

УДК 531.576:533.6.011

АНАЛИЗ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ РАЗГОНА МАССИВНЫХ ТЕЛ С ПОМОЩЬЮ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ МЕТОДОВ

В. М. Фомин, В. И. Звегинцев, Е. Я. Брагунцов

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
630090 Новосибирск, Россия

E-mails: fomin@itam.nsc.ru, zvegin@itam.nsc.ru, braegor@yandex.ru

Выполнен теоретический анализ энергетических возможностей различных схем, в том числе различных вариантов схемы прямоточного ускорителя (ramjet-in-tube) газодинамического разгона массивных (от 1 до 40 кг) метаемых тел в наземных условиях до скоростей $2 \div 3$ км/с. Для расчетов используются простые квазиодномерные расчетные модели для совершенного газа. Показано, что использование схемы прямоточного ускорителя с закрытым выходом позволяет увеличить скорости разгона массивных тел до 3 км/с, что в два раза больше, чем при использовании существующих пороховых способов.

Ключевые слова: прямоточный ускоритель, метаемое тело, разгонный ствол, газовая горючая смесь.

DOI: 10.15372/PMTF20190302

Введение. Основным направлением развития артиллерийских систем является увеличение кинетической энергии метаемых снарядов, что достигается увеличением их скорости на срезе ствола, а также разгоняемой массы [1, 2]. Для разгона массивных тел предложено большое количество схем установок, что обусловлено многообразием не только конструктивных элементов, из которых они могут быть сформированы, но и источников энергии для метания [3–5]. Классическим типом баллистических установок для метания являются широко распространенные пороховые артиллерийские орудия, в которых для передачи снаряду кинетической энергии используется традиционный источник энергии — газообразные продукты сгорания различных порохов. В реальности при разгоне пороховыми газами достижимые скорости находятся в диапазоне $1800 \div 1900$ м/с [2]. Применение новых схем и источников энергии (легкогазовых, многопоршневых, многокамерных, электродинамических, электротермических, электротермохимических и др.) требует существенного усложнения методов проектирования, при этом часто возникают неразрешимые конструкторские проблемы.

Перспективная схема газодинамического разгона метаемых тел предложена группой исследователей Вашингтонского университета [6–8]. Согласно этой схеме тело пролетает через горючую смесь в трубе, при этом за счет горения смеси увеличивается давление за

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных исследований Президиума РАН “Фундаментальные основы прорывных технологий в интересах национальной безопасности”.

© Фомин В. М., Звегинцев В. И., Брагунцов Е. Я., 2019

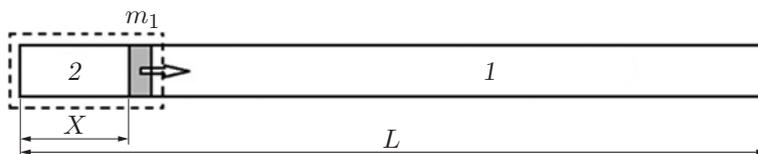


Рис. 1. Схема пороховой пушки:

1 — разгонный участок ствола, 2 — емкость, содержащая продукты сгорания

разгоняемым телом и возникает сила тяги, разгоняющая тело. Схема получила название ramjet-in-tube projectile accelerator и исследовалась в различных странах на протяжении 10 лет. Однако в реальных экспериментах были получены небольшие по сравнению с заявленными скорости (до 2,4 км/с при массе метаемых тел до 1 кг), поэтому работы были остановлены [9, 10]. Обзоры современных работ в данном направлении приведены в [11–13].

Результаты предварительного анализа, выполненного авторами настоящей работы, показывают, что вследствие энергетических ограничений реальные скорости в рассматриваемой схеме газодинамического прямоточного ускорителя не могут превышать $2,5 \div 3,0$ км/с, в то время как принципиальных ограничений по массе разгоняемых тел ($10 \div 100$ кг) не было выявлено. Основной проблемой в рассматриваемой задаче является наличие нестационарного течения сжатия и расширения вокруг движущегося тела с подводом тепла при различных режимах горения (с переходом от дозвукового к сверхзвуковому и, возможно, к детонационному режиму горения). Поэтому теоретическое и экспериментальное исследование таких течений позволит создавать и оптимизировать установки для разгона тел массой $10 \div 100$ кг, что имеет большое научное и практическое значение.

В настоящей работе выполнена сравнительная оценка энергетических возможностей разгона массивных ($1 \div 40$ кг) тел до скоростей порядка $2 \div 4$ км/с с использованием газодинамических методов.

1. Методика расчетов. Для выполнения расчетов разработаны четыре расчетные модели, в которых рассматривается совершенный газ с постоянными теплофизическими свойствами. Принимается, что внутри рассматриваемых емкостей давление и температура соответствуют параметрам торможения, т. е. термодинамические параметры мгновенно становятся одинаковыми во всем объеме (в случае квазиодномерного или кусочно-одномерного подхода).

2. Газодинамические методы разгона метаемых тел. Рассмотрим различные модели разгона метаемых тел.

2.1. Расчетная модель 1 (пороховые пушки). Функционирование пороховых пушек основано на расширении пороховых газов, толкающих снаряд в цилиндрическом канале ствола. На рис. 1 показана схема пороховой пушки. Разгонный участок ствола 1 заполнен неподвижным газом с давлением и температурой P_1 и T_1 . В начальный момент времени в емкости 2 с объемом $V(0)$ находится определенная начальная масса $m_{0Г}(0)$ сжатого газа (продукты сгорания пороха) с параметрами $P_0(0)$ и $T_0(0)$. На тело действует статическое давление P , которое зависит от давления торможения P_0 (в емкости) и от скорости движения снаряда W . С другой стороны на тело действуют сила аэродинамического сопротивления и давление P_1 . Сила, действующая на разгоняемое тело массой m_1 , вызывает его движение по стволу с увеличивающейся скоростью W . Движение тела по стволу приводит к увеличению объема емкости 2 и соответственно к уменьшению средних по объему газодинамических параметров P_0 и T_0 . Рассматривается совершенный газ с постоянными теплофизическими свойствами. Для упрощения принимается, что внутри контрольного объема давление и температура соответствуют параметрам торможения,

т. е. термодинамические параметры мгновенно становятся одинаковыми во всем объеме (квазиодномерный подход).

Начальная масса газа $m_{\Gamma}(0)$ в емкости 2 определяется из уравнения состояния при известных начальных параметрах $P_0(0)$, $T_0(0)$:

$$m_{\Gamma}(0) = P_0(0)V(0)/R_{\Gamma}/T_0(0).$$

В дальнейшем масса газа в емкости остается постоянной:

$$m_{\Gamma} = m_{\Gamma}(0) = \text{const}.$$

Сила R , действующая на разгоняемое тело, равна

$$R = \left(P - P_1 - C_X W^2 \frac{P_1}{2R_{\Gamma}T_1} \right) F$$

($C_X = 1,0$).

Выражения для определения ускорения тела, увеличения скорости и перемещения тела соответственно имеют вид

$$A = R/m_1;$$

$$dW = A dt; \quad (1)$$

$$dX = W dt + A dt^2/2. \quad (2)$$

Перемещение разгоняемого тела приводит к изменению объема емкости 2, а также давления и температуры торможения в ней по адиабатическому закону:

$$dV = F dX; \quad (3)$$

$$dP_0 = \gamma dV; \quad (4)$$

$$T_0 = P_0V/m_{0\Gamma}/R_{\Gamma}.$$

С учетом температуры торможения определяется отношение скорости движения тела к максимально возможной скорости в газе

$$\Lambda = W/\sqrt{2C_P T_0}.$$

Соответствующая этой скорости статическая температура находится по формуле

$$T = T_0(1 - \Lambda^2).$$

Число Маха, соответствующее скорости движения разгоняемого тела при этой статической температуре, вычисляется следующим образом:

$$M = W/\sqrt{\gamma R_{\Gamma} T}.$$

Изменение полного давления в емкости и скорости движения приводит к изменению действующего на разгоняемое тело статического давления P , которое находится по формуле

$$P = P_0 / \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)}.$$

Нестационарные уравнения (1)–(4) решаются методом Эйлера с постоянным шагом dt по времени. Расчет продолжается с момента начала движения разгоняемого тела до момента вылета его из ствола пушки ($X = L$).

На рис. 2 показано характерное изменение давления в канале при движении метаемога тела по стволу. Отсчет времени начинается от точки, в которой давление максимально. Видно, что при движении тела давление толкающих пороховых газов уменьшается по

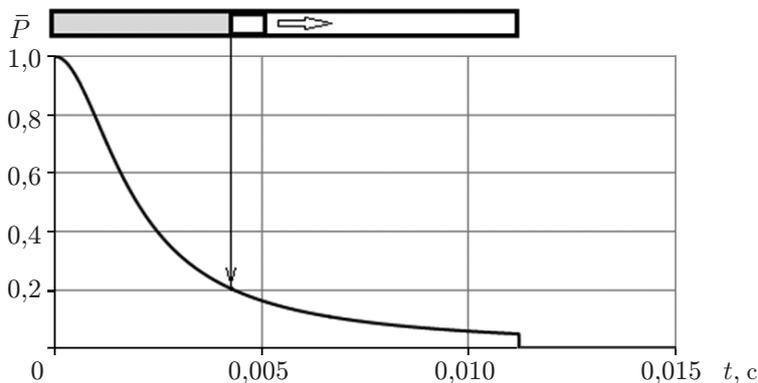


Рис. 2. Зависимость давления в канале ствола пороховой пушки в процессе выстрела от времени

Исходные данные для расчета возможностей пороховых пушек

D , мм	m_1 , кг	$m_{п}$, кг	E , МДж
200	62,80	34,41	137,63
175	42,07	23,05	92,20
150	26,49	14,52	58,06
125	15,33	8,40	33,60
100	7,85	4,30	17,20
75	3,31	1,81	7,26
50	0,98	0,54	2,15
25	0,30	0,17	0,68

длине канала ствола в $10 \div 20$ раз за счет увеличения занимаемого объема. Соответственно уменьшается сила, действующая на разгоняемое тело, и дальнейшее увеличение длины не приводит к существенному увеличению скорости, поэтому длина ствола артиллерийского орудия, как правило, не превышает 55 калибров (диаметров). Для современных конструкций начальное давление после сгорания пороха может достигать 700 МПа, температура — 3000 К. Дальнейшее увеличение начального давления и температуры невозможно вследствие ограничений по прочности (живучести) ствола.

Для дальнейших расчетов возможностей пороховых пушек приняты значения массы m_1 метаемых тел, а также диаметра ствола D , массы $m_{п}$ и энергии E используемого пороха, которые приведены в таблице.

Для указанных в таблице исходных данных максимальные значения скорости разгона массивных метаемых тел с помощью пороховых пушек различного диаметра приведены на рис. 3. Видно, что для пушек диаметром 200 мм скорость разгона не превышает значения $W = 1900$ м/с даже при малой ($m_1 \leq 1$ кг) массе метаемого тела. При массе разгоняемого тела $m_1 = 10$ кг скорость на выходе не превышает 1500 м/с. Увеличение длины ствола в два раза практически не влияет на скорость разгона.

2.2. Расчетная схема 2 (прямоточный ускоритель с открытым выходом). Схема прямоточного ускорителя *gamjet-in-tube* основана на том, что метаемое тело пролетает через газовую горючую смесь в трубе, при этом за счет горения давление за телом повышается и возникает сила тяги, разгоняющая тело. Основные принципы действия рассматриваемой схемы разгона практически такие же, как и принципы работы сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Однако имеются некоторые различия. В рассматриваемом случае на борту летательного аппарата отсутствует топливо. Обечайкой двигателя является стенка трубы, как правило, с постоянным поперечным сечением. В камеру

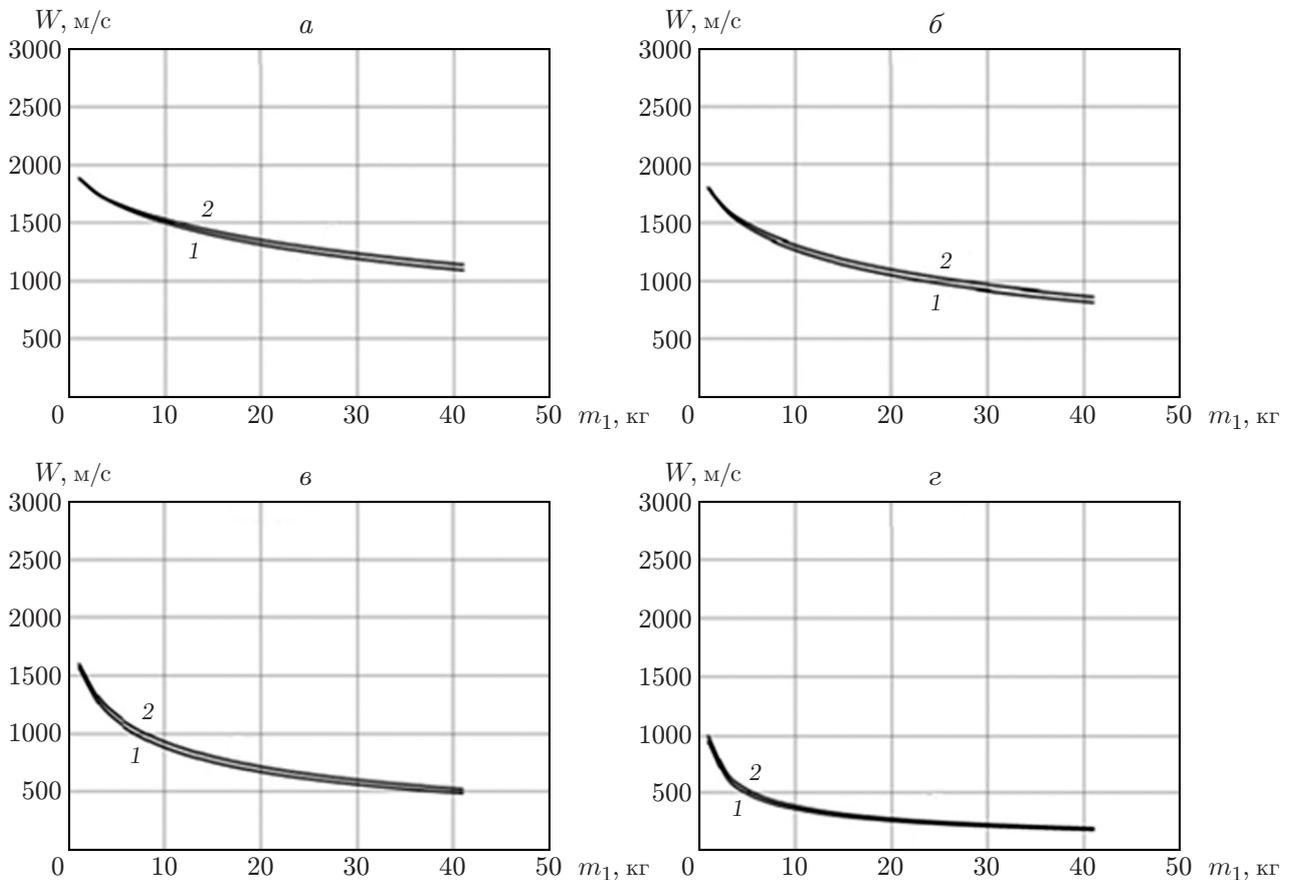


Рис. 3. Зависимость от массы тела максимальной скорости его разгона с помощью пороховых пушек при начальном давлении 700 МПа, начальной температуре 3000 К и различных значениях диаметра и длины ствола:

a — $D = 200$ мм, $б$ — $D = 150$ мм, $в$ — $D = 100$ мм, $г$ — $D = 50$ мм; 1 — $L/D = 50$, 2 — $L/D = 100$

сгорания двигателя поступает заранее перемешанная газообразная топливная смесь. Для запуска проходного сечения (горла) метаемое тело влетает в горючую смесь со скоростью, обеспечивающей запуск воздухозаборника (при этом число Маха равно $M = 2,3 \div 2,8$). Величина углов наклона скачков уплотнения, создаваемых на передней части центрального тела, не должна превышать $10 \div 15^\circ$, чтобы не происходило преждевременного воспламенения и горения. Прямой скачок в дозвуковом диффузоре также не должен вызывать воспламенение до достижения значения числа Маха полета $M = 4,0 \div 4,5$. Сначала область горения расположена за кормовым срезом тела, где на некотором расстоянии от тела создается термически запертая зона горения. По мере увеличения скорости полета дозвуковая область горения, расположенная на центральном теле, перемещается ближе к минимальному проходному сечению. При скоростях $W > 2,7$ км/с горение при околозвуковых скоростях не может поддерживать достаточно большое ускорение разгоняемого тела даже в смесях на основе водорода. Чтобы продолжить ускорение до более высоких скоростей, необходимо использовать горение в волнах детонации. Комбинируя различные режимы горения, авторы [6–8] предполагали получить диапазон скоростей $W = 0,7 \div 12,0$ км/с для метаемых тел с массой, равной нескольким сотням килограммов.

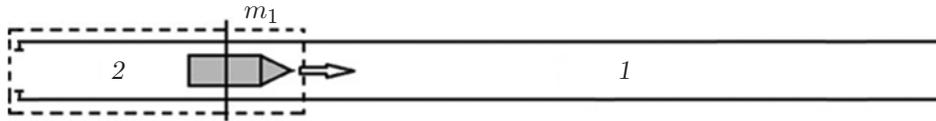


Рис. 4. Схема прямоточного ускорителя с открытым выходом (обозначения те же, что на рис. 1)

Первые эксперименты, посвященные проверке возможности реализации схемы прямоточного ускорителя, проведены в Вашингтонском университете [10, 14] на лабораторной установке диаметром 38 мм и длиной 16 м. Относительная длина ствола составляла $L/D = 420$, масса разгоняемого тела, выполненного из легких алюминиевых сплавов, равна $m_1 = 72$ г. Начальная скорость тела 1170 м/с обеспечивалась с помощью дополнительной пороховой пушки. Наилучший результат, полученный на этой установке, — разгон метаемого тела от 1170 до 2400 м/с ($M = 8,4$).

В настоящее время максимальное ускорение при разгоне достигнуто в установке RAMAC-90 [15]. Метаемое тело массой $m_1 = 1,34$ кг со скоростью 1330 м/с влетало в ускоритель диаметром 90 мм и длиной 16,2 м, заполненный смесью $2,95\text{CH}_4 + 2\text{O}_2 + 10\text{N}_2$ под давлением $P_c = 3,0 \div 4,5$ МПа. Скорость на выходе достигала 1986 м/с.

Натурные эксперименты были выполнены в Армейской исследовательской лаборатории (Army Research Laboratory, США) с использованием реального орудийного ствола диаметром 120 мм и длиной 4,7 м [16]. Ствол заполнялся смесью метана, кислорода и азота под давлением $P_c \leq 5$ МПа. В этом стволе снаряд массой $m_1 = 4,29$ кг разгонялся от скорости 1170 м/с ($M = 3,2$) до скорости 1419 м/с ($M = 3,9$). Результаты этих экспериментов использовались для апробации методики расчетов для схемы прямоточного ускорителя с открытым выходом (рис. 4). Данный вариант расчета отличается от расчетной модели 1 тем, что через переднюю границу емкости 2 (зазор между телом и стенкой трубы) происходит втекание горючей смеси из разгонного ствола 1. Через заднюю (левую) границу происходит истечение продуктов сгорания из емкости 2 с параметрами торможения P_0 и T_0 . При этом можно полагать, что истечение происходит со скоростью звука ($M = 1,0$) через критическое сечение диаметром D , равным диаметру разгонной трубы. Левая граница и соответственно критическое сечение остаются на одном и том же месте в начале разгонной трубы.

В соответствии с уравнениями термодинамики переменной массы газа [17] давление в емкости 2 определяется с учетом энтальпии втекающего и вытекающего газа, тепловыделения горючей смеси и изменения объема емкости 2:

$$\frac{dP_0}{dt} = \frac{\gamma - 1}{V} \left(\frac{dQ}{dt} + C_P T_{01} G_1 - C_P T_0 G_2 - \frac{\gamma}{\gamma - 1} P_0 \frac{dV}{dt} \right)$$

(T_{01} — температура газа в области 1).

Расход втекающего газа G_1 определяется по формуле

$$G_1 = \frac{F P_{01}}{R_\Gamma T_{01}} dX,$$

где P_{01} — давление газа в области 1.

Тепловыделение втекающей массы горючей смеси в емкости 2 вычисляется следующим образом:

$$\frac{dQ}{dt} = G_1 H_u$$

(H_u — массовая теплотворная способность горючей смеси).

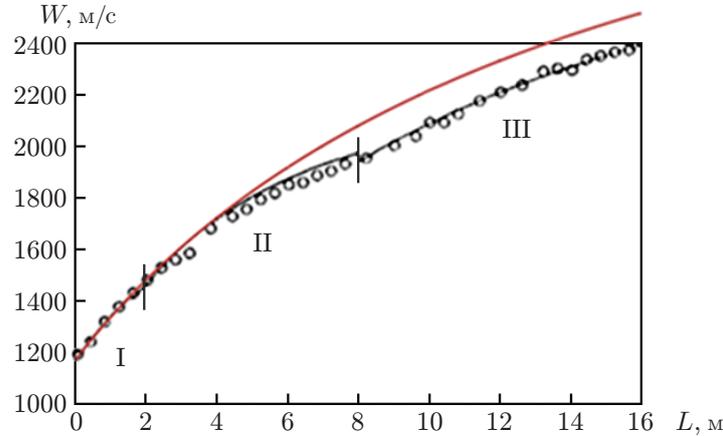


Рис. 5. Зависимость скорости метаемого тела от его положения в разгонном стволе при $P = 3,3$ МПа, $m_1 = 72$ г:

линия — расчет по схеме прямоточного ускорителя с открытым выходом, точки — эксперименты Вашингтонского университета ($D = 38$ мм, $L = 16$ м, $L/D = 421$) [9, 10, 14]; I–III — области с различным составом горючей смеси (I — $2,7\text{CH}_4 + 2\text{O}_2 + 5,6\text{N}_2$, II — $4,3\text{CH}_4 + 2\text{O}_2 + 3,6\text{He}$, III — $2,5\text{CH}_4 + 2\text{O}_2 + 14\text{He}$)

Расход вытекающего газа G_2 определяется по формуле

$$G_2 = \frac{nP_0F}{\sqrt{T_0}}, \quad n = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \frac{1}{R_\Gamma}}.$$

Температура газа в емкости 2 определяется из уравнения состояния для текущей массы газа

$$T_0 = \frac{P_0V}{mR_\Gamma}.$$

В данном случае полагается, что аэродинамическое сопротивление разгоняемого тела соответствует сопротивлению конуса с малым углом раскрытия $C_X = 0,10$.

На рис. 5–7 приведены результаты расчетов по расчетной модели 2 и экспериментов, проведенных в различных установках при различных условиях. Видно, что результаты хорошо согласуются.

Максимальные скорости разгона массивных метаемых тел при использовании прямоточного ускорителя и стволов различного диаметра приведены на рис. 8, где также показаны результаты расчетов для пороховой пушки с длиной ствола $L/D = 50$.

На рис. 8 видно, что в стволе диаметром 200 мм энергия запасаемой газовой горючей смеси может разогнать тело массой 10 кг до скорости $W = 2200 \div 2800$ м/с. Однако при диаметре ствола $D = 50$ мм энергия горючей смеси не позволяет разогнать тело даже с малой массой до скоростей, сравнимых со скоростями, создаваемыми пороховой пушкой. Данная проблема возникла при проведении первых экспериментов в Вашингтонском университете. При диаметре ствола $D = 38$ мм большая скорость на выходе ($W = 2400$ м/с) была получена, во-первых, за счет уменьшения массы модели ($m_1 = 72$ г), во-вторых, за счет увеличения длины ствола ($L/D = 420$), в-третьих, за счет увеличения начальной скорости (1170 м/с).

После проведения экспериментов [9, 10, 14] сложилось представление о конструктивной реализации схемы прямоточного ускорителя (ramjet-in-tube), которая должна включать следующие элементы: предварительное разгонное устройство (пороховую пушку),

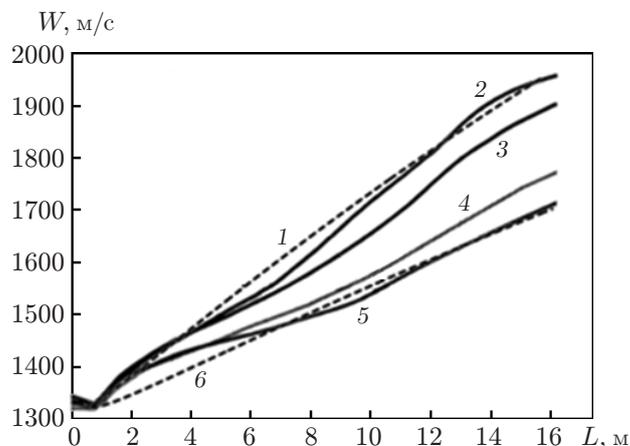


Рис. 6. Зависимость скорости метаемого тела от его положения в разгонном стволе при различных значениях давления смеси:

штриховые линии — расчет по схеме прямооточного ускорителя с открытым выходом, сплошные — эксперименты на установке RAMAC-90 (ISL) ($D = 90$ мм, $L = 16,2$ м, $L/D = 180$) [15]; 1, 2 — $P_c = 4,5$ МПа, 3 — $P_c = 4,0$ МПа, 4 — $P_c = 3,5$ МПа, 5, 6 — $P_c = 3,0$ МПа

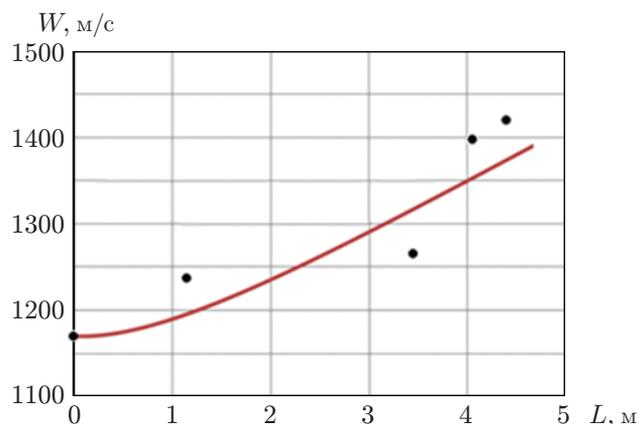


Рис. 7. Зависимость скорости метаемого тела от его положения в разгонном стволе:

линия — расчет по схеме прямооточного ускорителя с открытым выходом, точки — эксперимент в Армейской исследовательской лаборатории (США) ($D = 120$ мм, $L = 4,7$ м, $L/D = 39,2$) [16]

разгонную трубу большой длины, вакуумируемый переходник между ними и разгоняемые модели с малой массой. Последующие экспериментальные установки создавались на основе конструктивных решений [9, 10, 14]. На этих установках, как правило, решались задачи для случаев высокоскоростного горения перемешанных газовых смесей. Однако указанные выше конструктивные элементы создавали проблемы, которые привели к прекращению дальнейшей разработки этой схемы для практического применения.

2.3. *Расчетная модель 3 (прямоточный ускоритель с закрытым выходом)*. Оценки авторов данной работы показывают, что принципиальная необходимость большой начальной скорости разгоняемого тела отсутствует. По мнению авторов, скорость предварительного разгона может составлять порядка 100 м/с. Это означает, что можно отказаться от предварительного разгона метаемого тела в мощной пороховой пушке или, по крайней

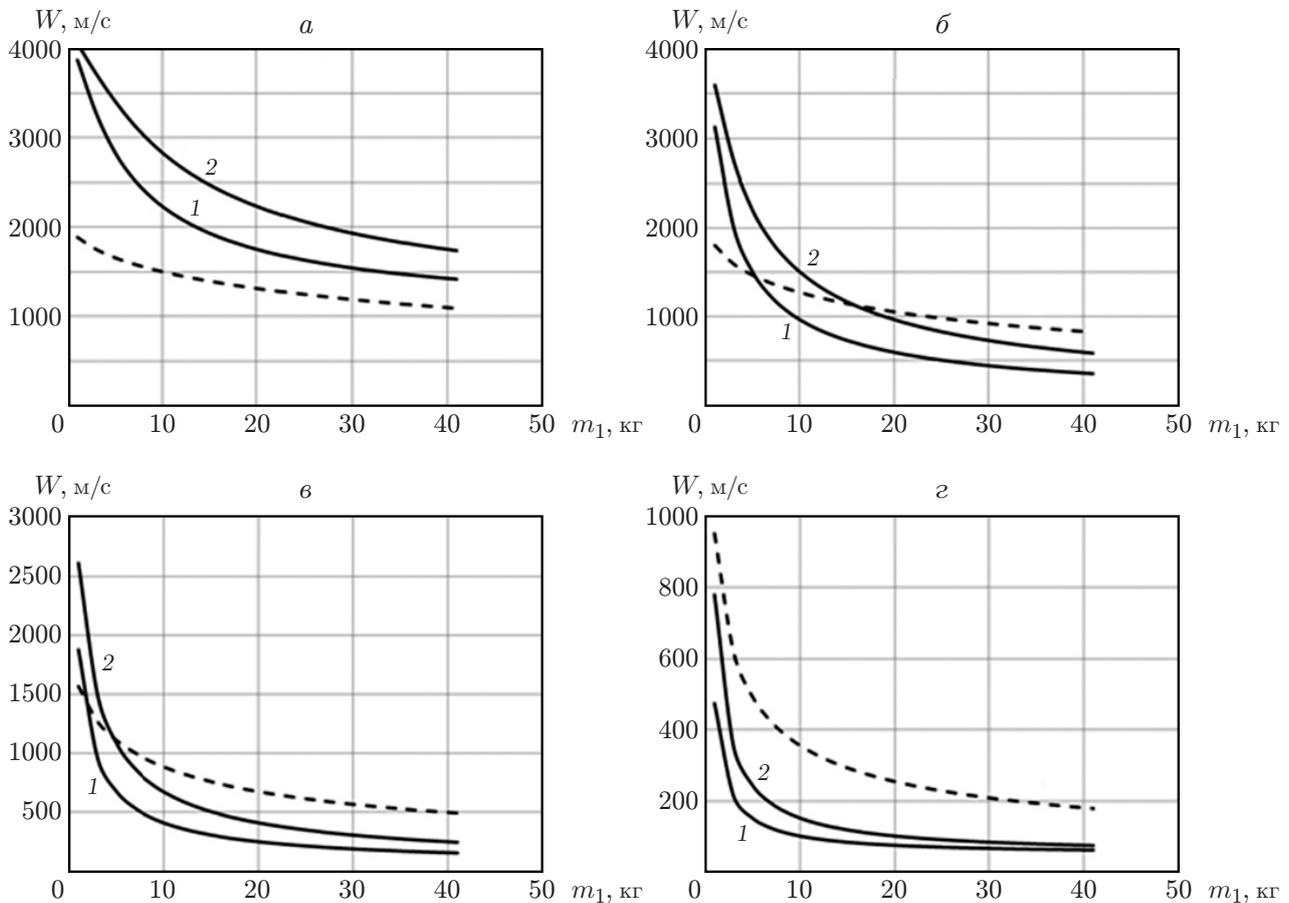


Рис. 8. Зависимость от массы тела максимальной скорости его разгона с использованием схемы прямооточного ускорителя с открытым выходом при начальном давлении 10 МПа, начальной температуре 300 К и различных значениях длины и диаметра ствола:

сплошные линии — прямооточный ускоритель с открытым выходом, штриховые — пороховая пушка ($L/D = 50$); а — $D = 200$ мм, б — $D = 150$ мм, в — $D = 100$ мм, г — $D = 50$ мм; 1 — $L/D = 50$, 2 — $L/D = 100$

мере, существенно снизить требования к этой характеристике. Низкая скорость предварительного разгона устраняет необходимость использования вакуумируемого переходника между пороховой пушкой и разгонной секцией и позволяет перейти от схемы прямооточного ускорителя с открытым выходом газа из емкости за разгоняемым телом к модифицированной схеме прямооточного ускорителя с закрытым выходом (рис. 9).

Данный вариант расчета отличается от модели 2 тем, что левая (задняя) граница емкости 2 закрыта и вытекания газа из нее не происходит. Соответственно в уравнении для изменения давления отсутствует член, учитывающий уменьшение энтальпии в объеме емкости 2:

$$\frac{dP_0}{dt} = \frac{\gamma - 1}{V} \left(\frac{dQ}{dt} + C_P T_{01} G_1 - \frac{\gamma}{\gamma - 1} P_0 \frac{dV}{dt} \right)$$

($C_x = 0,10$).

Расчеты показывают, что в схеме прямооточного ускорителя с закрытым выходом, в отличие от пороховых пушек, давление торможения P_0 увеличивается по длине ствола,

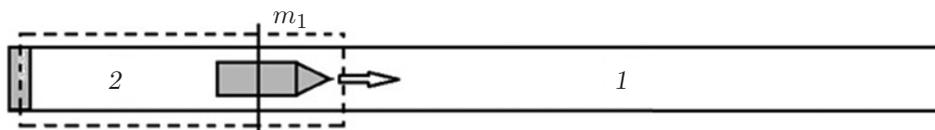


Рис. 9. Схема прямооточного ускорителя с закрытым выходом (обозначения те же, что на рис. 1)

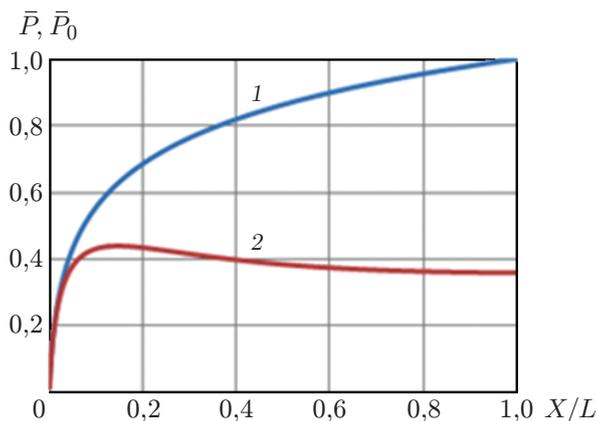


Рис. 10. Распределения относительных давления торможения \bar{P}_0 (1) и статического давления \bar{P} (2) в разгонном стволе прямооточного ускорителя с закрытым выходом

а статическое давление P , вызывающее разгон метаемого тела, остается практически постоянным (рис. 10).

Максимальные скорости разгона массивных метаемых тел при использовании схемы прямооточного ускорителя с закрытым выходом приведены на рис. 11, где для сравнения показаны также результаты расчетов для пороховой пушки с длиной ствола $L/D = 50$. На рис. 11 видно, что отсутствие истечения газа из емкости 2 в рассматриваемой модифицированной схеме позволяет принципиально увеличить энергетические возможности рассматриваемой схемы разгона. Например, в стволе диаметром $D = 200$ мм энергия запасаемой газовой горючей смеси позволяет разогнать тела массой 10 кг до скорости $3000 \div 3300$ м/с.

2.4. *Расчетная модель 4 (комбинированная схема пороховая пушка — прямооточный ускоритель с закрытым выходом)*. Рассмотрим комбинированную схему пороховой пушки и прямооточного ускорителя (рис. 12). Применение пороховой пушки в рассматриваемой схеме позволяет реализовать простой способ запуска разгоняемого тела. Для сравнения можно указать на достаточно сложный способ запуска, основанный на использовании нестационарных ударных волн [18].

К схеме прямооточного ускорителя с закрытым выходом добавляется объем 3, в котором находятся продукты сгорания пороха в виде сжатого газа с параметрами P_{03} и T_{03} . Продукты сгорания действуют на непроницаемый поршень массой m_3 и вызывают его движение по стволу со скоростью W_3 под действием разности давлений P_3 и P_{02} . Изменение параметров в емкости 3 определяется так же, как в расчетной модели 1 для пороховой пушки, но сила давления на поршень массой m_3 определяется с учетом аэродинамического сопротивления и давления в емкости 2. В данном случае полагается, что для поршня $C_X = 1,0$, для метаемого тела $C_X = 0,10$.

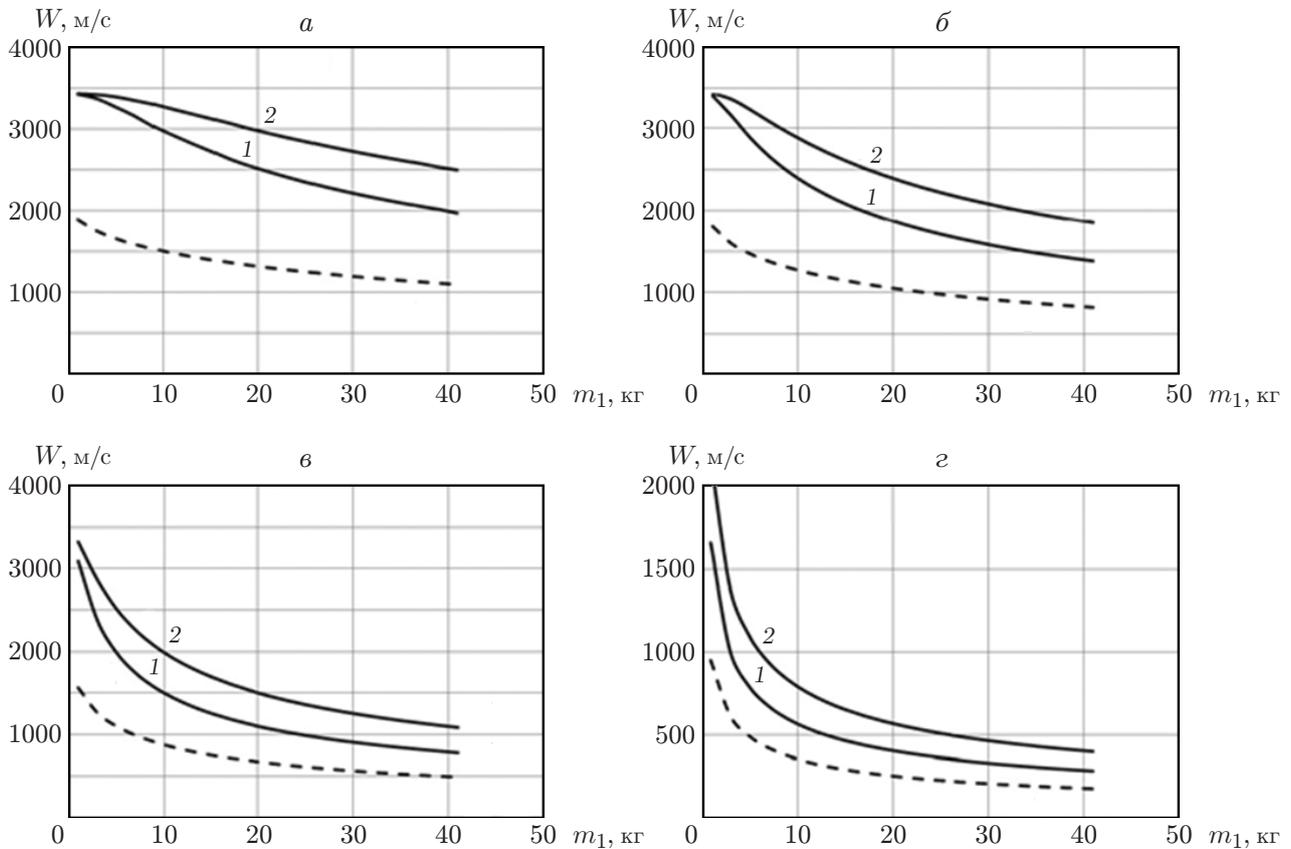


Рис. 11. Зависимость от массы тела максимальной скорости его разгона с использованием схемы прямоточного ускорителя с закрытым выходом при начальном давлении 10 МПа, начальной температуре 300 К и различных значениях диаметра и длины ствола:

сплошные линии — прямоточный ускоритель с закрытым выходом, штриховые — пороховая пушка ($L/D = 50$) (остальные обозначения те же, что на рис. 8)

Сила, действующая на поршень, находится по формуле

$$R_3 = \left(P_3 - P_0 - C_X W_3^2 \frac{P_0}{2R_\Gamma T_0} \right) F.$$

В рассматриваемой схеме, в отличие от схемы ramjet-in-tube с закрытым выходом, непроницаемый поршень массой m_3 представляет собой левую стенку емкости 2 и во время рабочего процесса перемещается. Соответственно объем V емкости 2 меняется за счет движения двух границ:

$$dV = F (dX + dX_3).$$

Остальные параметры в емкости 2 вычисляются так же, как в схеме прямоточного ускорителя с закрытым выходом (расчетная модель 3).

В процессе расчетов по модели 4 установлено, что в зависимости от соотношения масс m_1 и m_3 возможны два варианта поведения давления в емкости 2 (рис. 13). При $m_1 < m_3$ начальное перемещение поршня массой m_3 вызывает незначительное увеличение давления в емкости 2, после чего скорость разгоняемого тела массой m_1 повышается и дальнейшее увеличение давления в емкости 2 происходит за счет втекания и горения горючей смеси. Поведение давления P_0 аналогично поведению давления в схеме прямоточного

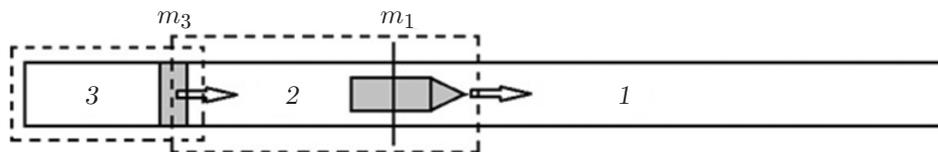


Рис. 12. Комбинированная схема пороховая пушка — прамоточный ускоритель:
1 — разгонный участок ствола, 2, 3 — емкости, содержащие продукты сгорания

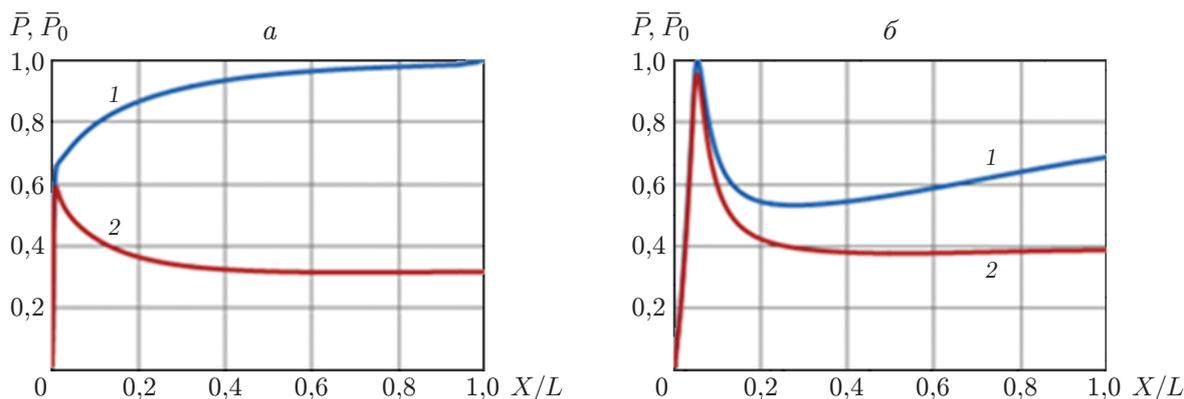


Рис. 13. Распределения относительных давления торможения \bar{P}_0 (1) и статического давления \bar{P} (2) в разгонном стволе комбинированной схемы пороховая пушка — прамоточный ускоритель диаметром $D = 200$ мм при $m_3 = 63$ кг и различных значениях массы разгоняемого тела:
а — $m_1 = 5$ кг, б — $m_1 = 41$ кг

ускорителя с закрытым выходом. При $m_1 > m_3$ начальное перемещение поршня m_3 вызывает сначала значительное увеличение давления P_0 в емкости 2, и дальнейшее движение метаемого тела массой m_1 происходит аналогично разгону снаряда в пороховой пушке.

Максимальные скорости разгона массивных метаемых тел при использовании комбинированной схемы пороховая пушка — прамоточный ускоритель приведены на рис. 14. При проведении расчетов масса поршня m_3 для каждого диаметра ствола соответствует типичной массе снаряда для пороховой пушки (см. таблицу). Также на рис. 14 показаны результаты расчетов для пороховой пушки и для схемы прамоточного ускорителя с закрытым выходом при длине ствола $L/D = 100$.

Результаты расчетов свидетельствуют о немонотонной зависимости скорости разгона от отношения массы поршня и разгоняемого тела.

При малой массе разгоняемых тел комбинированная схема не имеет преимуществ по сравнению со схемой прамоточного ускорителя с закрытым выходом. При большой массе разгоняемых тел достижимые скорости разгона уменьшаются и приближаются к скоростям, создаваемым пороховыми пушками. Основным преимуществом комбинированной схемы является упрощение начального разгона метаемого тела.

Заключение. Разработаны методики расчета и рассмотрены энергетические возможности различных схем разгона массивных метаемых тел (от 1 до 40 кг) с использованием газодинамических методов.

Показано, что обычные пороховые пушки с длиной ствола $L/D = 50$ и диаметром ствола 200 мм позволяют разогнать тело массой 10 кг до скорости, равной 1500 м/с. При увеличении длины ствола указанные скорости разгона практически не меняются.

Способ разгона по схеме прамоточного ускорителя с открытым выходом с длиной ствола $L/D = 50$ и диаметром ствола 200 мм позволяет разогнать тело массой 10 кг до

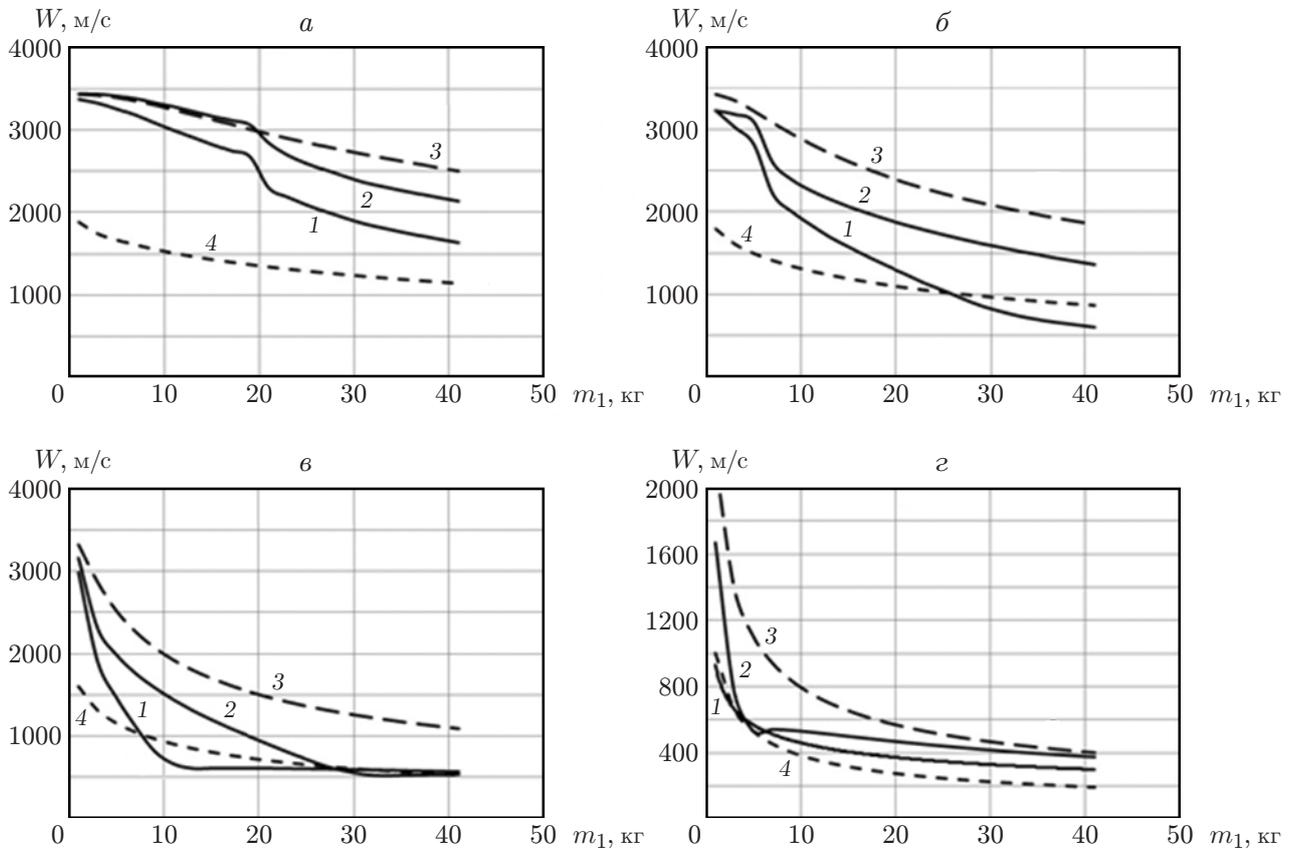


Рис. 14. Зависимость от массы тела максимальной скорости его разгона с использованием комбинированной схемы пороховая пушка — прямоточный ускоритель (1, 2), схемы прямоточного ускорителя с закрытым выходом ($L/D = 100$) (3) и схемы пороховой пушки ($L/D = 50$) (4) при начальном давлении 10 МПа, начальной температуре 300 К и различных значениях массы поршня, диаметра и длины ствола:

a — $D = 200$ мм, $m_3 = 62,8$ кг, $б$ — $D = 150$ мм, $m_3 = 26,5$ кг, $в$ — $D = 100$ мм, $m_3 = 7,8$ кг, $г$ — $D = 50$ мм, $m_3 = 1,0$ кг; 1 — $L/D = 50$, 2 — $L/D = 100$

скорости, равной 2200 м/с. При увеличении длины ствола до $L/D = 100$ скорость разгона можно увеличить до 2800 м/с.

Модифицированная схема прямоточного ускорителя с закрытым выходом с длиной ствола $L/D = 50$ и диаметром ствола 200 мм позволяет разогнать снаряды массой 10 кг до скорости, равной 3000 м/с. При увеличении длины ствола до $L/D = 100$ скорость разгона можно увеличить до 3300 м/с.

Рассмотрена комбинированная схема разгона, объединяющая пороховую пушку и прямоточный ускоритель с закрытым выходом в одной конструкции. Показано, что данная схема разгона также позволяет разогнать снаряды массой 10 кг до скорости, равной 3000 м/с, и при этом решить проблемы начального разгона снаряда.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Агошков О. Г.** Артиллерийское вооружение: Учеб. пособие / О. Г. Агошков, А. В. Белов, Е. М. Белецкий, Ю. Л. Вященко. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2004.

2. **Захаренков В. Ф.** Внутренняя баллистика и автоматизация проектирования артиллерийских орудий: Учеб. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2010.
3. **Пат. 2311604 РФ, МПК F 41 F 1/00.** Способ высокоскоростного метания тел и устройство для его осуществления / В. И. Блинов, В. Г. Ларин. Оpubл. 11.05.2006.
4. **Пат. 2457418 РФ, МПК F 41 A 1/06, F 41 A 21/28.** Способ увеличения дальности полета метаемого снаряда и устройство для его осуществления / Ю. С. Комратов, В. А. Кукис, В. Ф. Комаров, Ю. А. Чикунов. Оpubл. 23.12.2010.
5. **Pat. 7775148 USA, IPC F 41 A 1/02.** Multivalve hypervelocity launcher (MHL) / P. P. McDermott. Publ. 18.08.2010.
6. **Hertzberg A., Bruckner A. P., Bogdanoff D. W.** Ram accelerator: A new chemical method for accelerating projectiles to ultrahigh velocities // AIAA J. 1988. V. 26, N 2. P. 195–203.
7. **Bruckner A. P., Knowlen C., Hertzberg A., Bogdanoff D. W.** Operational characteristics of the thermally choked ram accelerator // J. Propulsion Power. 1991. V. 7, N 5. P. 828–836.
8. **Pat. 4938112 USA, IPC F 41 A 1/02.** Apparatus and method for the acceleration of projectiles to hypervelocity / A. Hertzberg, A. P. Bruckner, D. W. Bogdanoff. Publ. 03.07.1990.
9. **Kull A. E., Burnham E. A., Knowlen C., et al.** Experimental studies of superdetonative ram accelerator modes. S. l., 1989. (Paper / AIAA; N 89-2632).
10. **Chew G., Knowlen C., Burnham E. A., et al.** Experiments on hypersonic ramjet propulsion cycles using a ram accelerator. S. l., 1991. (Paper / AIAA; N 91-2489).
11. **Bruckner A. P.** The ram accelerator: A technology overview. Reston, 2002. (Paper / AIAA; N 2002-1014).
12. **Higgins A. J.** Ram accelerators: outstanding issues and new directions // J. Propulsion Power. 2006. V. 22, N 6. P. 1170–1187.
13. **Bauer P., Bengherbia T.** The ram accelerator in subdetonative propulsion mode: Analytical and numerical modeling and simulation // Hypervelocity Launchers. Springer Intern. Publ. Switzerland, 2016. P. 165–203. (Shock Wave Sci. Technol. Reference Library; V. 10). DOI: 10.1007/978-3-319-26018-1.7.
14. **Hertzberg A., Bruckner A. P., Knowlen C.** Experimental investigation of ram accelerator propulsion modes // Shock Waves. 1991. N 3. P. 17–25.
15. **Legendre G., Catoire S.** Ram accelerator in 90 mm calibre. First results concerning scale effects in the thermally choked propulsion mode // Proc. of the 13th Intern. symp. on ballistics, Stockholm (Sweden), 1–3 June 1992. S. l., 1992.
16. **Kruczynski D. L., Horst A. W., Minor T. C.** Experimental demonstration of a 120-mm ram accelerator: Tech. rep. / Army Res. Lab. N ARL-TR-1237. S. l., 1996.
17. **Беляев Н. М.** Термодинамика переменного количества газа: Учеб. пособие. Днепропетровск: Днепропетр. гос. ун-т, 1981.
18. **Pat. 5097743 USA, IPC F 41 A 1/02, F 41 F 1/00.** Method and apparatus for zero velocity start ram acceleration / A. Hertzberg, A. P. Bruckner, C. Knowlen, K. A. McFall. Publ. 24.03.1992.

*Поступила в редакцию 3/Х 2018 г.,
после доработки — 3/Х 2018 г.
Принята к публикации 29/Х 2018 г.*