

## ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА НА ВЫХОДЕ ИЗ ПРИБОРА СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ ЗВУКА ВЫСТРЕЛА СТРЕЛКОВОГО ОРУЖИЯ

Обобщаются результаты исследований термогазодинамического процесса на выходе из ствола, в том числе с прибором снижения уровня звука выстрела (ПСУЗВ): рассматриваются математические модели, методы и результаты расчетов и экспериментальных исследований характеристик процесса. Уточнены некоторые особенности процесса и предложена многостадийная картина его развития. Материалы работы позволяют совершенствовать существующие методы расчета и постановки экспериментов, обосновать новые направления проектирования ПСУЗВ для повышения их эффективности.

Узагальнюються результати досліджень термогазодинамічного процесу на виході зі ствола, у тому числі із приладом зниження рівня звуку пострілу (ПЗРЗП): розглядаються математичні моделі, методи й результати розрахунків і експериментальних досліджень характеристик процесу. Уточнено деякі особливості процесу та запропонована багатостадійна картина його розвитку. Матеріали роботи дозволять удосконалити існуючі методи розрахунків і постановки експериментів, обґрунтувати нові напрямки проектування ПЗРЗП для підвищення їх ефективності.

The results of studies on thermogasodynamical process at the barrel exit combined with a sound suppressor (PSUZV) are generalized. Mathematical models, methods and results of calculations and experimental studies of the process characteristics are considered. Certain special features of the process are refined and a multistage pattern of its development is proposed. Materials of the work will allow perfecting the existing methods of calculations and experiments, validating new lines of the PSUZV design for improving their efficiency.

Эффективность прибора снижения уровня звука выстрела (ПСУЗВ) стрелкового оружия определяется характером процессов, происходящих в его полости и на выходе в окружающее пространство.

Совершенствование ПСУЗВ во многом определяется знанием закономерностей течения газа и уровнем методических разработок, необходимых для расчета характеристик процесса и поиска наиболее эффективных конструктивных решений. Известные результаты исследований термогазодинамики потока в ПСУЗВ и существующие методы расчета его характеристик, как показывает практика проектирования, в первом приближении учитывают основные особенности процесса. Однако до сих пор остаются не выясненными фундаментальные механизмы процесса, которые позволят совершенствовать методики расчета и конструкцию ПСУЗВ.

Целью настоящей работы является систематизация результатов исследования потока пороховых газов на выходе из ПСУЗВ, (в частности: околодульных течений пороховых газов при выстреле; сверхзвуковых импульсных течений; распространения детонационных волн в газозвесах) и построение картины развития процесса.

В общем виде процесс на выходе из ствола представляется следующим.

После вылета снаряда из ствола некоторое время пороховые газы продолжают действовать на него, оказывая давление на его донную часть и сообщая дополнительное ускорение. Давление на дно снаряда после его вылета из ствола определяется зависимостью [1]:

$$P = P_{кр} \left( 1 - 3 \sqrt{\frac{l}{l_n}} \right),$$

где  $P_{кр}$  – критическое давление в дульном срезе в начале истечения из ствола;

$l_n$  – путь снаряда к концу периода последствия;  $l$  – текущий путь снаряда.

При допущении о конической форме струи истекающих пороховых газов зависимость для давления на дно снаряда имеет вид:

$$P = 0,5P_D \left( 1 - \sqrt{\frac{l}{l_n}} \right),$$

где  $P_D$  – дульное давление пороховых газов в момент вылета снаряда из ствола.

Снаряд получает наибольшую начальную скорость не в момент выхода из дульного среза ствола ( $V = V_D$ ), а на некотором расстоянии ( $l_n = 20 - 40d$ , где  $d$  – калибр ствола) от него. Приращение скорости в этот период составляет  $\Delta V = \frac{V_{\max} - V_d}{V_d} = (0,5 - 2)\%$ .

После достижения  $V_{\max}$  под действием силы сопротивления воздуха скорость снаряда начинает убывать.

Выстрел сопровождается звуком (шумом), пламенем и дымом. Это демаскирует огневую позицию и неблагоприятно воздействует на организм человека, затрудняет голосовую связь на огневой позиции.

Уровень звука при выстреле может достигать 170 дБ, что превышает болевой порог его восприятия человеком.

За время истечения газов из ствола

$$t_n \approx \frac{5l_{\text{кн}}}{V_d},$$

где  $l_{\text{кн}}$  – длина канала ствола;  $V_d$  – дульная скорость снаряда, давление пороховых газов в стволе уменьшается в  $\sim 150$  раз, а скорость их истечения в  $\sim 1,5$  раза. Перед газовым облаком, выходящим из ствола, возникает воздушная ударная волна (УВ), которая распространяется со скоростью, значительно превышающей скорость звука. Как будет показано ниже, форма воздушной УВ на периоде последствия асимптотически приближается к сферической (с радиусом  $R_B$ ). Исходя из такой формы УВ и в предположении (основанном на экспериментах) уменьшения её интенсивности пропорционально  $R_B^3$ , определяется избыточное давление на огневой позиции при выстреле из ручного огнестрельного оружия [2]:

$$\Delta P = \frac{2}{\gamma + 1} (M_B^2 - 1) \frac{P_d W_{\text{кн}} \left( 1 + \cos^2 \frac{\varphi}{2} \right)}{\pi R_B^2 \left( \frac{2}{3} R_B + h \right)},$$

где  $\gamma$  – показатель адиабаты воздуха;  $M_B = \frac{\beta V_d}{a}$  – число Маха перемещения воздушной УВ;  $\beta$  – коэффициент действия инерции пороховых газов;  $a$  – скорость звука в воздухе;  $W_{\text{кн}}$  – объем канала ствола;  $\varphi$  – угол, отсчитываемый от направления выстрела;  $h$  – высота линии огня (оружия над землей).

При наличии дульного насадка, отводящего часть пороховых газов в стороны под углом  $\psi$ , избыточное давление на огневой позиции определяется соотношением:

$$\Delta P = \frac{2}{\gamma + 1} (M_B^2 - 1) P_d \frac{W_{кн}}{\pi R_B^2 \left( \frac{2}{3} R_B + h \right)} \left[ \frac{\delta^m}{n_1} \left( 1 + \cos^2 \frac{\varphi}{4} \right) + \frac{1 - \delta^m}{n_2} \left( 1 + \cos^2 \frac{\varphi - \psi}{2} \right) \right],$$

где  $\delta^m$  – массовая доля порохового газа, истекающего под углом  $\psi$  через  $m$  рядов боковых каналов дульного насадка;  $n_1 \approx n_2 \approx 2$  (эмпирические коэффициенты).

Основным источником звука выстрела являются:

- движущиеся элементы механизма оружия;
- выталкиваемый снарядом воздух, находящийся в канале ствола перед выстрелом;
- прорывающиеся между стенкой ствола и снарядом пороховые газы, опережающие снаряд;
- пороховые газы, выходящие из ствола после вылета снаряда;
- воздушная УВ, образующаяся перед истекающим из ствола газовым облаком.

Картины течения на выходе из винтовочного ствола получены еще в начале прошлого века [3].

К настоящему времени получены сравнительно новые расчетно-методические и экспериментальные материалы [4 – 11], касающиеся процессов, происходящих на выходе из ствола и позволяющие уточнить их математическую модель. В данной работе эти материалы обобщены и на их основе построена уточненная картина течения, учитывающая особенности, накладываемые работой ПСУЗВ.

Поле течения у дульного среза в самом общем виде можно представить (рис. 1, [9]) состоящим из внешней (взрывной) ударной волны, распространяющейся в невозмущенной среде, контактной поверхности (фронт газов, выталкиваемых из ствола перед снарядом) и сверхзвуковой струи (содержащей скачки уплотнения, замыкаемые диском Маха), истекающей из ствола. Перед дном снаряда образуется прямой скачок уплотнения.

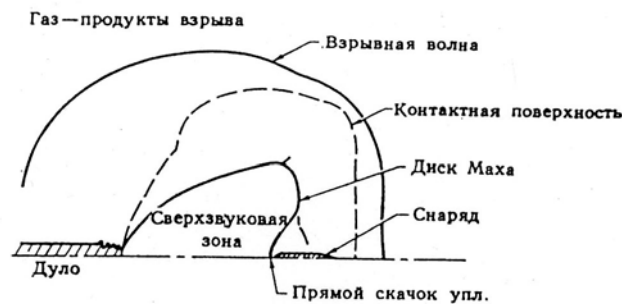


Рис. 1 – Схема течения у дульного среза ствола [9]

На рис. 2 и 3 приведены результаты расчетов [9] распределения скорости и статического давления по направлению выстрела и сравнение их с экспериментами. Здесь ось абсцисс – относительное (к калибру ствола  $D$ ) расстояние  $x$  от среза ствола. По оси ординат – относительная (к дульной  $V_p$ ) скорость (рис. 2)

и относительное (к давлению в набегающем потоке пороховых газов) статическое давление (рис. 3).

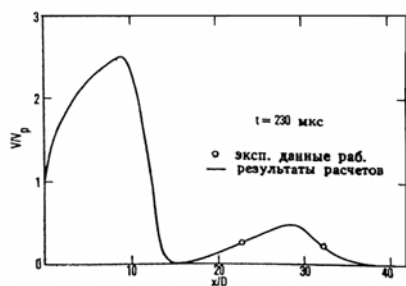


Рис. 2 – Изменение скорости газа по направлению выстрела [9]

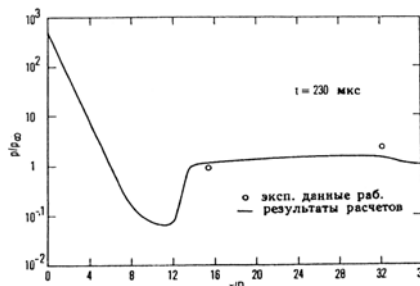
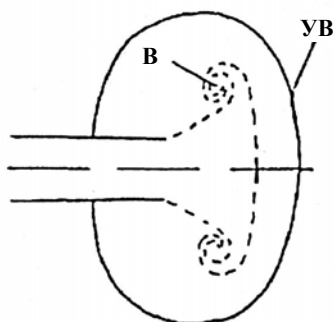


Рис. 3 – Изменение статического давления газа по направлению выстрела [9]

Как видно, характер изменения скорости и давления качественно отражает особенности течения у дульного среза, а результаты расчетов (с использованием газодинамических уравнений Эйлера) согласуются с экспериментом.

Однако, как показывает анализ результатов, полученных в других работах, картина течения, полученная в исследованиях [9], недостаточно полно отражает детали потока во временном интервале, в частности влияние снаряда на характер течения. В работе [11] «выхлоп при выстреле» рассмотрен как «импульсное сверхзвуковое течение».

Теневые фотографии позволили представить общую картину развития течения следующим образом (рис. 4, 5 [11]).



В – вихрь; УВ – ударная волна  
Рис. 4 – Схема течения при выходе ударной волны из осесимметричного канала в свободное пространство [11]

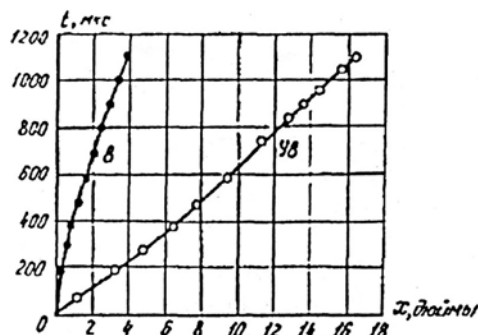


Рис. 5 – Траектория движения ударной волны УВ и вихревого кольца В после выхода ударной волны с  $M_0=1,27$  из канала [11]

По мере выхода ударной волны УВ (рис. 4) из канала она искривляется у края канала, в то время как центральная часть ударной волны остается некоторое время плоской. Это вызвано нестационарными волнами разрежения, распространяющимися от края канала до фронта ударной волны. С течением времени фронт ударной волны приобретает сферическую форму. Одновременно с выходом ударной волны из канала вблизи его среза начинает образовываться вихревое кольцо. Первоначально оно имеет пренебрежимо малую скорость, но затем получает ускорение. Его скорость к моменту времени 1 мс достигает  $\sim 0,75$  величины начальной скорости газа за плоской ударной волной (рис. 5). При увеличении интенсивности начальной ударной волны скорость

вихревого кольца увеличивается. Его диаметр монотонно растет как нелинейная функция времени и к моменту времени 1 мс возрастает в 1,4 раза [11].

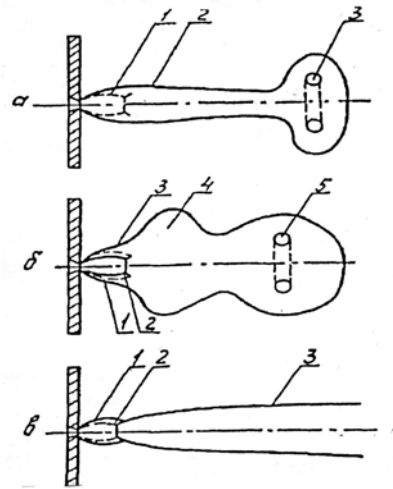
Анализ большого количества интерферограмм истечения и шпирен-фотографий позволил разработать общую схему основных элементов импульсных сверхзвуковых струй (рис. 6 [11]).

На рис. 6, а представлена структура «холодной» импульсной струи с параметром нестационарности

$$\tau = \left( \frac{\rho_{\infty}}{\rho_*} \right)^{\frac{1}{n}} \frac{C_0 t}{r_0} = 0,8,$$

где  $\rho_{\infty}$  – плотность окружающего газа;  $\rho_*$  – плотность газа в критическом сечении;  $n = 1, 2$  – показатель политропы;  $C_0$  – критическая скорость потока;  $r_0$  – радиус критического сечения;  $t$  – время. Вблизи среза канала наблюдается бочкообразная структура ударных волн, подобная по структуре ударным волнам в стационарных струях. Нестационарная граница 2 имеет больший размер, чем в стационарной струе, и полностью охватывает систему ударных волн. Далее поперечное сечение струи сужается в связи с подсосом газа в вихрь 3.

В случае «горячей» струи (рис. 6, б) на начальном участке образуется «бочка» ударных волн 2 с границей «стационарной» струи 1 соответствующей



- а) импульсная «холодная» струя с  $\tau = 0,8$ ;  
1 – ударные волны струи; 2 – граница струи;  
3 – вихрь.  
б) импульсная «горячая» струя с  $\tau = 3,2$ ;  
1 – граница «стационарной» струи;  
2 – ударные волны струи; 3 – начальная граница импульсной струи; 4 – боковой выброс на границе струи; 5 – вихрь.  
в) стационарная струя  
1 – граница струи; 2 – ударные волны;  
3 – граница струи с турбулентным смешением.

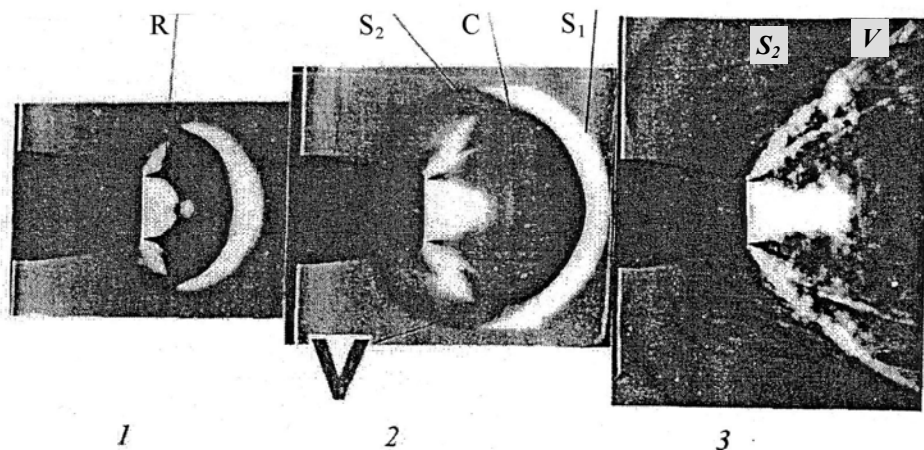
Рис. 6 – Схема основных элементов течения в сверхзвуковых струях

нерасчетности и боковыми выбросами на границе 4. Вблизи передней границы струи наблюдается головной вихрь 5.

На рис. 6, в представлена структура течения стационарной сверхзвуковой струи с той же нерасчетностью истечения, что и для импульсных струй. На главном участке струи образуется ударно-волновая структура 2 с границей 1. Далее следует переходная область 3 струи с турбулентным смешением. Одно из существенных отличий импульсных и стационарных струй состоит в существовании головного вихря (3 на рис. 6, а, 5 – рис. 6, б). Кроме того, при нестационарном истечении угол раскрытия струи больше, чем в стационарном режиме, так что «стационарная» граница струи оказывается охваченной нестационарной границей газа. Начальный участок сверхзвуковой «стационарной» струи устанавливается примерно после  $\sim 150$  мкс от начала истечения газа.

Картина течения при выходе ударной волны с  $M = 4,7$  из цилиндрического канала в различные моменты времени представлена на рис. 7 [11]. Здесь

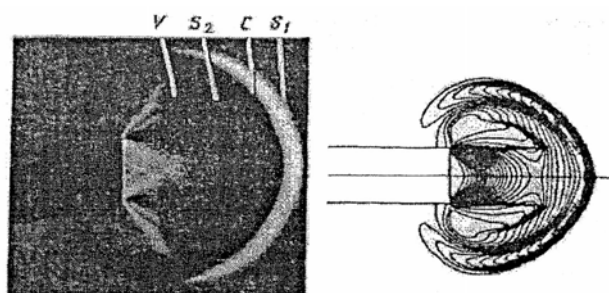
наблюдается развитие струи с зарождением веера волн разрежения  $R$  и вихревой структуры  $V$ .



$S_1$  – ударная волна в окружающем пространстве;  $R$  – веер волн разрежения;  $C$  – контактная поверхность;  $S_2$  – вторичная волна (волна торможения);  $V$  – вихрь.

Рис. 7 – Развитие структуры течения при выходе ударной волны ( $M = 4,7$ ) из цилиндрического канала. 1, 2, 3 –  $t = 25, 44$  и  $60$  мкс.

На рис. 8 [11] приведены теплереграмма и изолинии плотности, полученные в результате расчета осесимметричного течения на ранней стадии его развития. Сравнение показывает их качественное подобие, свидетельствующее о корректности расчетов.



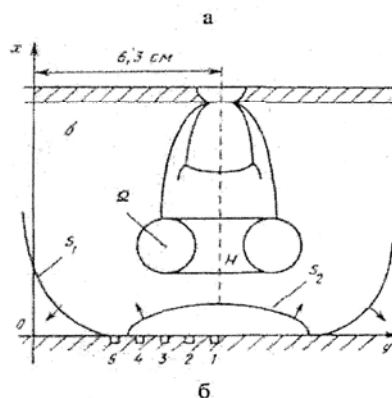
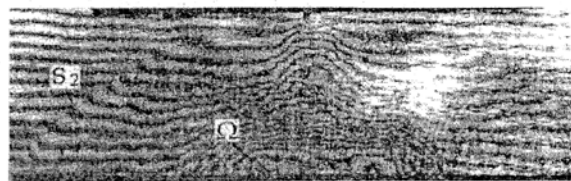
$V$  – вихрь;  $S_1$  – головная УВ;  $S_2$  – вторичная УВ;  $C$  – контактная поверхность

Рис. 8 – Теплереграмма и изолинии плотности, полученные в результате расчета [11]

После выхода снаряда из ствола натекающая на него струя пороховых газов образует волновую структуру, которую исследовали различные авторы с различными подходами к его моделированию. Так в [11] это взаимодействие струи с дном снаряда моделировалось как взаимодействие импульсной высокотемпературной струи с плоской преградой.

На рис. 9, а [11] представлена интерферограмма взаимодействия импульсной высокотемпературной струи азота, выходящей из звукового сопла, с плоской преградой для момента времени  $t = 138$  мкс. Число Маха на срезе сопла  $M = 1$ , нерасчетность  $n = 21$ . На рис. 9, б воспроизведена схема структуры этого течения. Исследования показали, что стартовая головная ударная волна  $S_1$ , идущая впереди горячего газа, достигает преграды и отражается от неё. При этом формируется отраженная ударная волна  $S_2$ , движущаяся в

сторону среза сопла. Вблизи переднего фронта импульсной струи  $H$  формируется вихревое кольцо  $\Omega$ . С течением времени турбулентный вихрь  $\Omega$  начинает взаимодействовать с  $S_2$ , проходит через неё и сталкивается с преградой. Размеры вихря увеличиваются со временем, заполняя пространство между соплом и преградой. Центр вихря смещается к периферии от оси.



$S_1$  – стартовая ударная волна, идущая впереди горячего газа;  $S_2$  – отраженная ударная волна, движущаяся в сторону среза сопла;  $H$  – передний фронт импульсной струи;  $\Omega$  – вихревое кольцо; 1 – 5 – датчики давления

а – интерферограмма взаимодействия, б – схема структуры течения

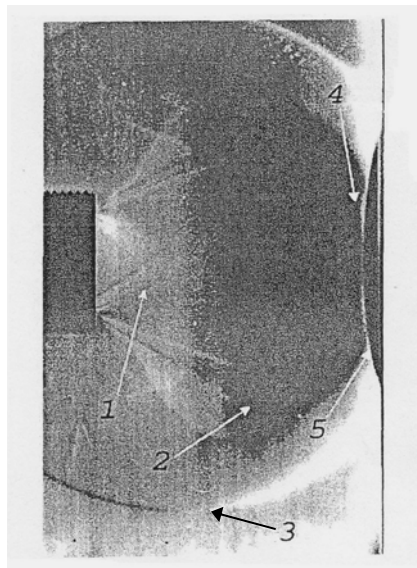
Рис. 9 – Картина взаимодействия импульсной высокотемпературной струи азота с плоской преградой.

На рис. 10 [11] приведена теневая картина взаимодействия импульсной струи, истекающей из круглого канала, с плоской преградой, расположенной на расстоянии 50 мм от торца канала. На картине наблюдаются: волны разрежения 1 на кромке канала; вихревое кольцо 2, формирующееся за дифрагированной ударной волной на границе раздела потока, истекающего из канала, и ранее невозмущенного газа; фронт 3 дифрагированной ударной волны ( $M = 3,2$ ), образующейся у торца канала; контактная поверхность 4; фронт 5 отраженной ударной волны. Фронт 3 дифрагированной ударной волны соответствует фронту  $S_1$  головной волны, а отраженная волна 5 – волне  $S_2$  на картине течения рис. 9.

На рис. 11 приведена серия теневых фотографий [11] развития взаимодействия импульсной сверхзвуковой струи, истекающей из круглого канала, с преградой, расположенной на расстоянии  $L = 50$  мм от торца канала. Начальные кадры получены вскоре после прихода дифрагированной волны к пластине. Видны все основные элементы структуры, наблюдающиеся на рис. 10: фронт дифрагированной ударной волны  $S_1$ ; контактная поверхность  $C$ ; фронт волны торможения  $S_2$ ; волны разрежения  $R$ . На границе раздела  $C$  потока, истекающего из канала, и потока ранее невозмущенного газа за дифрагированной волной формируется вихревое кольцо  $V$ . Дифрагированная ударная волна

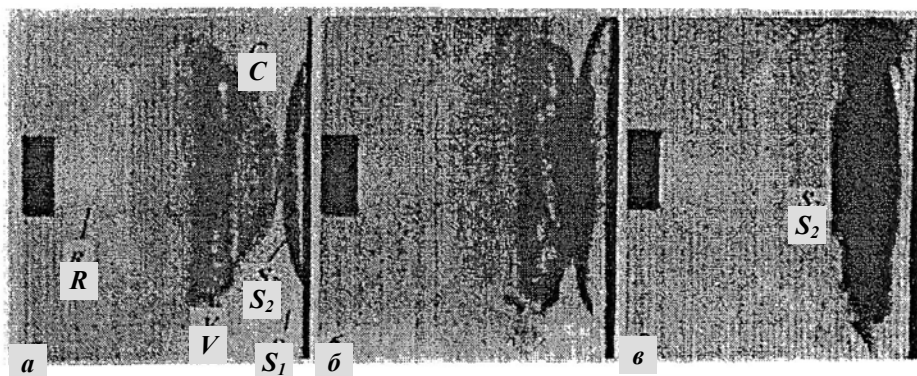
$S_1$  достигает преграды и отражается от неё. При этом формируется отраженная ударная волна  $S_R$ , движущаяся в сторону среза канала.

В центральной части пластины наблюдается регулярное отражение, на некотором расстоянии от центра возникает маховское отражение. Отраженная волна  $S_R$  взаимодействует с контактной поверхностью  $C$  и с волной торможения  $S_2$ . С течением времени турбулентный вихрь  $V$  начинает взаимодействовать с волной  $S_R$ , проходит через неё и сталкивается с преградой. Размеры вихря увеличиваются со временем, центр вихря смещается к периферии от оси.



1 – волна разрежения; 2 – вихревое кольцо; 3 – фронт дифрагированной ударной волны; 4 – контактная поверхность; 5 – фронт отраженной волны.

Рис. 10 – Теневая фотография взаимодействия с преградой ударной волны ( $M = 3,2$ ), дифрагированной из канала круглого сечения [11].

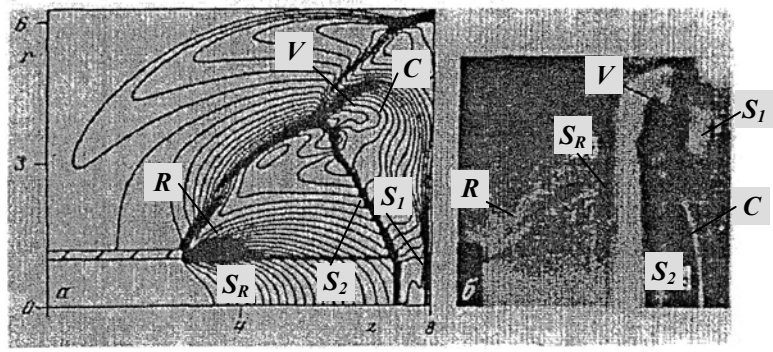


$S_1$  – фронт дифрагированной ударной волны;  $S_2$  – волна торможения;  
 $C$  – контактная поверхность;  $V$  – вихрь;  $R$  – волны разрежения.

$a) - t = 25$  мкс;  $б) - t = 44$  мкс;  $в) - t = 60$  мкс

Рис. 11 – Теневые фотографии нестационарного взаимодействия с пластиной ударной волны ( $M_0 = 3.2$ ), дифрагированной из канала круглого сечения





$S_1$  – дифрагированная УВ ( $M_0=4,1$ );  $S_R$  – отраженная УВ;  $S_2$  – волна торможения;  
 $V$  – вихрь;  $R$  – волны разрежения;  $n$  – контактная поверхность.

**a)** – расчетные линии равных плотностей; **б)** – термограмма на момент  $t = 122$  мкс

Рис. 12 – Сравнение расчета (а) с экспериментом (б)

взаимодействия импульсной струи с преградой

На рис. 12, а приведены расчетные линии равных плотностей, на рис. 12, б – термограмма взаимодействия (в момент  $t = 122$  мкс) дифрагированной ударной волны  $S_1$  с пластиной при  $M_0 = 4,1$ . В этом случае наблюдается более поздняя стадия взаимодействия, так как ударная волна дифрагирует с большой начальной скоростью (в отличие от течения на рис. 11). Отраженная волна  $S_R$  проходит через контактную поверхность  $C$ , волну торможения  $S_2$  и вихрь  $V$ . Вихрь  $V$  движется к пластине и увеличивается в размере. Волна торможения  $S_2$  после взаимодействия с отраженной волной  $S_R$  приближается к пластине и занимает положение, соответствующее положению диска Маха в стационарной струе. Картина течения становится подобной картине, наблюдаемой при взаимодействии с преградой недорасширенной сверхзвуковой струи.

Течение на выходе из ПСУЗВ отличается от рассмотренных тем, что импульсная струя истекает не из гладкого, а из частично перекрытого канала. Такое течение практически не исследовано. Поэтому представляют интерес данные [11], касающиеся влияния частичного перекрытия канала на относительную роль двух процессов: действия УВ и спутного потока на преграду (дно снаряда).

Задача о дифракции УВ рассматривалась для условий, при которых не нужно учитывать изменение состояния в канале в ходе дифракции. Более общим случаем является режим, при котором происходит изменение параметров как вне канала, так и внутри него. В случае, если канал частично закрыт, то УВ частично проходит в окружающее пространство и частично отражается от торца канала. Воздействие дифрагированной УВ на преграду в этом случае может быть интенсивнее, так как давление на выходе из канала является промежуточным между давлениями за падающей и отраженной УВ. В то же время уменьшение выходного диаметра канала приводит к увеличению относительного расстояния от выхода из канала до преграды. В

этом случае наблюдаются неисследованные ранее режимы, при которых взаимодействие волн разрежения и скачков уплотнения может привести как к увеличению, так и к уменьшению воздействия дифрагированной УВ на преграду. Для этого необходимо решать задачу о взаимодействии волн разрежения и скачков уплотнения в двухсвязной области при различной геометрии канала и препятствия.

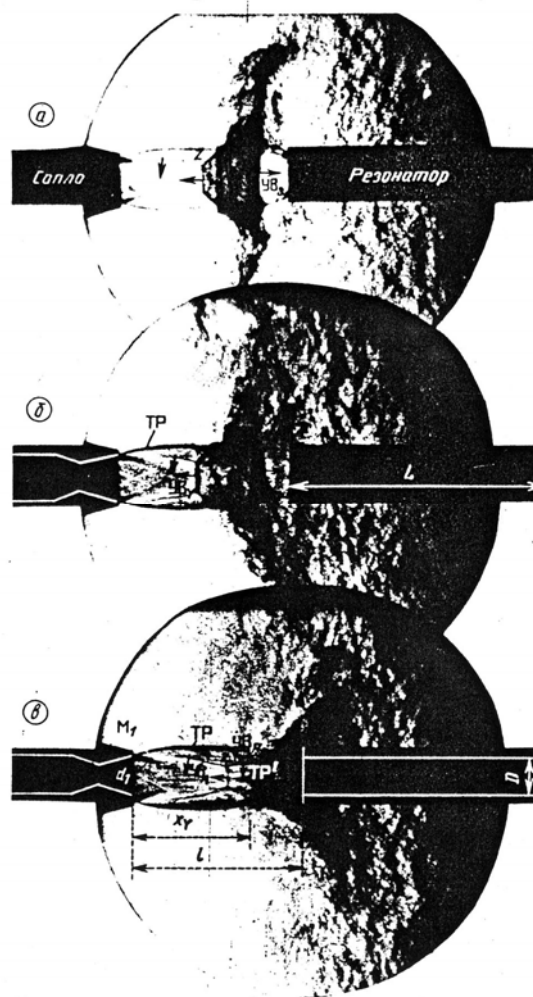
Предварительные расчеты выхода УВ из частично перекрытого канала показали, что импульс давления на преграде может быть как больше, так и меньше, чем при выходе УВ из открытого канала в зависимости от числа Маха падающей УВ. При выходе слабой УВ ( $M = 1,15$ ) из частично перекрытого канала импульс давления на преграде оказался больше, чем при выходе из открытого канала [11]. В [11] было проведено систематическое исследование влияния перекрытия канала на действие УВ, выходящей из открытого и частично перекрытого выхода из канала в зависимости от числа Маха УВ, степени перекрытия и расстояния от среза канала до преграды.

Воздействие дифрагированной УВ вызывает в первый момент скачок давления на преграде, затем следует быстрое падение, как при отражении сферической ударной волны. Когда к пластине подходит граница раздела потока, истекающего из канала, и потока ранее невозмущенного газа за дифрагированной волной, то наблюдается второй подъем давления. Затем в центральной части препятствия устанавливается квазистационарное состояние. Для сильных УВ вторичный рост давления меньше давления в момент отражения УВ. При выходе слабой УВ из частично перекрытого канала вторичный рост давления соизмерим с давлением в момент отражения УВ.

При необычных (не плоских) формах дна снаряда и конфигурациях диафрагм в полости ПСУЗВ могут возникнуть течения, подобные течению с эффектом Гартмана. Не останавливаясь на подробностях такого течения, следует отметить его особенности, которые необходимо учесть при натекании струи пороховых газов на дно снаряда или в резонансную полость ПСУЗВ, в частности:

- пульсирующий процесс взаимодействия недорасширенной струи с торцом глухого полого канала (резонатора); характерные теневые фотографии такого процесса приведены на рис. 13;

- нагрев дна резонансной полости канала, достигаемый за доли секунд до температуры, которая может на порядок превышать температуру набегающего на торец канала потока; нагрев ускоряется и температура увеличивается с увеличением частоты колебаний.



УВ – ударная волна (входящая (→), выходящая (←) из резонатора);  
 $X_1$  – расстояние от среза сопла до УВ, выходящей из резонатора; ТР – тангенциальный разрыв (граница) струи;  $d_1 = 25$  мм – диаметр выхода сопла;  $M \neq 3,5d_1$  – расстояние от среза сопла до торца резонатора;  $L = 10d_1$  – длина полости резонатора;  $D=25$  мм – диаметр полости резонатора;  $M_1=2$  – число Маха истекающего из сопла газа;  
 $n = P_1 / P_\infty = 21$  – степень нерасчетности истекающей из сопла струи.

а) – кадр после выхода УВ из резонатора через  $t = 0,994$  мс; б) –  $1,74$  мс; в) –  $2,38$  мс.

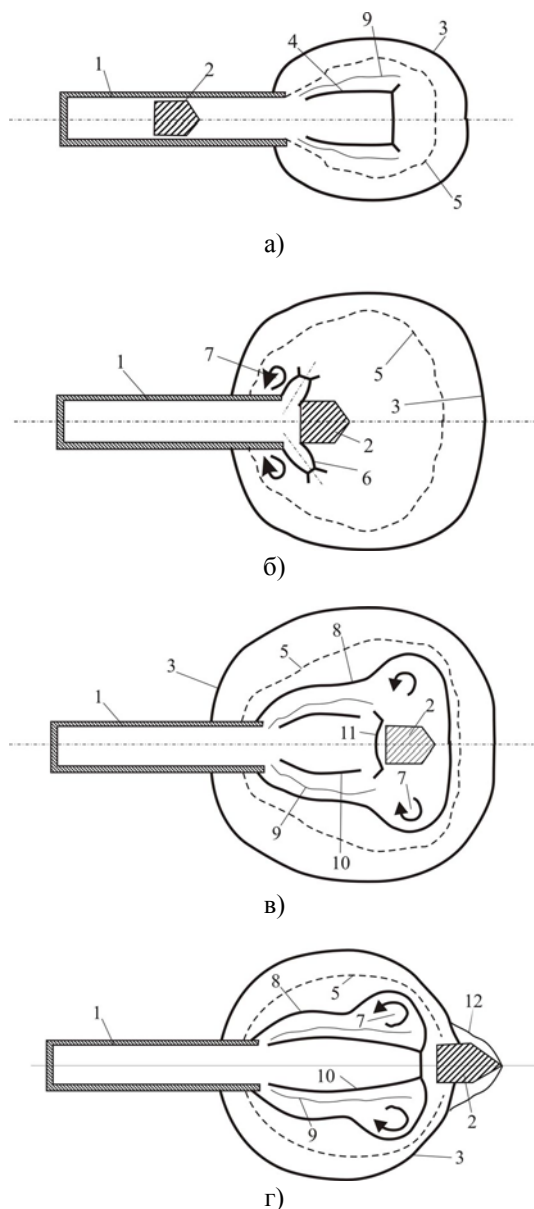
Рис. 13 – Теневые фотографии пульсирующего процесса взаимодействия недорасширенной стационарной сверхзвуковой воздушной струи с резонатором

В процессе, происходящем после выхода снаряда из ствола, к настоящему времени наиболее исследованы этап выхода газов (воздуха перед снарядом и прорвавшихся между стенкой ствола и снарядом пороховых газов) в пиродинамический период и этап движения снаряда в газовом облаке на периоде последствий выстрела. Однако в математической модели указанного процесса необходимо учитывать этап течения в момент выхода снаряда, т.е. при относительно небольшом расстоянии его дна от среза ствола.

В работе [12] исследовано течение при отрыве крышки цилиндрического



небольшую плотность, затем она растёт и достигает наибольшей величины к моменту вылета снаряда.



- а) первичное поле течения газов из ствола (пиродинамический период выстрела),  
 б) начальная стадия периода последствий,  
 в) период взаимодействия снаряда со струей газов, истекающих из ствола,  
 г) выход снаряда из газового облака

1 – ствол; 2 – снаряд; 3 – воздушная УВ; 4 – дульная УВ; 5 – поверхность контактного разрыва; 6 – осевая струя; 7 – торoidalный вихрь; 8 – взрывная УВ, порождаемая истекающими пороховыми газами; 9 – граница струи пороховых газов; 10 – бочкообразная структура недорасширенной струи пороховых газов; 11 – скачок перед дном снаряда; 12 – воздушная УВ перед снарядом

Рис. 16 – Характерные периоды околодульного течения

К концу периода истечения газов, выталкиваемых снарядом, у среза ствола образуется картина течения (рис. 16, а) с выраженной головной (воздушной) УВ, развитой волновой структурой недорасширенной сверхзвуковой струи 4 и контактной поверхностью 5, отделяющей газ, выходящий из ствола от сжатого воздуха за волной 3. На первом этапе формирования газового облака воздушная УВ далека от сферической – имеет форму эллипсоида с большой осью, совпадающей с осью ствола.

В момент выхода снаряда из ствола (рис. 16, б), когда его дно находится на относительно малом расстоянии от дульного среза, между дном снаряда и срезом ствола образуется веерная сверхзвуковая струя 6, порождающая торoidalный вихрь 7, который, увеличиваясь в размере, перемещается по направлению движения снаряда.

По мере продвижения снаряда в газовом облаке течение переходит в третью стадию (рис. 16, в) с головной (взрывной) волной 8, маховской волновой структурой 10 сверхзвуковой струи 9, контактной поверхностью 5, торoidalным вихрем 7 и воздушной УВ, которая к этому моменту приобретает почти сферическую форму.

Взрывная волна 8, возникающая при истечении пороховых газов, к моменту выхода снаряда из газового облака подавляет все особенности, присущие первоначальному полю течения, в том числе и воздушную взрывную УВ. Это связано с большой разницей между давлениями, развивающимися в течениях первого (до выхода снаряда из ствола) и второго (после выхода) периода. Для примера, в момент вылета снаряда из ствола с дульной скоростью 950 м/с давление на фронте воздушной взрывной волны 3 составляет 1,6 МПа, а давление на фронте взрывной волны 8, порождаемой пороховыми газами, составляет 60 МПа. Поэтому в математической модели потока у среза ствола можно пренебречь взаимодействием поля течения пороховых газов с первичным полем течения (с воздушной взрывной волной). Тем не менее, оба поля течения имеют сходную структуру, поэтому изучение первичного поля течения может дать полезную информацию.

Следует отметить, что первичное поле течения не подвержено действию таких факторов, как присутствие снаряда в потоке газов, взаимодействие волновых структур, порождаемых пороховыми газами и снарядом, с первичной волновой структурой. Волновая структура 10 струй пороховых газов не завершается маховским диском, а замыкается почти прямым скачком у дна снаряда. Когда давление за этим скачком сравнивается с давлением, которое инициирует маховский диск при отсутствии снаряда, указанный скачок уплотнения вырождается в маховский диск.

На распространение диска Маха и контактной поверхности наибольшее влияние оказывает изменение давления за ударной волной, а не падение дульного давления.

В момент выхода снаряда из газового облака перед ним образуется воздушная (головная) УВ (рис. 16, г).

При затухании поля течения (после выхода снаряда из газового облака) наибольшее влияние на картину течения оказывает падение дульного давления до давления окружающей среды. При этом структура струи пороховых газов определяется параметрами на срезе ствола и подобна структуре стационарной недорасширенной струи, истекающей из сосуда через отверстие.

В целом, течение газов на выходе из ствола с довольно высокой точностью может считаться центрально-симметричным. Симметрия потока нарушается в

случае подстыковки к стволу дульного насадка с несимметричным боковым выходом пороховых газов (например, компенсатора боковой отдачи).

Характерной особенностью, налагаемой ПСУЗВ на описанное течение газов при выстреле, является дифрагирование выходящей из насадка ударной волны. В остальном картина течения определяется в основном его энергосодержанием, которое при выстреле с ПСУЗВ уменьшается.

**Заключение.** Уточнены отдельные особенности околодульного течения газов при выстреле из огнестрельного оружия с ПСУЗВ.

Показана необходимость учета в математической модели процесса момента выхода снаряда из ствола с образованием веерной струи и выхода дифрагированной ударной волны, порождаемой внутренними перегородками ПСУЗВ. Предложено рассматривать в модели следующие основные стадии околодульного процесса: первый – формирование воздушной ударной волны; промежуточный – возникновение веерной струи у дна снаряда; основной – с взрывной волной от пороховых газов и снарядом в ней; конечный – при выходе снаряда из газового облака; стадия затухания – падение давления в стволе до атмосферного.

1. *Серебряков М. Е.* Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет / *М. Е. Серебряков.* – М. : Оборониздат. – 1962. – 703 с.
2. Проектирование ракетных и ствольных систем / *Б.В. Орлов, Ю.Н. Топчиев, В.Ф. Устинов, В.В. Алферов и др.* – М. : Машиностроение, 1974. – 828 с.
3. *Таскин А. А.* Явления в канале огнестрельного оружия при выстреле / *А. А. Таскин.* – М. : НКАП СССР, Госиздат оборонной промышленности, 1940. – 199 с.
4. *Шмидт* Оптические исследования дульного выхлопа / *Шмидт, Швер* // Ракетная техника и космонавтика, журнал американского института аэронавтики и астронавтики. – 1975. – Т. 13, август. – С. 151 – 158.
5. *Шмидт Э. М.* Поле течения при вылете снаряда из ствола / *Э. М. Шмидт Р. Э. Горднер, К. С. Фанслер* // Аэрокосмическая техника, журнал Американского института аэронавтики и астронавтики, тематический выпуск. Аэродинамика летательных аппаратов и их элементов. – 1985. – Том 3, № 4. – С. 126 – 128.
6. Газодинамические основы внутренней баллистики / *С. А. Бетехтин, А. М. Винницкий, М. С. Горохов, К. П. Станюкович, И. Д. Федотов* ; под ред. *К. П. Станюковича.* – М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1957.
7. *Эрдос* Расчет околодульного волнового течения / *Эрдос, Гуидис* // Ракетная техника и космонавтика, журнал Американского института аэронавтики и астронавтики. – 1975. – Т. 13, август. – С. 103 – 113.
8. *Коновалов М. А.* Безшумна автоматична вогнепальна зброя : [Підручник] / *М. А. Коновалов, О. В. Пилипенко, Ю. О. Кваша, О. В. Січевий, О. Д. Скорік, Г. О. Стрельников.* – Д. : АРТ-ПРЕС, 2011. – 346 с.
9. *Тейлор Т. Д.* Численный метод расчета течения со взрывной волной, инициируемого в стволе оружия / *Т. Д. Тейлор, Т. К. Линь* // Ракетная техника и космонавтика. – 1981. – Т. 19. – № 4 – С. 88 – 92.
10. *Менде Н. П.* Наблюдение околодульных процессов : сборник научных трудов под ред. проф. *Мишина Г. И. / Н. П. Менде.* – Ленинград : «Наука», 1980. – С. 225 – 231.
11. *Голуб В. В.* Импульсные струйные сверхзвуковые течения. Диссертация на соискание ученой степени доктора физико-математических наук, РАН, Объединенный Институт Высоких Температур, Институт теплофизики экстремальных состояний. – 2004. – 278 с.
12. *Ляхов В. Н.* Воздействие ударных волн и струй на элементы конструкций. Математическое моделирование в нестационарной газодинамике / *В. Н. Ляхов, В. В. Подлубный, В. В. Титаренко.* – М. : «Машиностроение», 1985. – 390 с.

Институт технической механики  
НАН Украины и НКА Украины,  
Днепропетровск,  
ГКБ «Южное»  
им. М. К. Янгеля,  
Днепропетровск

Получено 09.04.2012,  
в окончательном варианте 09.04.2012