p. 15.
4. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1975.
5. Ветров В.В. Концепция повышения баллистической эффективности АУС. Труды X ВНТК. Воронеж, 2009 г. – с. 476 – 486.

6. Патент РФ №2225976 от 20.03.2004 г. Бабичев В.И., Ветров В.В., Гусев Е.А., Дунаев В.А., Елесин В.П., Алешичева Л.И. Способ снижения донного сопротивления артиллерийского снаряда и устройство для его осуществления.

7. Ветров В.В., Дунаев В.А., Панферов П.В. Увеличение баллистической эффективности беспилотного летательного аппарата путем использования деформируемой в полете кормовой части. Сборник докладов V Научной конференции Волжского регионального центра РАН «Современные методы проектирования и отработки ракетно-артиллерийского вооружения», Т.1, г. Саратов, 2008 г. – с. 97–102.

8. Патент РФ №2251068 от 27.04.2005 г. Алешичева Л.И., Ветров В.В., Морозов В.В. Способ увеличения дальности полета артиллерийского снаряда и устройство для его реализации.

9. Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов: Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им Н.Э. Баумана, 2004. – 88 с.: ил.