

РАСЧЕТ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ ЛЕГКОГАЗОВОЙ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ С ДЕФОРМИРУЕМЫМ ПОРШНЕМ

Н. Н. ПИЛЮГИН, С. Ю. ЧЕРНЯВСКИЙ

(Москва)

Одновременно с созданием двухступенчатой легкогазовой установки с деформируемым поршнем появились методы расчета протекающих в ней газодинамических процессов. Для теоретического исследования внутренней баллистики установки широко применялись приближенные инженерные методы [1-4]. Однако точные детальные сведения о процессах, протекающих в двухступенчатых установках, можно получить лишь с помощью численных методов [5-7].

В опубликованных работах приведены ограниченные сведения по методике и результатам единичных расчетов для ряда конкретных установок, а вопросы моделирования течений в них рассмотрены только для последней — легкогазовой ступени [3]. Этих данных недостаточно для правильного выбора режимов работы установок с другими геометрическими размерами.

В настоящей работе дана постановка задачи о внутренней баллистике двухступенчатой легкогазовой баллистической установки с деформируемым поршнем и описан численный метод ее решения. В качестве примера приведены результаты расчета для одной из типичных установок, в первой ступени которой используется энергия сгорания пороха. Получены величины максимальных давлений в легком газе и на дно модели, дульной скорости модели и относительной весовой доли сгоревшего пороха в зависимости от веса порохового заряда, полного импульса давления пороховых газов, массы поршня и начального давления в легком газе. Рассмотрены также вопросы точного и приближенного моделирования процессов в двухступенчатых установках.

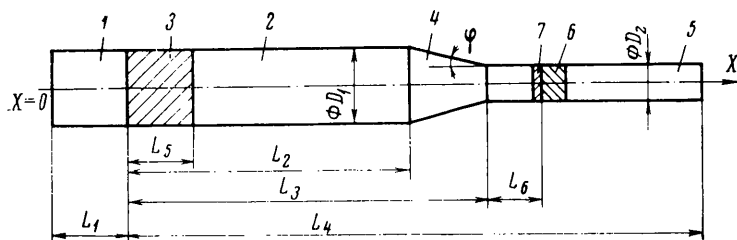
1. Схема установки приведена на фиг. 1. Она имеет пороховую камеру 1, присоединенную к поршневному стволу 2 с установленным в нем поршнем 3 со срезаемой кромкой. Канал поршневого ствола оканчивается переходной секцией 4 в форме усеченного кругового конуса с малым углом полураствора φ , соединенной с каналом баллистического ствола 5. Перед экспериментом поршень устанавливается в казенной части поршневого ствола, в баллистический ствол помещается модель 6 и диафрагма 7, рассчитанная на разрыв при заранее известном перепаде давления (давление форсирования). Затем в камеру 1 помещается заряд пороха, поршневой ствол наполняется легким газом, а внутренний объем баллистического ствола перед моделью откачивается. После зажигания пороха, когда давление в камере 1 становится больше давления форсирования для поршня, кромка поршня срезается, и он движется по поршневному стволу, сжимая легкий газ.

При разрыве диафрагмы 7 легкий газ поступает в баллистический ствол и ускоряет модель. Движущийся с большой скоростью поршень может входить внутрь конической переходной секции и деформироваться.

2. При расчете давления пороховых газов на поршень принималось, что горение пороха происходит по геометрическому закону и скорость горения линейно зависит от давления [8].

Кроме того, предполагалось выполнение соотношения $\omega / gM_b \ll 1$ (ω — вес заряда пороха, M_b — масса поршня, g — ускорение свободного падения), что позволяло усреднять давление газов на весь объем пороховой камеры [9]. В уравнении движения поршня принимались во внимание лишь основные действующие на него силы, обусловленные давлением легкого газа и продуктов сгорания пороха, а сам поршень рассматривался как идеальная несжимаемая жидкость. Так как угол раствора конуса

и длина переходной секции малы, движение легкого идеального газа рассматривалось в одномерной постановке [9]. При описании движения модели трение со стенки баллистического ствола не учитывалось, а давление перед ней полагалось равным нулю.



Фиг. 1

Тогда газодинамические процессы в установке описываются системой уравнений и начальных условий к ним в безразмерных переменных: для пороховых газов ($x_i \leq h_6$), $0 \leq \psi < 1$

$$(2.1) \quad \begin{aligned} \frac{dp_1}{dt} &= p_1 \frac{h_1 h_2 [1 + (h_3 - h_4) h_2^{-1} p_1] - \gamma_1 u_1 s_1 h_5}{1 - h_4 - \psi (h_3 - h_4) + h_5 s_1 (x_i - l_1)}, \quad \frac{d\psi}{dt} = p_1 h_1 \\ \frac{dp_1}{dt} &= -p_1 \frac{\gamma_1 u_1 s_1 h_5}{1 - h_3 + s_1 h_5 (x_i - l_1)}, \quad \psi = 1 \\ t = t_3 &\equiv \frac{(1 - h_4)}{h_1 [h_2 - p_a (h_3 - h_4)]} \left\{ \frac{h_2}{h_2 - p_a (h_3 - h_4)} \times \right. \\ &\times \ln \left[1 + \frac{p_3 - p_a}{p_{a1}} \frac{h_2 - (h_3 - h_4) p_a}{h_2 + (h_3 - h_4) (p_3 - p_a)} \right] - \frac{(h_3 - h_4) (p_3 - p_a)}{h_2 + (p_3 - p_a) (h_3 - h_4)} \Big\} \\ p &= p_3, \quad \psi = \psi_3 \equiv \frac{(1 - h_4) (p_3 - p_a)}{h_2 + (h_3 - h_4) (p_3 - p_a)} \end{aligned}$$

для поршня

$$(2.2) \quad \begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{\pi}{4} \frac{v_b}{(h_7 - l_1)} (p_l - p_r), \quad x_r \leq h_6 \\ \frac{da}{dt} &= \frac{\pi}{4} \frac{v_b (p_l - p_r) + 0.5 a^2 (s_l^{-2} - s_r^{-2})}{h_6 - x_l + (2 \operatorname{tg} \varphi)^{-1} (d_r^{-1} - 1)}, \quad x_r > h_6 \\ s_i &= \frac{\pi}{4} d_i^2, \quad \frac{dx_i}{dt} = \frac{a}{s_i}, \quad d_i = \begin{cases} 1, & x_i \leq h_6 \\ 1 - 2 \operatorname{tg} \varphi (x_i - h_6), & x_i > h_6 \end{cases} \\ t &= t_3, \quad a = 0, \quad x_l = l_1, \quad x_r = h_7 \end{aligned}$$

для легкого газа

$$(2.3) \quad \frac{\partial x}{\partial t} = u, \quad \frac{\partial u}{\partial t} = -s \frac{\partial p}{\partial m}, \quad \frac{\partial x}{\partial m} = \frac{v}{s}, \quad \frac{\partial l}{\partial t} = -p \frac{\partial v}{\partial t}, \quad p = (\gamma - 1) e / v,$$

$$t = t_3, \quad p = 1, \quad v = 1, \quad u = 0, \quad m = \int_{h_7}^x s dx, \quad h_7 \leq x \leq l_6 + h_{10}$$

граничные условия на поршне $x = x_r$, $u = u_r$ и на модели $x = x_m$, $u = u_m$

для модели

$$(2.4) \quad \frac{dx_m}{dt} = u_m, \quad \frac{du_m}{dt} = \begin{cases} 0, & p_m < p_4 \\ h_{11} p_m, & p_m \geq p_4 \end{cases}$$

$$t = t_4, \quad u_m = 0, \quad x_m = h_{10} + l_8$$

В уравнениях (2.1)–(2.4) давление p , удельный объем v , скорость u , удельная энергия e , эйлерова координата x и длина l , лагранжева координата m , время t , площадь сечения канала баллистической установки s , диаметр канала d , вспомогательная функция a и другие характерные параметры представлены в безразмерном виде

$$(2.5) \quad n = \frac{P}{P_0}, \quad v = \frac{V}{V_0}, \quad u = \frac{U}{\sqrt{P_0 V_0}}, \quad e = \frac{E}{P_0 V_0}, \quad x = \frac{X}{D_1}, \quad l = \frac{L}{D_1}$$

$$m = \frac{M V_0}{D_1^3}, \quad t = \frac{T \sqrt{P_0 V_0}}{D_1}, \quad s = \frac{S}{D_1^2}, \quad d = \frac{D}{D_1}, \quad a = \frac{A}{D_1^2 \sqrt{P_0 V_0}}$$

$$(2.6) \quad h_1 = \frac{\kappa \sigma P_0 D_1}{I \sqrt{P_0 V_0}}, \quad h_2 = \frac{f \omega}{P_0 W}, \quad h_3 = \frac{\alpha \omega}{W}$$

$$h_4 = \frac{\omega}{\delta W}, \quad h_5 = \frac{D_1^3}{W}, \quad h_6 = \frac{L_1 + L_2}{D_1}$$

$$h_7 = \frac{L_1 + L_3}{D_1}, \quad h_8 = \frac{\pi}{4} \left(\frac{D_2}{D_1} \right)^2, \quad h_9 = \frac{L_1 + L_4}{D_1}$$

$$h_{10} = \frac{L_1 + L_3}{D_1}, \quad h_{11} = \frac{\pi D_2^2 D_1}{4 M_m V_0}$$

где P_0 , V_0 — соответственно давление и удельный объем легкого газа в начальный момент времени, κ и σ — постоянные, зависящие от формы зерен пороха, ψ — относительная весовая доля сгоревшей части пороха, I — полный импульс давления пороховых газов за все время горения (зависит от типа пороха и формы зерен), δ — удельный вес пороха, f — сила пороха, α — коволюм пороховых газов, γ_1 и γ — соответственно показатели адиабат порохового и легкого газов, W — начальный объем пороховой камеры, V_b — удельный объем поршня, M_m — масса модели, P_a и P_1 — соответственно начальное и текущее давления в пороховой камере, P_3 и P_4 — соответственно давления форсирования для поршня и модели, T_3 и ψ_3 — время начала движения поршня и относительная весовая доля сгоревшего к этому моменту пороха, T_4 — время начала движения модели, подскосы m , l , r относятся соответственно к модели, левому и правому концам поршня. Остальные обозначения представлены на фиг. 1.

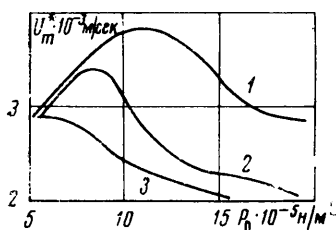
В рассмотренной баллистической установке внутренние диаметры пороховой камеры и цилиндрической части поршневого ствола равны. Тогда $W = \pi D_1^2 L_1 / 4$, $l_1 = 4 / \pi h_3$. Величина полуугла конуса переходной секции определяется из соотношения

$$(2.7) \quad \operatorname{tg} \varphi = \frac{1 - 2\sqrt{h_8/\pi}}{2(h_{10} - h_6)}$$

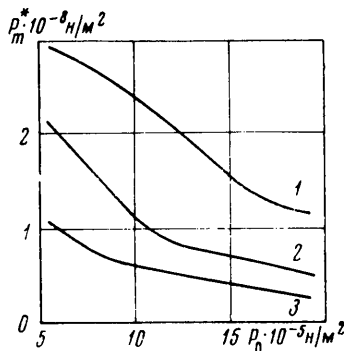
3. Расчеты были проведены методом искусственной вязкости [10] для баллистической установки со следующими размерами: $L_1 = 0.5$ м, $L_2 = 4.75$ м, $L_3 = 5.014$ м, $D_1 = 0.05$ м, $D_2 = 0.013$ м, $\varphi = 4^\circ$ при $M_m = 0.35 \cdot 10^{-2}$ кг. Пороховой заряд характеризовался следующими значениями констант:

$\alpha = 0.948 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3/\text{н}$, $\delta = 0.157 \cdot 10^5 \text{ н/м}^3$, $f = 0.815 \cdot 10^5 \text{ м}$, $\gamma_1 = 1.2$, $\kappa\sigma = 1.0$. Плотность поршня $\rho_b = V_b^{-1}$ составляла $\rho_b = 0.94 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$. В качестве легкого газа рассматривался гелий с начальной температурой 288° К .

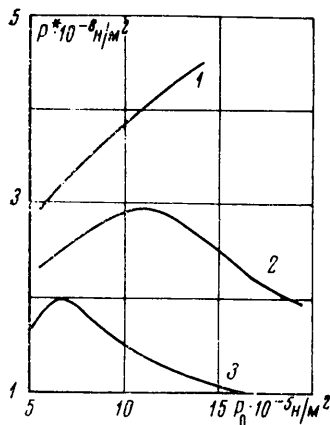
На фиг. 2–4 представлены зависимости дульной скорости модели U_m^* , максимальных давлений на модели P_m^* и в легком газе P^* от величины P_0 .



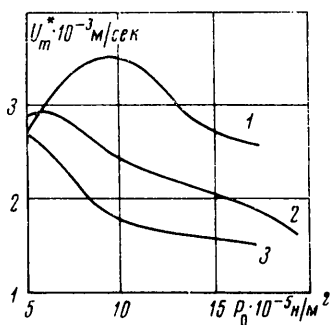
Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5

для $\omega = 2.94, 2.45, 1.96 \text{ н}$ — кривые 1, 2 и 3 соответственно ($I = 0.343 \cdot 10^6 \text{ н} \cdot \text{сек/м}^2$, $M_b = 0.5 \text{ кг}$, $P_3 = 0.5 \cdot 10^7 \text{ н/м}^2$, $P_4 = 0.15 \cdot 10^8 \text{ н/м}^2$, $L_b = 0.486 \text{ м}$, $L_4 = 7.5 \text{ м}$). При постоянном ω величина P^* имеет максимум (фиг. 4), который достигается в области конической переходной секции. Величина P_m^* с ростом P_0 монотонно уменьшается (фиг. 3), а U_m^* имеет максимум при некотором оптимальном давлении легкого газа (фиг. 2).

Указанные зависимости можно объяснить тем, что при начальных давлениях легкого газа, меньших оптимального, велико относительное сжатие газа и его температура. В этом случае величины P^* и P_m^* близки. В то же время массы легкого газа не хватает для поддержания достаточно высокого давления на дно модели на всей длине баллистического ствола и величина U_m^* меньше максимально достижимой для данных условий заряжания. При давлениях легкого газа, больших оптимального, существенная часть кинетической энергии поршня затрачивается на ускорение газа, и максимальная для данных условий заряжания дульная скорость модели также не достигается. Расчеты показывают, что с ростом ω увеличивается ψ^* и кинетическая энергия поршня. При этом растет величина оптимального давления легкого газа и соответствующие ей значения P^* , P_m^* и U_m^* .

На фиг. 5 приведена зависимость $U_m^* = U_m^*(P_0)$ для $I = 0.245 \cdot 10^6$ н·сек/м², $0.343 \cdot 10^6$ н·сек/м², $0.440 \cdot 10^6$ н·сек/м² — кривые 1, 2 и 3 соответственно ($\omega = 1.96$ н, остальные параметры имеют те же значения, что и в предыдущем случае). С уменьшением I и ростом скорости горения пороха увеличиваются ψ^* , дульная скорость модели и соответствующая ей величина P_0 .

Для исследования влияния массы поршня на работу баллистической установки были выполнены аналогичные расчеты при $M_b = 0.5, 0.75, 1.0$ кг. С увеличением M_b от 0.5 до 0.75 кг поршень разгоняется медленнее, поэтому порох горит при более высоком давлении и, следовательно, быстрее, а величина ψ^* оказывается больше. Это приводит к росту U_m^* на 13% и смещению оптимальной величины P_0 в сторону более высоких давлений. Однако дальнейшее изменение M_b от 0.75 до 1.0 кг увеличивает U_m^* лишь на 1.5%.

4. Полученные результаты показывают, что параметры порохового заряда сильно влияют на работу баллистической установки. Поэтому при исследовании моделирования процессов в таких установках необходимо рассмотреть все характерные безразмерные параметры подобия, входящие в уравнения (2.1) — (2.4). Такой анализ позволяет в ряде случаев сократить число расчетных вариантов и экспериментов для установок, различающихся геометрическими размерами, начальными параметрами газа и свойствами порохового заряда.

Кроме параметров (2.6) к ним относятся

$$(4.1) \quad \gamma_1, p_a, v_b = \mu P_0 / RT_0 \rho_b, \quad \gamma, p_3, p_4$$

где μ , T_0 — молекулярный вес и начальная температура легкого газа соответственно, R — универсальная газовая постоянная. При дальнейшем анализе полагаем, что величины $\kappa\sigma$, γ_1 , γ , μ постоянные. Параметры h_1 и h_{11} удобно записать в виде

$$h_1 = \frac{\kappa\sigma P_0 D_1 \sqrt{\mu}}{I \sqrt{RT_0}}, \quad h_{11} = \frac{\pi \mu D_2^2 D_1 P_0}{4RT_0 M_m}$$

Рассмотрим моделирование по геометрическим размерам. Пусть в двух установках используется один и тот же легкий газ и порох одной марки. Величины γ , μ , γ_1 , f , κ , σ , I , α , δ одинаковы для обеих установок. При изменении всех геометрических размеров установки в k раз ($L' = kL$) безразмерные параметры подобия (2.6), (4.1) остаются постоянными в случае выполнения соотношений

$$(4.2) \quad \omega' = k^3 \omega, T_0' = k^2 T_0, \rho_b' = \rho_b k^{-2}, M_m' = k M_m, P' = P$$

где L , P — соответственно любой размер установки и давление в ней, величины без штрихов относятся к установке с известными характеристиками, а со штрихами — к моделируемой установке. Для скоростей моделей справедливо соотношение $U_m' = k U_m$. Если вместо давления сохранять начальную температуру легкого газа $T_0' = T_0$, то выполнение соотношений

$$(4.3) \quad \omega' = k^2 \omega, \rho_b' = \rho_b k^{-1}, M_m' = k^2 M_m, P' = P k^{-1}$$

обеспечивает постоянство всех безразмерных параметров подобия (2.6), (4.1), кроме h_3 и h_4 . Для скоростей получим $U_m' = U_m$. Анализ уравнений (2.1) показывает, что в исследованных в п.3 режимах работы баллистической установки влияние этих параметров мало, и приближенное моделиро-

вание оказывается близким к точному. Если из всех геометрических размеров установки изменить только диаметр баллистического ствола $D_2' = kD_2$, то выполнение соотношения $M_m' = k^2 M_m$ обеспечивает постоянство всех параметров (2.6), (4.1), кроме h_3 . Для скоростей моделей получим $U_m' = U_m$. При малой величине h_3 поршневой ствол можно рассматривать по отношению к баллистическому в качестве резервуара с бесконечным объемом. В этом случае динамика движения модели не изменяется при различных диаметрах баллистических стволов и массах моделей, удовлетворяющих соотношениям $M_m' = k^2 M_m$, $D_2' = kD_2$, и обеспечивается моделирование, близкое к точному. Ниже приведены результаты расчета, характеризующего точность такого моделирования. Расчеты проводились для $P_0 = 10^6$ н/м², $T_0 = 288^\circ$ К, $\omega = 1.96$ н, $M_b = 0.5$ кг, $I = 0.343 \cdot 10^6$ н·сек/м², $L_4 = 7.5$ м, $L_6 = 0.486$ м, $P_3 = 5 \cdot 10^6$ н/м², $P_4 = 15 \cdot 10^6$ н/м²

$D_2 \cdot 10^2, \text{ м}$	$M_m \cdot 10^3, \text{ кг}$	$U_m^* \cdot 10^{-3}, \text{ м/сек}$
0.79	1.30	2.45
1.3	3.50	2.45
1.8	6.72	2.34

При малой величине h_3 моделирование, очевидно, можно осуществить и другими способами, изменяя все длины и диаметр поршневого ствола ($L' = kL$, $D_1' = kD_1$) и фиксируя диаметр баллистического ствола ($D_2' = D_2$)

$$(4.4) \quad \begin{aligned} P' &= P, T_0' = k^2 T_0, \omega' = k^3 \omega, \rho_b' = \rho_b k^{-2} \\ M_m' &= M_m k^{-1}, U_m' = k U_m \end{aligned}$$

или, пренебрегая влиянием h_3 и h_4 ,

$$(4.5) \quad \begin{aligned} T_0' &= T_0, P' = P k^{-1}, \omega' = k^2 \omega, \rho_b' = \rho_b k^{-1} \\ M_m' &= M_m, U_m' = U_m \end{aligned}$$

Рассмотрим моделирование при фиксированных геометрических размерах установки и сорте легкого газа. Кроме того, будем считать величины α и δ во всех случаях постоянными. Тогда параметры подобия (2.6), (4.1) останутся постоянными при выполнении соотношений

$$(4.6) \quad P' = P, T_0' = T_0 k^{-2}, \left(\frac{I}{\omega \sigma} \right)' = k \left(\frac{I}{\omega \sigma} \right), \rho_b' = k^2 \rho_b, M_m' = k^2 M_m, f' \omega' = f \omega$$

В этом случае обеспечивается точное моделирование протекающих в установке газодинамических процессов, а скорость модели определяется формулой $U_m' = U_m k^{-1}$. Пренебрегая влиянием параметров h_3 и h_4 на работу установки и фиксируя величину $I/\omega \sigma$, получим еще один вариант приближенного моделирования

$$(4.7) \quad f' \omega' = k f \omega, P' = k P, T_0' = k^2 T_0, \rho_b' = k^{-1} \rho_b, M_m' = k^{-1} M_m, U_m' = k U_m$$

С целью проверки указанного способа моделирования ниже даны результаты расчета проведенного для $I = 0.343 \cdot 10^6$ н·сек/м², $L_4 = 7.5$ м, $L_6 = 0.486$ м, $D_2 = 1.3 \cdot 10^{-2}$ м

$P_0 \cdot 10^{-6}, \text{ н/м}^2$	$T_0, \text{ }^\circ\text{К}$	$\omega, \text{ н}$	$M_b, \text{ кг}$	$P_3 \cdot 10^{-6}, \text{ н/м}^2$	$P_4 \cdot 10^{-6}, \text{ н/м}^2$	$M_m \cdot 10^3, \text{ кг}$	$U_m^* \cdot 10^{-3}, \text{ м/сек}$
1.0	288	1.96	0.5	5.0	15.0	3.50	2.45
1.5	648	2.94	0.33	7.5	22.5	2.33	3.82

Аналогично получается другой закон приближенного моделирования при изменении свойств пороха и параметров установки

$$(4.8) \quad T_0' = T, \quad P' = kP, \quad \left(\frac{I}{\kappa\sigma}\right)' = k \left(\frac{I}{\kappa\sigma}\right) \\ f'\omega' = kf\omega, \quad \rho_b' = k\rho_b, \quad M_m' = kM_m, \quad U_m' = U_m$$

Анализ безразмерных параметров подобия и проведенные расчеты (фиг. 2—5) показывают, что скорость модели возрастает при увеличении веса заряда пороха или уменьшении I . Влияние свойств пороха на работу установки в основном проявляется через параметры $h_1 \sim \kappa\sigma/I$ и $h_2 \sim f\omega \cdot W^{-1}$. Таким образом, при несущественном влиянии параметров h_3 и h_4 скорость модели возрастает одинаково при увеличении только силы пороха f или росте в то же число раз плотности заряжения ω/W . Одинаково влияет также на дульную скорость модели увеличение величины $\kappa\sigma$ или уменьшение I .

Поступила 17 III 1975

ЛИТЕРАТУРА

1. Эккерман Д., Моккэй В., Оулит Р., Швейгер Р., Теофанис Ж. Баллистические трассы фирмы «Авко». Сб. «Техника гиперзвуковых исследований». М., «Мир», 1964.
2. Палкин С. Н., Резников Б. И. Расчет легкогазовой пушки с легким поршнем. Сб. «Аэрофизические исследования сверхзвуковых течений». М.—Л., «Наука», 1967.
3. Lukasiewicz J. Constant acceleration flows and applications to high-speed guns. AIAA Journal, 1967, vol. 5, No. 11. (Рус. перев.: Течения с постоянным ускорением и их использование в высокоскоростных пушках. Ракетная техника и космонавтика, 1967, № 11).
4. Златин Н. А., Красильщиков А. П., Мишин Г. И., Попов Н. И. Баллистические установки и их применение в экспериментальных исследованиях. М., «Наука», 1974.
5. Baer P. G., Smith H. C. Experimental and theoretical studies on interior ballistics of light gas guns. Proc. 6-th Sympos. on Hypervelocity Impact, 1963, vol. 1.
6. Piacesi R., Gates D. F., Seigel A. E. Computer analysis of two-stage hypervelocity model launchers. Proc. 6-th Sympos. on Hypervelocity Impact, 1963, vol. 1.
7. Murphy J. B. R., Badhwar L. K., Lavoie G. A. Interior ballistics calculations systems for light gas guns and conventional guns. The fluid dynamics aspects of ballistics. AGARD Conf. Proc., 1966, No. 10.
8. Серебряков М. Е. Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет. М., Оборонгиз, 1962.
9. Станюкович К. П. Неустановившиеся движения сплошной среды. М., Гостехиздат, 1955.
10. Фонарев А. С., Чернявский С. Ю. Расчет ударных волн при взрыве сферических зарядов взрывчатых веществ в воздухе. Изв. АН СССР, МЯГ, 1968, № 5.