

УДК 629.13.014.7

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭНЕРГОБАЛЛИСТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЯЕМЫХ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ СНАРЯДОВ

По представлению акад. РАН В.И. Бабичева

В.В. Ветров, В.В. Морозов, Б.З. Клевенков

К началу 70-х годов XX-го столетия для разработчиков перспективных видов вооружения ближней тактической зоны становится ясным, что для нового качественного скачка в развитии этих систем необходимо объединить преимущества ствольной артиллерии (относительно высокую точность неуправляемого полета и высокую стартовую энергетику) с преимуществами управляемых ракет (практически неограниченную точность наведения на цель и дополнительные энергетические возможности ракетного двигателя).

Развитие современных боеприпасов характеризуется повышенными требованиями к энергетическим, габаритно-массовым параметрам снарядов, к надежности их конструкции. Увеличение дальности полета без изменения конструкции метательной установки – одна из первостепенных задач.

В классических артиллерийских системах для увеличения начальной скорости снаряда увеличивают давление в камере, длину ствола орудия, прогрессивность горения пороховых зерен, массу порохового заряда, энергию пороха, объем камеры и др. При этом изменяя, либо отдельные параметры, либо сразу несколько.

Однако все известные способы увеличения начальной скорости снаряда имеют существенные ограничения по предельным значениям параметров, которые к настоящему времени практически реализованы.

Анализ направлений развития как зарубежных так и отечественных разработок в области артиллерийских высокоточных боеприпасов показывает, что основными направлениями увеличения дальности полета управляемых артиллерийских снарядов (УАС) в ближайшее время будут:

– применение более совершенных ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) или прямоточных воздушно реактивных двигателей (ПВРД);

– программный полет;

– снижение аэродинамического сопротивления снаряда.

Дальность полета артиллерийских снарядов обеспечивается сохранением полученной в процессе выстрела кинетической энергии на траектории.

У многих образцов УАС, с целью повышения максимальной дальности стрельбы, имеется разгонно-маршевый реактивный двигатель, но следует учитывать, что значения осевой перегрузки, при выстреле, достаточно велики, поэтому приходится проектировать двигатель с высоким ко-

эффициентом качества ($a_{\partial\partial} = \frac{m_{\text{конст}}}{m_T}$). При этом

производство такого снаряда с РД требует больших материальных затрат. Примером такой конструкции является снаряд «Краснополь».

Пока известны конструкции УАС только с РДТТ, хотя в перспективе возможны и ПВРД, так как силовой импульс артиллерийского выстрела придает снаряду достаточную начальную (дульную) скорость для нормальной последующей его работы. Установку ПВРД на УАС следует считать одним из перспективных направлений увеличения их дальности, хотя в данный момент применение ПВРД на малогабаритных ракетах затруднено. Пример такой конструкции рассмотрен в [5].

Надо иметь ввиду, что установка на УАС реактивного двигателя влечет за собой уменьшение массы его боевой части (БЧ) по сравнению со штатным артиллерийским снарядом, если УАС

проектируется в штатных габаритах. Следовательно, процесс проектирования разгонно-маршевого двигателя есть достижение компромисса между стремлением максимально увеличить дальность полета УАС и сохранить достаточную эффективность его БЧ. Уменьшение массы БЧ становится принципиально возможным для УАС, рассчитанного на прямое попадание в цель, причем к бронированной цели УАС может подойти, благодаря возможностям самонаведения, с наиболее уязвимого направления. В ряде случаев, когда нельзя существенно ограничить массу БЧ, становится нецелесообразным введение в состав УАС реактивного двигателя.

В этом случае существует возможность увеличить дальность полета УАС за счет установки гораздо меньшего по массе, чем РДТТ донного газогенератора с твердым топливом (ДГГТТ). Увеличение дальности полета в данном случае происходит за счет снижения донного аэродинамического сопротивления, обусловленного формированием зоны разряжения (пониженного, относительно атмосферного давления) между практически плоской кормовой частью УАС и аэродинамическим следом ее обтекания. Наиболее заметно этот эффект дает о себе знать у артиллерийских снарядов, так как для более полного использования энергии пороховых газов при выстреле из ствола орудия необходимо иметь плоское днище с площадью равной площади миделя.

Введение в указанную зону генерируемых ДГГТТ газов повышает в ней давление и снижает донное аэродинамическое сопротивление УАС, а, следовательно, увеличивает дальность полета.

Донное сопротивление может составлять до 50% от полного аэродинамического сопротивления снаряда при сверхзвуковых скоростях полета. Его ликвидация дает возможность увеличить дальность полета снаряда приблизительно на 20% и повысить в целом эффективность его применения, поэтому на современном этапе большое значение придается снижению донной составляющей полного аэродинамического сопротивления снаряда.

Для самонаводящихся УАС возникает одно конструктивное противоречие, которое заключается в том, что для нормальной работы оптических головок самонаведения (ГСН) целесообразно иметь носовой оптический обтекатель сферической формы, который обладает весьма значи-

тельным лобовым аэродинамическим сопротивлением, особенно на сверхзвуковых скоростях. В отечественных УАС первого поколения данное противоречие разрешается за счет введения в их конструкцию отделяемого на траектории, перед участком самонаведения носового баллистического обтекателя оптимальной аэродинамической формы. Возможно, что с развитием УАС принцип изменения геометрии снаряда в полете, с целью повышения его дальности, будет использоваться еще более широко.

Альтернативой применению донного газогенератора для уменьшения донной составляющей полного аэродинамического сопротивления снаряда может выступать применение конической кормовой части с углом наклона образующей конуса к оси вращения снаряда $\approx 20^\circ$. При таких углах конусности достигается плавное обтекание конуса потоком набегающего воздуха, а при более крутых обводах происходит срыв потока. Применение конической кормовой части ведет к снижению площади донного среза снаряда и, следовательно, к уменьшению донного сопротивления [2].

Поскольку экспериментальное исследование процесса является дорогостоящим и требует специального оборудования, предлагается задачу решить методами газовой динамики [3].

Данная задача является осесимметричной, поэтому она решалась в двумерной постановке. Рассматривалось течение газа в области, нижняя граница которой соответствует полупрофилю обтекаемого тела (рис. 1). Границы области выбирались из условия не влияния на характер обтекания.

Начальные условия во всей области:

$$V_x = V_\infty; V_r = 0; p = 0,1 \text{ Мпа}, T = 293 \text{ К}.$$

Граничные условия:

1) на границе 1 (рис. 1): $V_x = V_\infty; V_r = 0; p = 0,1 \text{ Мпа}; T = 293 \text{ К};$

2) на границе 3 – вытекание газа с параметрами перед границей, втекание со средними;

3) на границах 2, 4, 5, 6, 7, 8 условие непротекания $V_n = 0$,

где V_n – величина проекции вектора скорости на нормаль к границе.

Для численного решения использовался метод крупных частиц [3].

Целью расчетов было определение проекции вектора силы действующей на снаряд на ось x (рис. 1):

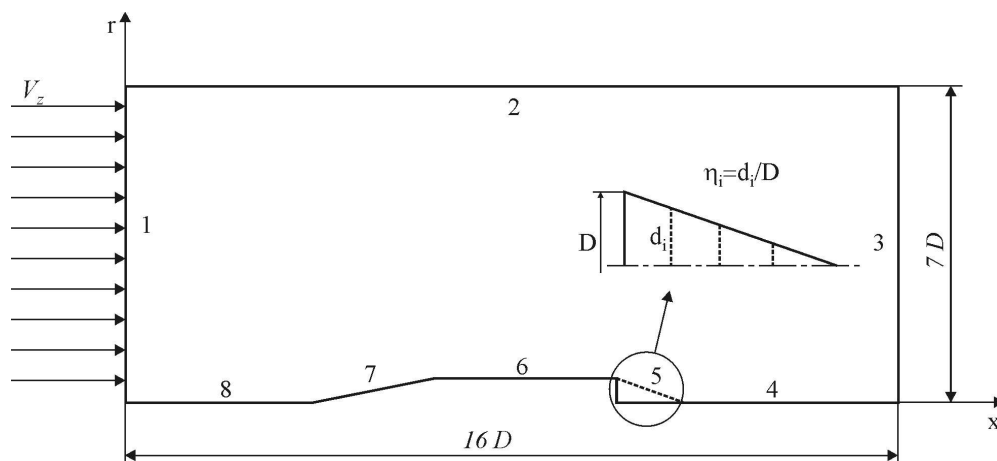


Рис. 1. Расчетная область с нумерацией границ

$$F = \int_s p ds.$$

Решение считалось полученным после достижения потоком установившегося режима.

Расчеты проводились при $h = 0,75; 0,5; 0,4; 0,25$ кормовой части при угле наклона образующей к оси снаряда 20° для чисел $M = 0,6 \dots 2,5$. Результаты расчетов свидетельствуют о целесообразности применения изменения геометрии кормовой части при трансзвуковых скоростях полета снаряда.

Прирост дальности по сравнению с плоским днищем за счет изменения геометрии кормовой

части с сужением $h = 0,75$ менее одного процента. При $h = 0,5$ порядка 4%; при $h = 0,25$ составляет 10%, при $h = 0$ – 13%. Выбор того или иного сужения необходимо производить исходя из конструкции механизма изменения кормовой части.

Снижение общего аэродинамического сопротивления снаряда достигается в рамках предложенного способа увеличения дальности полета УАС за счет ликвидации донного сопротивления, однако введение в конструкцию снаряда трансформируемого кормового обтекателя приводит к появлению ряда отрицательных факторов, таких как появление кормового сопротивления, увели-

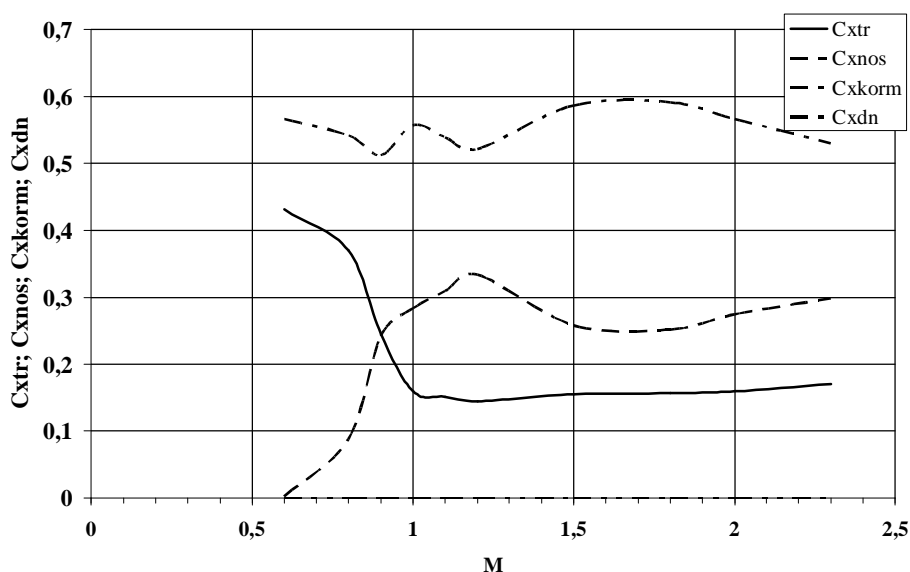


Рис. 2. Доля составляющих аэродинамического сопротивления в зависимости от числа M

чение коэффициента трения (увеличение площади омываемой поверхности снаряда), создание на суживающейся кормовой части отрицательной подъемной силы. Проведем анализ влияния каждого из этих факторов на летные характеристики снаряда.

Если рассматривать изолированный фюзеляж при нулевом угле атаки, то

$$C_{x0\phi} = C_{xtr} + C_{xнос} + C_{xкорм} + C_{xдн}, \quad (1)$$

где C_{xtr} – коэффициент сопротивления трения фюзеляжа, $C_{xнос}$ – коэффициент сопротивления давления носовой части, $C_{xкорм}$ – коэффициент сопротивления давления кормовой части, $C_{xдн}$ – коэффициент сопротивления давления дна.

Полуэмпирическая зависимость для определения коэффициента трения выглядит следующим образом

$$C_{xtr} = \frac{2C_f}{2} \frac{S_{\phi}^{ом}}{S_m},$$

где $S_{\phi}^{ом}$ – площадь обтекаемой потоком поверхности корпуса (без площади донного среза), $2C_f$ – удвоенный коэффициент трения плоской пластины, длина которой равна длине корпуса фюзеляжа.

Величина $2C_f$ зависит от чисел $Re = \frac{Vl}{\nu}$ и M , относительной координаты точки перехода ла-

минарного пограничного слоя в турбулентный и от теплообмена между внешней средой и пластиной. Анализ приведенной выше зависимости для определения C_{xtr} позволяет говорить о том, что $C_{xtr} \sim S_{\phi}^{ом}$, поэтому при увеличении $S_{\phi}^{ом}$ на 15–20% коэффициент трения возрастет на такую же величину.

Определим вклад каждого из компонентов входящих в (1). Задавшись $I_{нос} = 3,5$, $I_{цил} = 4,5$ и рядом значений чисел M произведем оценочные расчеты доли коэффициентов для исходного снаряда (рис. 2).

Введя в конструкцию снаряда трансформируемый кормовой обтекатель нетрудно определить увеличение доли составляющей трения в общем аэродинамическом сопротивлении (рис. 3). Построенная кривая зависимости доли коэффициента трения лежит значительно выше в относительных величинах чем исходная, однако существенная доля донного сопротивления сокращена до 0%, что обусловило появление значительно меньшего по величине кормового сопротивления. Это отразилось на изменении общего коэффициента сопротивления (рис. 4).

Еще один фактор требующий особого внимания из-за введения кормового обтекателя – это создание отрицательной подъемной силы на суживающейся кормовой части. При обтекании воздушным потоком корпуса, установленного под малым положительным углом атаки, возникает подъемная сила, пропорциональная углу атаки.

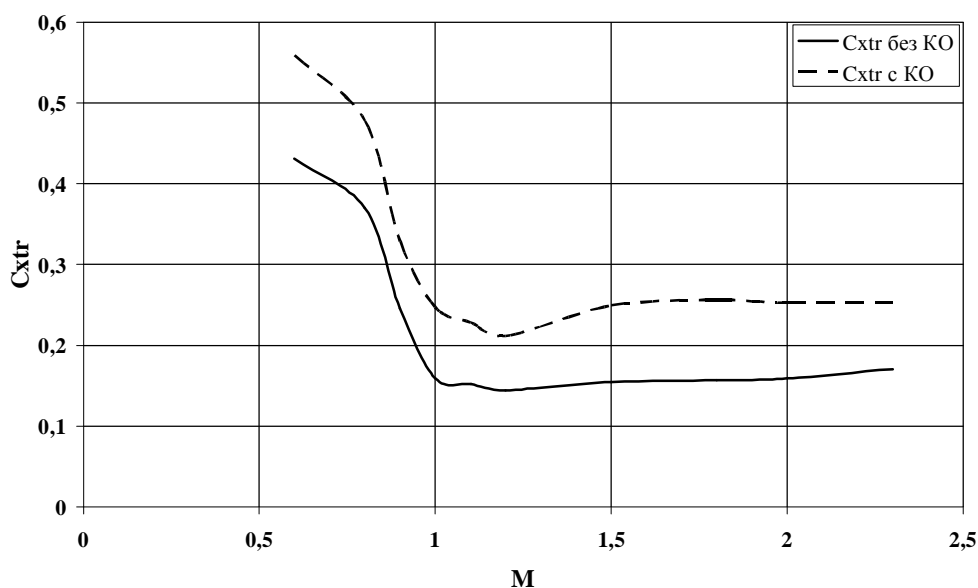


Рис. 3. Доли коэффициентов трения с кормовым обтекателем и без

Согласно теории тонких осесимметричных тел данная сила появляется только на участках с переменной площадью поперечного сечения, причем знак этой силы зависит от знака производной dS/dx . Оценку изменения производной коэффициента подъемной силы по углу атаки будем производить по следующей зависимости

$$c_{уиз.ф}^a = (c_{у}^a)_{нос+цил} + c_{у корм}^a ,$$

где $c_{у корм}^a = -0,2 \times \frac{2}{57,3} (1 - h_{корм}^2)$ – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки кормовой части снаряда.

Приведем расчетные графики зависимости коэффициентов подъемной силы по углу атаки для исходной геометрии и для предложенной (рис. 5), и проанализируем снижение $c_{уиз.ф}^a$ из-за введения кормового обтекателя. В качестве одного из критериев оценки будем пользоваться понятием продольной статической устойчивости

$$C_d = \bar{x}_{ц.м} - \bar{x}_f ,$$

где $\bar{x}_{ц.м}$ – относительная координата центра масс снаряда, \bar{x}_f – относительная координата фокуса снаряда по углу атаки.

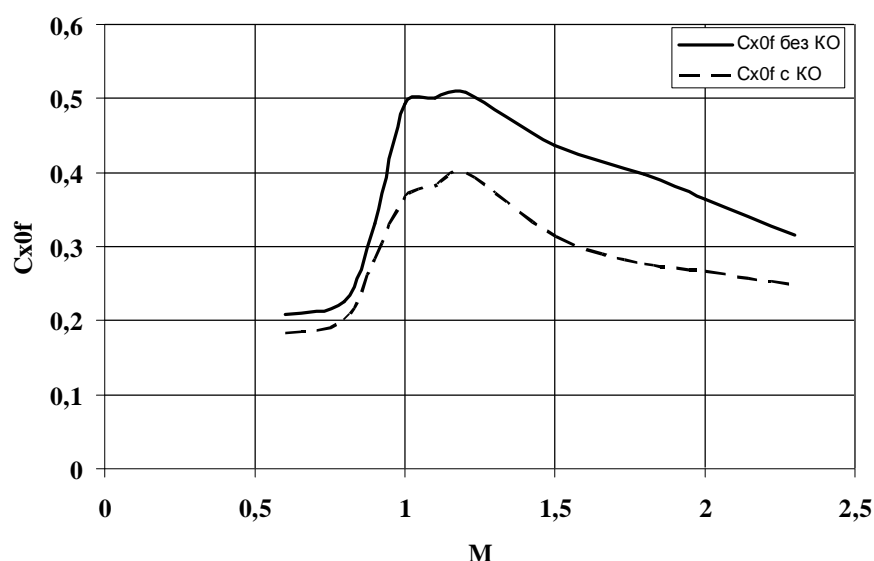


Рис. 4. Коэффициенты аэродинамического сопротивления фюзеляжа с кормовым обтекателем и без

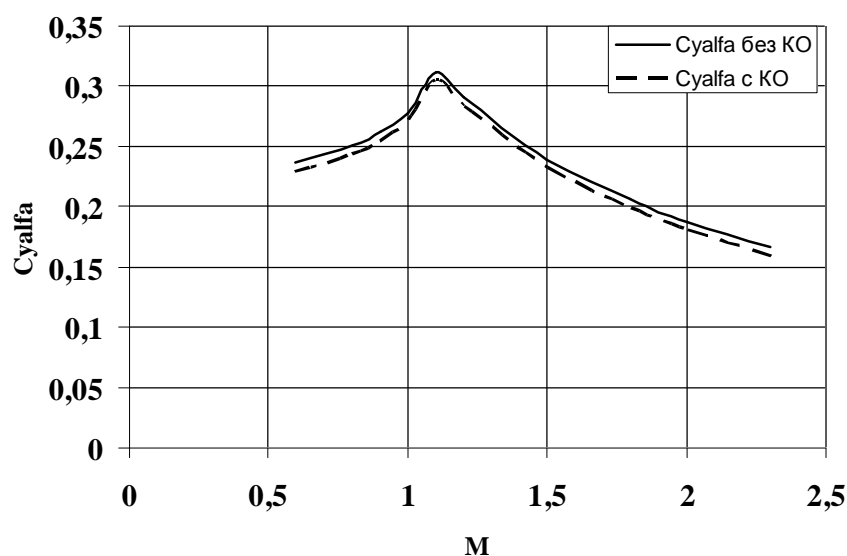


Рис. 5. Графики зависимости коэффициентов подъемной силы по углу атаки с кормовым обтекателем и без

Приняв допущение, что $\bar{x}_{ц.м} = const$, трудно определить изменение степени статической устойчивости снаряда, которое в среднем уменьшится на 5%. Однако введенное ранее допущение о постоянстве координаты центра тяжести снаряда не соответствует действительности из-за изменения массы конструкции и габаритов снаряда. Это обстоятельство требует более детальной конструкторской проработки предлагаемого решения.

В качестве обобщенного критерия по оценке введения кормового обтекателя на внешне-баллистические характеристики УАС целесообразно воспользоваться понятием аэродинамического качества

$$K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}},$$

где c_{ya} – коэффициент подъемной силы, c_{xa} – коэффициент лобового сопротивления.

Данный коэффициент устанавливает связь между величиной подъемной силы и силой лобо-

вого сопротивления при определенном числе М. Изменение величины аэродинамического качества, с учетом выше изложенного, на дозвуковых скоростях полета – практически равно нулю, а на сверхзвуковых скоростях данный способ дает возможность увеличить его в среднем на 40%.

Как уже отмечалось ранее одним из основных направлений увеличения дальности полета является использование программного полета, т.е. в данном случае полет летательного аппарата с оптимальным углом атаки (углом атаки соответствующим максимальному аэродинамическому качеству). Поэтому увеличение данного коэффициента, позволит более эффективно использовать на траектории запасенную в процессе полета кинетическую и потенциальную энергии.

Рассмотренный выше способ увеличения дальности полета УАС конструктивно может быть реализован в различных вариантах (рис. 6). Каждый из которых заслуживает, по мнению авторов, должного внимания. В качестве примера реализа-



Рис. 6. Классификация устройств по снижению аэродинамического сопротивления снаряда

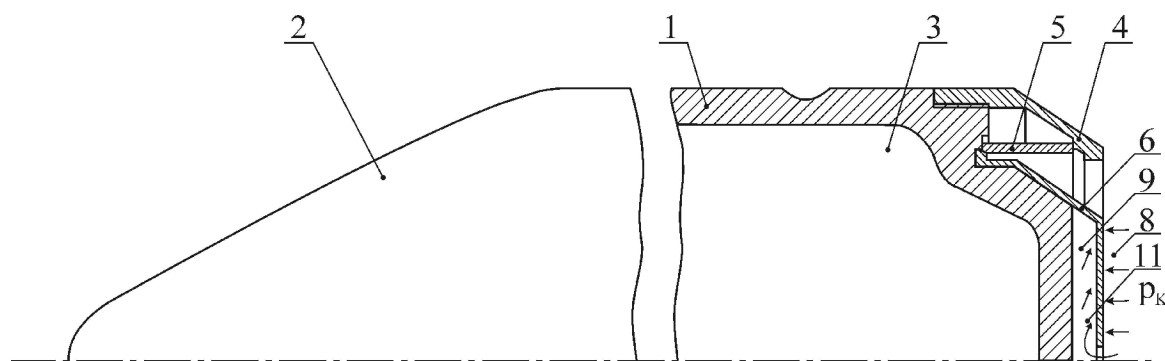


Рис. 7. Вид артиллерийского снаряда до срабатывания устройства для увеличения дальности полета
1 - корпус; 2 - головной отсек; 3 - хвостовой отсек; 4 - обтекатель; 5 - разжимное пружинное кольцо;
6 - подвижный колпак; 7 - дроссельное отверстие; 8 - заснарядное отверстие; 9 - накопительная полость;
10 - донный срез; 11 - направление течения газа

ции самого простого варианта трансформации кормовой части УАС приведем телескопическую схему с выдвигаемым усеченным конусом (рис. 7). [4]

Устройство выполнено в виде кормового телескопического удлинителя, содержащего полый обтекатель, жестко закрепленный на хвостовом отсеке, и размещенный в нем подвижный колпак, с возможностью осевого перемещения под действием пороховых газов, с последующей фиксацией с помощью разжимного пружинного кольца.

При выстреле пороховыми газами производится разгон снаряда в стволе и одновременно через дроссельное отверстие происходит накопление газа высокого давления в накопительной полости, образованной донным срезом снаряда и подвижным колпаком. После выхода снаряда из ствола давление окружающей среды (давление за донным срезом снаряда) становится значительно ниже давления газа в накопительной полости. За счет перепада давлений колпак начинает сдвигаться, и буртик подвижного колпака начинает давить на разжимное пружинное кольцо. Телескопическое устройство в рабочем положении удлиняет кормовой отсек артиллерийского снаряда и уменьшает площадь донного среза, что позволяет до-

биться значительного снижения донного сопротивления и тем самым увеличения дальности полета артиллерийского снаряда.

Литература

1. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1473. - 616с.
2. Основы устройства и функционирования артиллерийских управляемых снарядов: Учеб. пособие / В.И. Бабичев, В.В. Ветров, А.В. Игнатов, А.Р. Орлов; Под ред. А.Г. Шипунова. Изд-во КБП. - Тула, 2003. - 192 с.
3. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. - М.: Наука, 1982. - 392 с.
4. Патент РФ №2251068 от 27.04.2005. Алешичева Л.И., Ветров В.В. Морозов В.В. и др. Способ увеличения дальности полета артиллерийского снаряда и устройство для его реализации.
5. Смирнов В.Е., Темляков О.И. Основные направления развития артиллерийских высокоточных боеприпасов автономного применения // Оборонная техника - 2003. - N1-2. - С.20-29.