

УДК 331.45:614.8.084
DOI: 10.30838/P.СММ.2415.250918.16.126

ПОВЫШЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ АВАРИЙНЫХ ГАЗОВЫХ ВЗРЫВОВ И РАСПРОСТРАНЕНИИ УДАРНЫХ ВОЗДУШНЫХ ВОЛН В ПРОТЯЖЕННЫХ СООРУЖЕНИЯХ

БЕЛИКОВ А. С.¹, *д.т.н., проф.*,
НАЛИСЬКО Н. Н.^{2*}, *к.т.н., доц.*

¹ Кафедра безопасности жизнедеятельности, Государственное высшее учебное заведение «Приднепровская государственная академия строительства и архитектуры», ул. Чернышевского, 24а, г. Днепр, Украина, 49600, тел. +38 (056) 756-34-57, e-mail: bgd@mail.pgasa.dp.ua, ORCID ID: 0000-0001-5822-9682

^{2*} Кафедра безопасности жизнедеятельности, Государственное высшее учебное заведение «Приднепровская государственная академия строительства и архитектуры», ул. Чернышевского, 24а, г. Днепр, Украина, 49600, тел. +38 (0562) 47-16-01, e-mail: 59568@i.ua, ORCID ID: 0000-0003-4039-1571

Цель. Разработка и исследование схем гашения ударных воздушных волн в протяженных сооружениях, за счет конструктивных и планировочных решений, при условии сохранения технологического сечения каналов и выработок. Обоснование параметров численного моделирования в CFD моделях разрывного внутреннего течения газового потока. **Методика.** Исследования выполнялись на основании поиска и анализа публикаций по теме работы, применялся анализ объекта исследования для математической постановки задачи и обоснования граничных условий и параметров численного моделирования. Для обоснования рациональных конфигураций волногасительных камер выполнялось аналитическая оценка взаимодействия фронта ударной воздушной волны с обратным уступом и стенкой камеры. Путем численного моделирования изучены физические процессы гашения ударных воздушных волн. **Результаты исследования.** Анализ физических процессов происходящих при распространения ударных воздушных волн по системе волногасительных камер позволил выявить ряд качественных и количественных закономерностей движения фронта волны вдоль обратного уступа непосредственно в камере и вдоль ее стенки. Показаны причины низкой эффективности применявшихся ранее расширительных камер сечения которых значительно превышают сечения каналов. Для эффективного гашения сильных ударных воздушных волн с избыточным давлением более 0,1 МПа необходимо применять серию коротких волногасительных камер малой приведенной ширины. Такого типа камеры существенно повышают волновое сопротивление протяженного канала за счет многократного отражения части фронта ударной волны на замыкающих поверхностях камеры. На выходе из системы волногасительных камер такого типа ударная воздушная волна трансформируется в дозвуковую волну сжатия, с понижением амплитуды фронта волны на 50-80 % по отношению к базовым показателям. Результаты численного моделирования позволили установить, что такой эффект возникает лишь в волногасительных камерах с симметричным расположением крыльев камеры. **Научная новизна.** Обоснованы параметры численного моделирования распространения ударной воздушной волны через систему волногасительных камер в среде моделирования FlowVision. Произведена аналитическая оценка параметров волнового фронта при обтекании обратного уступа непосредственно в волногасительной камере и движения вдоль ее стенки. Установлены зависимость эффективности гашения ударной воздушной волны от размеров и количества камер с учетом избыточного давления на фронте волны. **Практическое значение.** Обоснованные рациональные параметры волногасительных камер позволяют повысить эффективность защиты персонала от действия ударных воздушных волн в протяженных сооружениях объектов гражданской обороны и горнодобывающей промышленности.

Ключевые слова: ударные воздушные волны; подземные сооружения; волновое сопротивление; волногасительная камера; численный эксперимент.

ПІДВИЩЕННЯ БЕЗПЕКИ ПРИ ВИНИКНЕННІ АВАРІЙНИХ ГАЗОВИХ ВИБУХІВ І ПОШИРЕННЯ УДАРНИХ ПОВІТРЯНИХ ХВИЛЬ В ПРОТЯЖНИХ СПОРУДАХ

БЕЛІКОВ А. С.¹, *д.т.н., проф.*,
НАЛИСЬКО М. М.^{2*}, *к.т.н., доц.*

¹ Кафедра безпеки життєдіяльності, Державний вищий навчальний заклад «Придніпровська державна академія будівництва та архітектури», вул. Чернишевського, 24-а, 49600, Дніпро, Україна, тел. +38 (056) 756-34-57, e-mail: bgd@mail.pgasa.dp.ua, ORCID ID: 0000-0001-5822-9682

^{2*} Кафедра безпеки життєдіяльності, Державний вищий навчальний заклад «Придніпровська державна академія будівництва та архітектури», вул. Чернишевського, 24а, м. Дніпро, Україна, 49600, тел. +38 (0562) 47-16-01, e-mail: 59568@i.ua, ORCID ID: 0000-0003-4039-1571

Мета. Розробка і дослідження схем гасіння ударних повітряних хвиль в протяжних спорудах, за рахунок конструктивних і планувальних рішень, за умови збереження технологічного перетину каналів і виробок. Обґрунтування параметрів

чисельного моделювання в CFD моделях розривного внутрішнього течії газового потоку. **Методика.** Дослідження виконувалися на підставі пошуку та аналізу публікацій по темі роботи, застосовувався аналіз об'єкта дослідження для математичної постановки задачі і обґрунтування граничних умов і параметрів чисельного моделювання. Для обґрунтування раціональних конфігурацій камер для гасіння хвиль виконувалося аналітична оцінка взаємодії фронту ударної повітряної хвилі зі зворотним уступом і стінкою камери. Шляхом чисельного моделювання вивчені фізичні процеси гасіння ударних повітряних хвиль. **Результати дослідження.** Аналіз фізичних процесів, що відбуваються при поширенні ударних повітряних хвиль по системі камер для гасіння хвиль дозволив виявити ряд якісних і кількісних закономірностей руху фронту хвилі вздовж зворотного уступу безпосередньо в камері і вздовж її стінки. Показано причини низької ефективності застосовувалися раніше розширювальних камер перетину яких значно перевищують перетин каналів. Для ефективного гасіння сильних ударних повітряних хвиль з надлишковим тиском більше 0,1 МПа необхідно застосовувати серію коротких камер для гасіння хвиль малої наведеної ширини. Такого типу камери істотно підвищують хвильовий опір протяжного каналу за рахунок багаторазового відбиття частини фронту ударної хвилі на замикаючих поверхнях камери. На виході з системи камер для гасіння хвиль такого типу ударна повітряна хвиля трансформується в звукову хвилю стискування, з пониженням амплітуди фронту хвилі на 50-80% по відношенню до базовими показниками. Результати чисельного моделювання дозволили встановити, що такий ефект виникає лише в камерах для гасіння хвиль з симетричним розташуванням крил камери. **Наукова новизна.** Обґрунтовано параметри чисельного моделювання поширення ударної повітряної хвилі через систему камер для гасіння хвиль в середовищі моделювання FlowVision. Проведена аналітична оцінка параметрів хвильового фронту при обтіканні зворотного уступу безпосередньо в камері для гасіння хвиль і руху вздовж її стінки. Встановлено залежність ефективності гасіння ударної повітряної хвилі від розмірів і кількості камер з урахуванням надлишкового тиску на фронті хвилі. **Практичне значення.** Обґрунтовані раціональні параметри камер для гасіння хвиль дозволяють підвищити ефективність захисту персоналу від дії ударних повітряних хвиль в протяжних спорудах об'єктів цивільної оборони та гірничо-добувної промисловості.

Ключові слова: ударні повітряні хвилі; підземні споруди; хвильовий опір; камера для гасіння хвиль; чисельний експеримент.

INCREASED SAFETY IN THE EVENT OF EMERGENCY GAS EXPLOSIONS AND THE PROPAGATION OF SHOCK AIR WAVES IN EXTENDED STRUCTURES

BELIKOV A. S.¹, *Dr. Sc. (Tech.), Prof.*,
NALISKO N. N.^{2*}, *Ph.D. (Tech.), Assoc. Prof.*

¹ Department of Life Safety, State Higher Education Establishment «Pridneprovsk State Academy of Civil Engineering and Architecture», 24-A, Chernishevskogo st., Dnipro 49600, Ukraine, phone +38 (056) 756-34-57, e-mail: bgd@mail.pgasa.dp.ua, ORCID ID: 0000-0001-5822-9682

^{2*} Department of Vital Activity Safety, State Higher Education Establishment «Pridneprovsk State Academy of Civil Engineering and Architecture», 24-A, Chernishevskogo str., Dnipropetrovsk 49600, Ukraine, phone +38 (0562) 47-16-01, e-mail: 59568@i.ua, ORCID ID: 0000-0003-4039-1571

Purpose. Development and research of shock air waves damping schemes in extended structures, due to constructive and planning solutions, provided that the technological section of the channels and workings is maintained. Substantiation of the parameters of numerical simulation in CFD models of a discontinuous internal flow of a gas stream. **Methodology.** The studies were carried out on the basis of the search and analysis of publications on the topic of work, the analysis of the object of study was used for the mathematical formulation of the problem and the substantiation of the boundary conditions and parameters of numerical simulation. To substantiate the rational configurations of chambers for damping waves, an analytical evaluation of the interaction of the front of a shock air wave with a reverse step and the wall of the chamber was performed. By numerical modeling, physical processes of shock air waves damping have been studied. **Findings.** Analysis of the physical processes occurring during the propagation of shock air waves through the system of chambers for damping waves revealed a number of qualitative and quantitative patterns of motion of the wave front along the backward ledge directly in the chamber and along its wall. The reasons for the low efficiency of previously used expansion chambers with cross sections that significantly exceed the cross sections of the channels are shown. For effective damping of strong shock air waves with an excess pressure of more than 0.1 MPa, it is necessary to use a series of short chambers for damping waves of small reduced width. This type of camera significantly increases the wave resistance of the extended channel due to multiple reflection of a part of the shock wave front on the closing surfaces of the camera. At the exit from the camera system for damping waves of this type, the shock air wave is transformed into a subsonic compression wave, with a decrease in the amplitude of the wave front by 50-80% relative to the baseline. The results of numerical simulation have allowed to establish that such an effect occurs only in chambers for damping waves with a symmetrical arrangement of the wings of the chamber. **Originality.** The parameters of numerical simulation of the propagation of a shock air wave through a system of cameras for damping waves in the flowVision simulation environment are substantiated. An analytical evaluation of the wavefront parameters is made with the flow around the reverse ledge directly in the chamber for damping waves and moving along its wall. The dependence of the efficiency of damping a shock air wave on the size and number of chambers, taking into account the excess pressure at the wave front, has been established. **Practical value.** Reasonable rational parameters of wave damping chambers allow increasing the efficiency of personnel protection against the effects of air shock waves in extended structures of civil defense and mining facilities.

Keywords: shock air waves, underground structures, wave resistance of the chamber for damping waves, numerical experiment.

Актуальность. При проектировании и эксплуатации специальных сооружений подверженных влиянию как внутренних так и внешних взрывов особое значение приобретают методы определения исходных значений взрывных нагрузок. Во многих отношениях тяжесть последствий газовых взрывов будет определяться степенью локализации поражающих факторов и в первую очередь ударной воздушной волны. Для минимизации их последствий в конструкциях сооружений необходимо предусматривать как элементы защиты от взрывных нагрузок так и элементы гашения воздушных ударных волн. Особенно это актуально для протяженных сооружений гражданской обороны и подземных сооружений шахт и рудников опасных по выделению взрывчатых газов.

Для защиты сооружений и противовзрывной безопасности людей совместно с определением взрывных нагрузок действующих на конструкцию в целом, необходимо знать закономерности распространения ударных воздушных волн по сети каналов, которые имеют различные сечения и множество вариантов сопряжения между собой.

Актуальность работ в этом направлении обуславливается также тем, что строительство и эксплуатация сооружений различного класса должна основываться на результатах детального изучения возможных видов нагрузок, поиска эффективных путей их уменьшения и использовать экономически выгодные схемы защиты [1].

В настоящее время нормативные методики по расчету динамических нагрузок в строительной области [2] и горнодобывающей промышленности [3] основываются на квазистатическом подходе, основные зависимости которого были получены путем обработки экспериментальных данных. Современные математические численные методы и уровень развития вычислительной техники позволяют моделировать газодинамические процессы на уровне численного эксперимента и таким образом детально рассчитывать динамику взрывной нагрузки и обосновывать способы гашения ударных воздушных волн.

Анализ последних исследований и публикаций. Вопросы активного рассеивания ударных воздушных волн в сооружениях гражданской обороны изучались с самого начала образования институтов военно-промышленного комплекса [4]. В области подземной разработки горючих полезных ископаемых исследование проблем защиты от ударных воздушных волн при аварийных взрывах широко представлена в работах зарубежных научных центров [5], Донецкого и Карагандинского отделений ВНИИГД [6]. По результатам последних, на основе шахтных экспериментов, были установлены эмпирические коэффициенты для некоторых видов сопряжений выработок. Для условий массовых взрывов при

отбойке руды, результаты исследований распространения ударной волны в выработках рудников отражены в работах проф. Гурина А.А. (Криворожский национальный университет). В них предложены решения по гашению ударных воздушных волн путем установки заградительных жестких или податливых перфорированных конструкций. В этой же области основные исследования проводились и отражены в работах специализированного научного центра АО «ЦНИИПромзданий» [7] и работах МГСУ [8].

Выделение нерешенной части проблемы. Несмотря на значительный объем исследований, вопрос о способах и схемах гашения воздушных ударных волн в протяженных каналах полностью не исследован. В руководящих документах по проектированию специальных сооружений [7] практически отсутствуют решения по гашению ударных воздушных волн и рассеиванию ее энергии за счет конструктивных и планировочных элементов сооружения, кроме легкосбрасываемых конструкций. Такие решения могут повысить безопасность персонала и будут являться экономически выгодными способами локализации взрыва.

Цель. Разработка и исследование схем гашения ударных воздушных волн в протяженных сооружениях, за счет конструктивных и планировочных решений, при условии сохранения технологического сечения каналов и выработок. Обоснование параметров численного моделирования в CFD моделях разрывного внутреннего течения газового потока.

Изложение основного материала. В данной работе, развитие прикладной теории динамики действия ударной воздушной волны в протяженных сооружениях основываются на фундаментальных исследованиях физики взаимодействия и отражения ударных волн выполненные в ИХФ им. Н.Н. Семенова, в Институте высоких температур (ИВТАН) и на основе прикладных исследованиях выполненные в научном центре МСГУ.

На сегодняшний день последними исследованиями опубликованными по рассматриваемой тематике, являются работы выполненные в МСГУ [8]. Исследования по затеканию и распространению ударных воздушных волн рассматривались в условиях протяженных сооружений гражданской обороны. В работах, в т.ч. предложены и исследованы схемы гашения взрывных волн сужением канала и дополнительных сооружений в канале в виде перфорированного экрана, пережатого сечения, диафрагмы, диффузора, и т.п. (рис. 1). В данной одномерной схеме взаимодействия ударной волны с местным сужением канала возникают шесть областей газа (рис. 1а), характеризующихся давлением P , плотностью ρ и скоростью течения U .

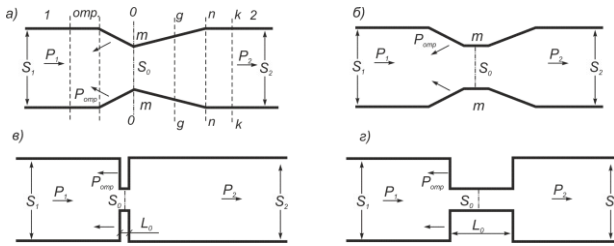


Рис. 1. Схемы гашения ударных воздушных волн заужением канала: диффузор+диафрагма (а), диффузор+пережатое сечение (б), диафрагма (в), диафрагма + пережатое сечение (г) / Shock air shock suppression schemes: channel constriction: diffuser + diaphragm (a), diffuser + clamped section (b), diaphragm (c), diaphragm + clamped section (d)

Для оценки параметров газового потока в этих областях в квазистационарной постановке задачи производится аналитическое решение системы девяти алгебраических уравнения динамической совместности параметров газового потока до и после плоскости разрыва (фронта ударной волны). Физическая модель процесса получена на основании двух моделей, характеризующих затекание ударной волны из широкого канала в узкий и далее из узкого канала в широкий. Полученное решение в виде уравнений (табл. 1) устанавливает связь между P , U , ρ в зависимости от коэффициента скорости ψ для каждой области.

Таблица 1

Соотношение скорости газового потока в различных областях течения заужения канала / The ratio of the gas flow rate in various areas of the channel narrowing flow

Область	Уравнения
отр.	Сохранение количества движений: $U_{отр} = U_{оф} - \sqrt{(P_{отр} - P_1) \left(\frac{1}{\rho_1} - \frac{1}{\rho_{отр}} \right)}$
отр. - 0	Сохранение массы газа: $U_{отр} \cdot \rho_{отр} \cdot S_1 = \varphi \cdot U_0 \cdot \rho_0 \cdot S_0$ где φ – коэффициент сжатия струи в отверстии
m - m	Скорость течения в зауженном сечении: $U_0 = \sqrt{k_0 P_0 / \rho_0}$
m - g	Сохранение массы газа: $\varphi \cdot U_0 \cdot \rho_0 \cdot S_0 = U_g \cdot \rho_g \cdot S_g$
g - g	$U_g = \psi_{0-g} \cdot U_0 \sqrt{\frac{k_0 + 1}{k_0 - 1} - \frac{2}{k_0 - 1} \left(\frac{P_g}{P_0} \right)^{\frac{k_g - 1}{k_g}}}$, где ψ_{0-g} – коэффициент скорости на участке 0-g
g - n	Сохранение массы газа: $U_n \cdot \rho_n \cdot S_2 = U_g \cdot \rho_g \cdot S_g = \varphi \cdot U_0 \cdot \rho_0 \cdot S_0$
k - k	$U_k = U_2$
2	Сохранение количества движений: $U_2 = \Delta P_2 \sqrt{\frac{2}{\rho_2 [(k_2 + 1)P_k + (k_2 - 1)P_{атм}]}}$

В таблице: ρ_1, ρ_2 – плотность газового потока в прошедшей волне и в невозмущенном газе; k – показатель адиабаты газа в ударной волне, в соответствующей области.

Решение данных уравнений относительно $\Delta P_2 / \Delta P_1$ позволило авторам получить квазистационарное распределение параметров потока (рис. 2).

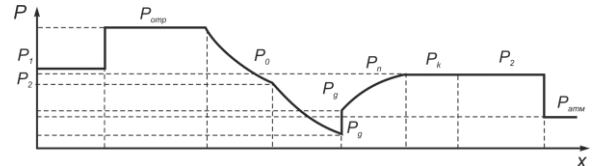


Рис. 2. Квазистационарное распределение давления в потоке для случая заужения диффузор + диафрагма (рис. 1а) / Quasistationary pressure distribution in the flow for the case of narrowing the diffuser + diaphragm (Fig. 1a)

Как видно из графика, падение избыточного давления за заужением, в этом случае, незначительное из-за возникновения волн сжатия при косом отражении ударной волны на плоскости диффузора – область отр.-0 (рис. 1а). Давление оказываемое волной на плоскость диффузора всегда больше давления во фронте этой волны. В зависимости от угла плоскости отражения, давление в проходящей волне может и превышать его значения в падающей (рис. 3).

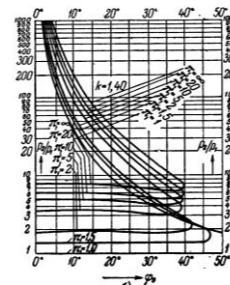


Рис. 3. Зависимость скачка давления в отраженной ударной волне от угла падения ударной волны [9]: φ_0 – угол падения прямой взрывной волны; $\pi_1 = p_1/p_0$ / The dependence of the pressure jump in the reflected shock wave on the angle of incidence of the shock wave [9]: φ_0 – angle of incidence of a direct blast wave; $\pi_1 = p_1/p_0$

В этом случае образуются волна Маха. Физически это объясняется тем, что скорость отраженной ударной волны больше, чем падающей, так как она проходит через газ, сжатый падающей ударной волной и при больших углах падения слабо тормозится потоком среды за фронтом набегающей ударной волны (составляющая скорости потока за фронтом набегающей ударной волны, параллельная направлению распространения отраженной ударной волны, как это видно из рис. 4б, равна $u_1 \cos(\varphi_0 + \varphi_2)$).

Вследствие этого набегающая ударная волна будет встречать отраженную волну на некотором расстоянии от поверхности отражения. Через некоторое время после начала отражения отраженная и падающая волны сольются. Образуется новая ударная волна. Эта волна называется головной волной или волной Маха и создает давление, примерно вдвое большей, чем на фронте падающей волны. Волна Маха (головная волна) движется вдоль плоскости отражения, затекая за заужение канала (рис. 4).

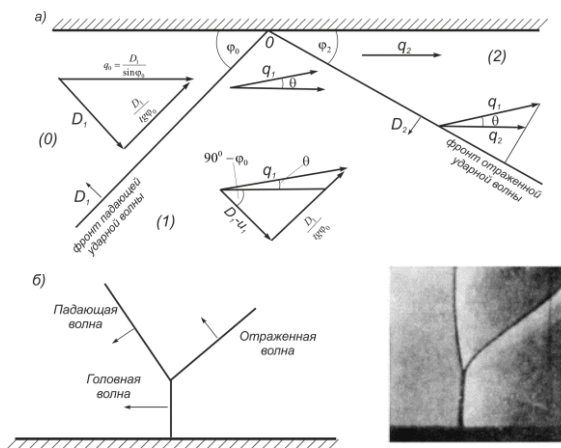


Рис. 4. Регулярное отражение ударной волны от жесткой стенки (а); нерегулярное отражение ударной волны (б): схема и фото (К.Е. Губкин, ИХФ) методом полутеневого фотографирования / Regular reflection of the shock wave from the rigid wall (a); irregular reflection of the shock wave (b): diagram and photo (K.E. Gubkin, IHF) using the penumbra image method

Другими словами, ударная воздушная волна имеет свойства, при определенных условиях трансформироваться путем концентрации энергии в более узком и сжатом потоке и затекать, перенося энергию в заужения, через местные сопротивления огибая их. На этом свойстве ударных волн основано поражающее действие боеприпасов объемного и термобарического взрыва, которые успешно применяются для поражения противника в разветвленных канальных укрытиях: окопы, пещеры, штольни и др. Таким образом, схемы защиты 1а и 1б рис. 1 по гашению ударной волны не работают.

Более эффективным в плане гашения ударных воздушных волн являются прямоугольные выступы (рис. 2в-г). Волны Маха в этом случае не образуются, а отраженная волна движется в обратном направлении. Однако с технологической точки зрения, для производственных сооружений, схемы с уменьшением сечения канала неприемлемо по условиям транспорта и вентиляции.

Для эффективного рассеивания энергии ударной воздушной волны, в данной работе, предлагается использовать схему конфигурации канала, которая

включает в себя расширительные камеры с поверхностями отражения на плоских преградах (рис. 5). По сути, это канал с системой близко расположенных параллельных или чередующихся ниш.

В практике проектирования объектов гражданской обороны расширительные камеры были предложены еще в 50-х годах прошлого столетия. Наибольшее распространение получили камеры с особой конфигурацией (линейные размеры камеры кубической формы значительно больше ширины канала) как демпферы скачков давления для защиты систем выхлопа и вентиляции дизельных установок от внешних ударных волн [8].

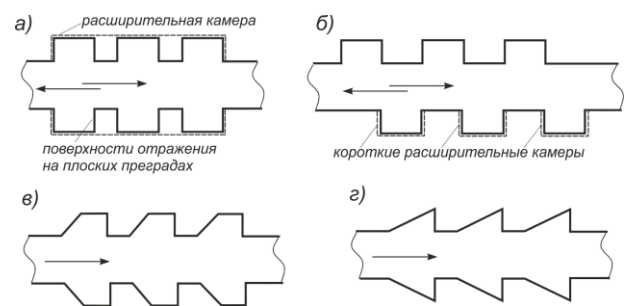


Рис. 5. Схемы конфигурации камер гашения малого приведенного диаметра / Diagrams of the configuration of quenching chambers of small reduced diameter

В работах К.П. Станюковича рассмотрен вариант применения длинных расширительных камер в протяженных каналах на линейных участках. Расчет эффективности гашения данного способа был рассмотрен с энергетической точки зрения как квазистатическая задача. Потеря давления во фронте взрывной волны рассматривалась как потеря энергии в потоке вещества который движется в канале. Предполагалось, что выходе из узкого канала в широкий ударная волна деформируется и на некотором расстоянии снова становится квазистационарной (рис. 6).

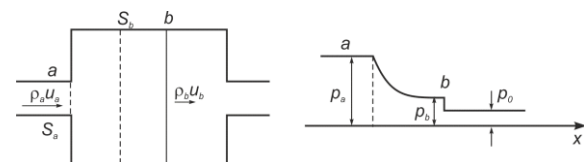


Рис. 6. Схема существующего решения задачи о выходе ударной волны из канала в камеру / Diagram of the existing solution of the problem of the output of a given wave from a channel to a chamber

Это предположение давало возможность связать течение в области узкого и широкого канала уравнением сохранения количества вещества:

$$\rho_a \cdot u_a \cdot S_a = \rho_b \cdot u_b \cdot S_b. \quad (1)$$

Истечение газа из узкого канала в широкий происходит адиабатически, поэтому можно записать:

$$\frac{p_b}{p_a} = \left(\frac{\rho_b}{\rho_a} \right)^k.$$

В итоге была получена неявная зависимость которая показывала, что избыточное давление в проходящей волне, при прочих равных, зависит только от соотношения сечений каналов:

$$\frac{u_a}{u_b} \left(\frac{p_a}{p_b} \right)^{\frac{1}{k}} = \frac{S_b}{S_a}.$$

В дальнейших работах ИХФ (Ю.Н. Рябинин, В.Н. Радионов) экспериментально показано, что приемлемая эффективность такой схемы расширительной камеры возможна при соотношении:

$$S_b/S_a \geq 12,5; \quad d_{p.к.} \geq \sqrt{12,5} \cdot d_k,$$

т.е. при приведенном диаметре $d_{p.к.}$ не менее $3,5d_k$ (диаметра входного канала). Если от приведенного диаметра перейти к реальной ширине выработки при той же ее высоте, то ширина разгрузочной камеры должна быть больше ширины входного канала в 5-7 (!) раз. При этом длина разгрузочной камеры $L_{p.к.}$ должна быть больше длины взрывной волны, что вытекает из уравнения (1), т.к. расчет опирается на закон сохранения количества и исходит из того, что энергия всей взрывной волны распределяется в объеме камеры. Учитывая, что при газовом взрыве ударная волна приводит в движение значительный объем воздушных масс, то длина камеры L_k должна составлять не менее 30 диаметров входного канала:

$$L_{p.к.} \gg L_k \text{ и } d_{p.к.} \gg d_k.$$

Такое соотношение размеров камер и каналов весьма не технологично для сооружений гражданской обороны и тем более для выработок горных предприятий.

При меньшей ширине камеры, согласно экспериментальным данным, давление практически не уменьшалось, а в некоторых случаях наблюдались скачки давления выше начального. Такой эффект весьма логичен, т.к. при газовых взрывах резко возрастает давление в значительных объемах и для его снижения путем расширения необходимы дополнительные объемы в десятки раз больше начальных. Поэтому более эффективным будет использование волновых свойств сверхзвукового потока для рассеивания его энергии.

Проблема обоснования рациональной волногасительной конструкции в рассматриваемом

случае состоит в том, что не полностью учтены ударно-волновые эффекты происходящие в расширительной камере, в частности не учтен процесс образования отраженной ударной волны от стенки камеры при выходе потока из канала [10]. Необходимо исследовать возможность гашения ударной волны в камерах с технологически рациональными параметрами, а именно при соотношении приведенных диаметров $d_b/d_a \leq 2$.

Для исследования самого механизма гашения рассмотрим отдельно процессы: выход ударной волны из канала; взаимодействие фронта ударной волны со стенкой камеры; движение нового фронта (отраженного + проходящего) вдоль стенки; взаимодействие нового фронта с замыкающей плоскостью расширительной камеры.

Первый процесс представляет собой сверхзвуковое обтекание двухгранного угла внешнего уступа [11]. При выходе фронта ударной воздушной волны через плоскость a в камеру (рис. 6) возникает нестационарный процесс дифракции фронта и определить его количественные параметры достаточно сложно. Аналитическое решение такой задачи, на сегодняшний день, отсутствует. Для оценки избыточного давления на фронте вблизи стенки камеры воспользуемся известным решением задачи о втекании газа в трубу со скачком сечения [12]:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{v_1 \left[2k_1 \frac{k_2 - 1}{k_1 - 1} - (k_2 - 1)\alpha \right] - v_2(k_2 - 1)}{(k_2 + 1)v_2 - (k_2 - 1)v_1\alpha}, \quad (2)$$

где p_2, p_1 – давление на стенки камеры и во входном канале; k_2, k_1 – показатель адиабаты газа в камере и канале, $k = c_p/c_v$; v_2, v_1 – удельный объем газа в камере и канале, $v = 1/\rho$; $\alpha = f_2/f_1$ – отношение сечений камеры и канала.

Для определения угла падения ударной волны на стенку камеры (который зависит от ее интенсивности) необходимо знать структуру течения. Такие течения достаточно хорошо изучены экспериментальными методами. Воспользуемся результатами работы [13]. Характерные черты структуры течения при прохождении обратного уступа ударной волной, а также ударно-волновые структуры, возникающие при дифракции ударной волны сильной интенсивности при внезапном изменении сечения плоского канала, показывает рис. 7. Данная структура формируется в случае достаточной глубины обратного уступа $d_{p.к.} \gg d_k$. В противном случае, $d_{p.к.} \approx 2d_k$, дифрагированная ударная волна не формируется и деформация фронта входящей ударной волны ограничивается точкой D . В этом случае возникает косое отражение плоской ударной волны и формирование более сильной отраженной в сравнении с вариантом отражения дифрагированной волны AM . Последняя является

сферической, и соответственно в ней рассеивание энергии УВ происходит более интенсивно.

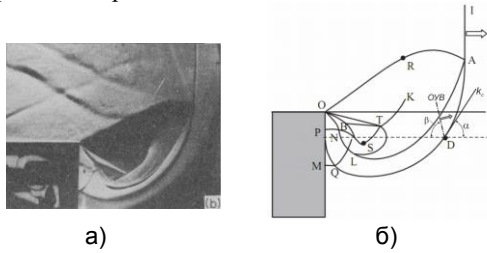


Рис. 7. Тепловое фото (а) и схема течения при дифракции сильной ударной воздушной волны на прямом угле (б): *IA* – падающая ударная волна, *AM* – дифрагированная ударная волна, *AO* – отраженная акустическая волна, *AL* – контактная поверхность, *TS* – волна торможения, *OS* – линия отрыва, *TB* – косая ударная волна, *TK* – вторичный скачок, *NP* – пристеночный скачок, *Q* – тройная точка, *R* и *D* – точки искривления фронта [13]

Касательная k_c в точке *D* к фронту определяет угол падения плоской ударной волны на стенку расширительной камеры (горизонтальный пунктир на рис. 7б). Величину угла определяем по результатам решения задачи отражения УВ от плоской преграды [9]. Угол отражения зависит от величины избыточного давления во фронте волны, которое оценим по формуле (2). Возникающее в этих условиях маховское отражение рассчитывается по специальному алгоритму решения системы уравнений записанных в форме Куранта-Фридрихса [9], согласно которому определяется угол отражения и скачек давления в отраженной и маховской волне:

$$\begin{cases} \frac{(\pi_2 - 1)t_2}{1 + \pi_2\mu^2 + (\pi_2 + \mu^2)t_2^2} = \Psi; \\ \Psi^2(1 - \mu^2)^2 \cdot (t_0 - t_2) + \Psi[(1 - \mu^2)^2 - \\ - (t_0 - t_2)^2 - (\mu^2 + t_0t_2)^2] - (t_0 - t_2) = 0; \end{cases}$$

где $\pi = \frac{p_1}{p_0}$, $t_0 = tg\varphi_0$, $t_2 = tg\varphi_2$, $\mu^2 = \frac{k-1}{k+1}$.

По результатам расчета, для сильных ударных волн (например, $\Delta P=0,25$ МПа) угол найдется в пределах $\alpha=50^\circ$, соответственно, угол отраженной волны (ОУВ) $\beta=77^\circ$. Скачек давления у стенки расширительной камеры который по величине вполне сопоставим с избыточным давлением фронта входящей волны. Таким образом, эффекта гашения в камерах малого диаметра ($d_{p,k} \approx 2..3d_k$), за счет процесса расширения, не возникает. Видимый эффект образуется при плоском отражении ударной волны на замыкающей поверхности камеры, когда часть потока отсекается на поверхности отражения. Это можно показать в аналитическом решении задачи отражения взрывной волны от плоской преграды (впервые решении задачи приведено С.В. Измайловым). В

уравнении расчета давления на фронте отраженной волны (3) второй член правой части уравнения определяет прирост давления за счет торможения потока газа, ранее двигавшегося за фронтом падающей волны [9]:

$$p_2 = p_1 + \frac{2k \cdot p_1(p_1 - p_0)}{(k-1)p_1} + (k+1)p_0 \quad (3)$$

Плотность газа за отраженной волной резко возрастает. Величина плотности определяется по уравнениям Гюгонно:

$$\frac{\rho_0}{\rho_1} = p_1 + \frac{(k-1) \cdot p_1 + (k+1) \cdot p_0}{(k+1) \cdot p_1 + (k-1) \cdot p_0},$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = p_1 + \frac{(k-1) \cdot p_2 + (k+1) \cdot p_1}{(k+1) \cdot p_2 + (k-1) \cdot p_1}$$

Из уравнений следует, что начальные параметры отраженной волны только параметрами падающей ударной волны и показателем адиабаты газа.

Таким образом, наиболее эффективные конфигурации расширительных камер малого диаметра для гашения ударной волны будут такими, которые содержат значительные площади поверхностей плоского отражения по отношению к сечению канала, что реализуется в предлагаемых схемах (рис. 4).

Обоснование эффективности таких схем с прямым и скошенным сопряжением камер с каналом проведем путем математического моделирования.

В настоящее время для изучения нестационарных процессов газовой динамики, которые математически описаны системой дифференциальных уравнений, широко используются численные методы их решения. Для решения поставленной задачи применим метод конечных объемов, который реализован в системе математического моделирования движения жидкости и газа FlowVision.

В математической постановке задачи, распространение ударной воздушной волны по системе каналов моделируется внутренним турбулентным течением полностью сжимаемой среды, которое можно представить в виде системы дифференциальных уравнений в частных производных:

– уравнение Навье-Стокса

$$\frac{\partial \rho V}{\partial t} + \Delta(\rho V \otimes V) = -\nabla P + [(\mu + \mu_1)(\nabla V + (\nabla V)^T)] + S; \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho V) = 0; \quad (5)$$

где $S = (\rho - \rho_{hyd})g + \rho B + R;$

– уравнение состояния

$$P_{abs} = \frac{\rho R_0 T_{abs}}{M}; \quad (6)$$

– уравнение сохранения энергии

$$\frac{\partial(\rho h)}{\partial t} + \nabla(\rho V h) = \nabla \left(\left(\frac{\lambda}{C_p} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \nabla h \right) + Q; \quad (7)$$

где ∇ – оператор Гамильтона, Δ – оператор Лапласа, t – время, ν – коэффициент кинематической вязкости, ρ – плотность, P – давление, $\vec{v} = (v^1 \dots v^n)$ – векторное поле скоростей, C_p – удельная теплоемкость, λ – молекулярная теплопроводность, M – молекулярный вес, μ_t – турбулентная динамическая вязкость, Pr_t – турбулентное число Прандтля, R_0 – универсальная газовая постоянная, Sc – число Шмидта, Sc_t – турбулентное число Шмидта, Q – теплота, μ – молекулярная динамическая вязкость.

Неизвестные P и \vec{v} являются функциями времени t и координаты x , $x \in \Omega$, где $\Omega \subset R^n$, $n=2, 3$ – трехмерная область, в которой движется газ.

Уравнения (4)–(7) замыкаются уравнениями стандартной k - ϵ модели турбулентности.

Данный метод позволяет моделировать систему каналов с внутренним турбулентным течением. Система каналов может быть, как линейная так и разветвленная, любой формы сечения канала (рис. 8).

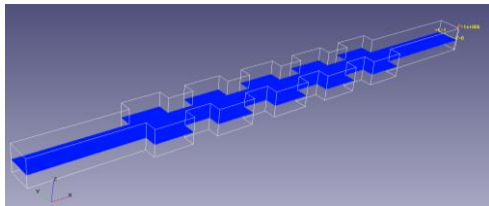


Рис. 8. Вариант конфигурации волногасительных камер малого приведенного диаметра / Variant of the configuration of the wave-suppressing chambers of small reduced diameter

Рассмотрим вариант распространения ударной воздушной волны вдоль канала с камерами малого приведенного диаметра, прямоугольной формы. Построение расчетной области в виде геометрической трехмерной модели производится в программном комплексе Solid Works. Для разбиения области расчета расчетной сеткой применим прямоугольную адаптивную локально измельченную сетку (рис. 9).

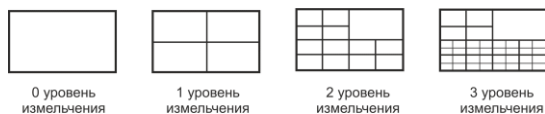


Рис. 9. Адаптивная сетка с локальным измельчением / Adaptive mesh with local grinding

Возможность адаптации этой сетки позволяет разрешать малые детали геометрии в угловых областях и высокие градиенты рассчитываемых величин, в частности, движение сверхзвукового потока вдоль стенки канала. В расчете принят третий уровень адаптации вдоль поверхности стенок каналов (рис. 10).

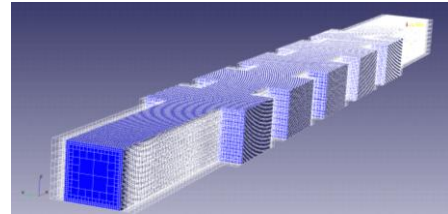


Рис. 10. Адаптивная сетка расчетной области с локальным измельчением третьего уровня вдоль стенок / Adaptive grid of the computational domain with local grinding of the third level along the walls

Одной из сложностей решения рассматриваемой задачи являлось постановка корректных условий на искусственных границах расчетной области. Вектор скорости потока, при задании граничных условий раскладывается на нормальную и тангенциальную составляющую, при этом нормаль направлена внутрь расчетной области (рис. 11).

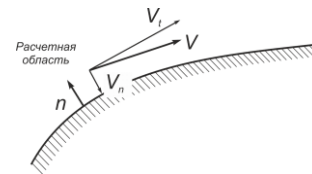


Рис. 11. Схема компонент скорости на границе расчетной области / Scheme of velocity components at the boundary of the computational domain

Граничные условия для выбранной модели следующие.

1) Условие непротекания и пристеночные условия:

$$- V_n = 0, V_t = 0;$$

$$- \tau_w = \mu \frac{\partial U}{\partial y} \Big|_{y=0}, y_R - \text{значение шероховатости.}$$

2) Условия на неотражающих границах расчетной области:

$$- T = T_\infty, V = \{V_x, V_y, V_z\}_\infty, P = P_\infty;$$

На границе полагаются выполненными следующие соотношения:

$$V_{n,b} = \frac{1}{2}(R_1 + R_2) \quad c_b = \frac{1}{4}(R_1 - R_2)(\gamma_b - 1)$$

где $R_1 = V_{n,cell} + \frac{2c_{cell}}{\gamma_{cell} - 1}$ если $V_{n,cell} + c_{cell} < 0$ – сверхзвуковой выход;

$$R_2 = V_{n,\infty} - \frac{2c_\infty}{\gamma_\infty - 1} \quad \text{если} \quad V_{n,cell} - c_{cell} > 0 -$$

сверхзвуковой вход;

$$\gamma_b = \sqrt{\gamma_\infty \gamma_{cell}};$$

R_1, R_2 – инварианты Римана;

γ – показатель адиабаты;

c – скорость звука;

Индексы: ∞ – значение на бесконечности; b – значение на значение на границе; $cell$ – значение в центре масс ячейки $n-1$ слоя.

В процессе расчета точность численного решения уравнения конвективного переноса (4) сильно зависит от ориентации потока относительно расчетной сетки. Наиболее сильно схемные искажения решения проявляются при диагональном, "скошенном" потоке жидкости относительно ячеек сетки. В задаче данные потоки возникают в вихревой зоне сопряжения. Для повышения точности расчета применяется "скошенная" расчетная схема. Применение этой схемы увеличивает время расчета уравнения конвективного переноса примерно на половину.

Параметры метода для расчета разрывных течений значительно отличаются от расчета стационарных процессов. Один из лимитирующих параметров по условию устойчивости первых является шаг по времени τ , который ограничен условием Куранта-Фридрихса-Леви:

$$\tau_{exp} < \tau_{min} = \min_{k,i=1..3} \frac{h_{ki}}{u_{ki}},$$

где τ_{min} – минимальный шаг по времени, полученный в результате обхода всех расчетных ячеек;

h_{ki}, u_{ki} – размер k -ой ячейки и скорость в направлении оси x_i .

Выбор шага по времени осуществляется через задания явного и неявного числа Куранта-Фридрихса-Леви CFL_{exp}, CFL_{impl} . По мере увеличения энтропии системы временной шаг итераций при заданных числах CFL должен увеличиваться. В процессе отладочных расчетов устойчивая сходимость получена в значениях $CFL_{exp} \leq 0,2$ и $CFL_{impl} \leq 1$.

Моделирование ударной воздушной волны производилось источником теплового взрыва который находился перед системой расширительных камер на расстоянии достаточном для формирования плоского фронта волны. Численный эксперимент проводился в диапазоне избыточного давления во фронте ударной воздушной волны, на входе в сопряжение изменялся от 0,1 до 2,0 МПа.

В отличие от ранее проведенных исследований рассмотрим движение ударной волны вдоль обратного уступа непосредственно в крыле длиной расширительной камеры протяженного канала при

$d_{в.к.} = 2d_k$ (рис. 12). Поскольку задача является автомодельной по числу Рейнольдса, для ее универсальности проведено обезразмеривание геометрических параметров крыла камеры путем приведения их к ширине канала.

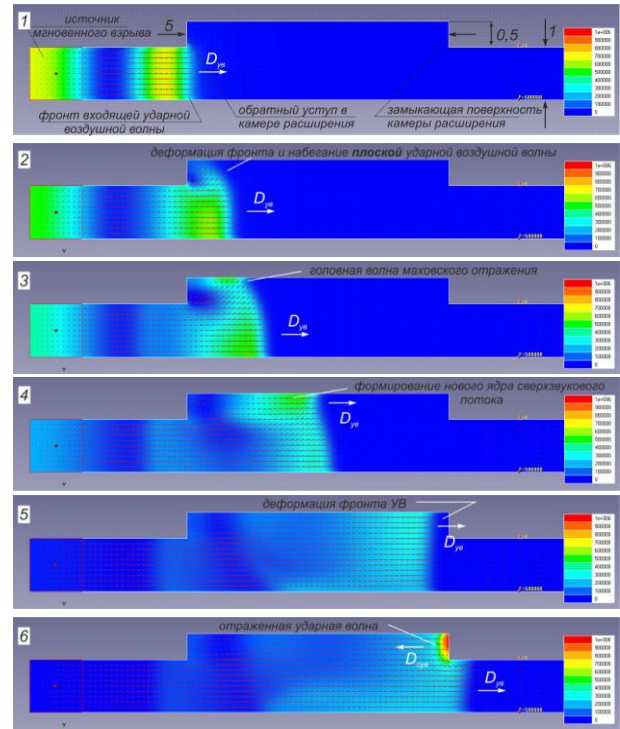


Рис. 12. Газодинамика движения ударной воздушной волны вдоль обратного уступа и стенки крыла длиной волноотражательной камеры (градиентное поле ΔP), для моментов времени 3,2; 4,1; 4,9; 6,7; 9,6; 10,7 мс / Gas dynamics of the motion of a shock air wave along a backward ledge and a wing wall with a wavelength length chamber (gradient field ΔP), for time points 3.2; 4.1; 4.9; 6.7; 9.6; 10.7 ms

Численное моделирование показало все предполагаемые стадии при затекании волны в камеры малого диаметра, особенностью которого является возникновения маховского отражения плоской ударной волны (рис. 12-3), формирование нового ядра в котором происходит концентрация энергии ударной волны и рост избыточного давления (рис. 12-3). Этот эффект не позволяет получить приемлемого уровня гашения в узких и длинных расширительных камерах. Очевидным решением этого вопроса является ограничение процесса затекания до момента возникновения косоуго отражения, что возможно в коротких камерах (рис. 13).

Оптимизация длинной камеры сводится к отысканию ее минимально значения при которой ударная волна успевает полностью затекать до стенки камеры за время прихода фронта волны к замыкающей плоскости (рис. 13-1), т.е. время

полного затекания $t_{зам}$ должно равняться времени движения основного фронта t_0 к замыкающей плоскости:

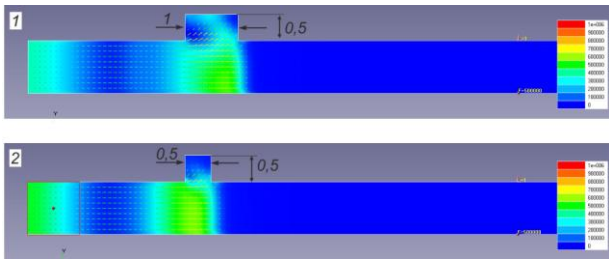


Рис. 13. Варианты затекания ударной волны в камерах с приведенной длиной 1,0 и 0,5 ширины канала / Variants of shock wave flowing in chambers with a reduced length of 1.0 and 0.5 channel width

$$t_{зам} = t_0$$

В этом случае произойдет максимальное отсечение газового потока, в противном (рис. 13-2) затекания будет не полным, а эффективность отсечения потока снижается или не происходит.

Численный эксперимент показал, что за счет инерции движения сверхзвукового потока существует некоторое влияние величины избыточного давления во фронте волны на время полного затекания при прочих равных условиях.

В результате оптимизации получен график $L_k = f(n, \Delta P)$, где $n = d_{в.к.}/d_k$ (рис. 14).

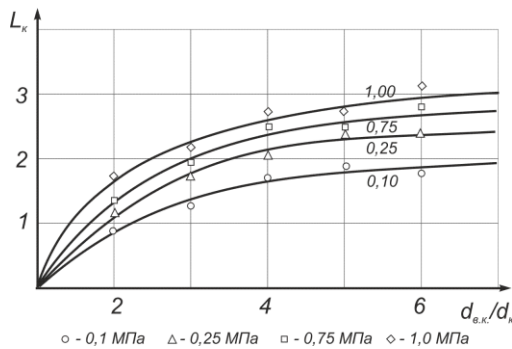


Рис. 14. Эффективная длина расширительной камеры / Expansion chamber effective length

Для определения эффективности гашения газового потока в конкретных схемах конфигурации расширительных камер проведена серия сравнительных численных экспериментов. В них сопоставлялся силовой импульс ударной воздушной волны который возникает в канале при наличии и отсутствии исследуемых элементов рассеивания энергии (рис. 15).

Базовый канал имеет идентичные характеристики с расчетным, точки съема параметров ударной волны находятся на входе перед расширительной камерой (точки A_1, B_1) и на

некотором удалении от выхода из камеры (точки A_2, B_2) для исключения влияния пульсаций внутри камер возникающих вследствие отражений и взаимодействия разрывов.

Перед расширительной камерой импульсы ударной воздушной волны идентичны (рис. 15-1, 2, точки A_1, B_1).

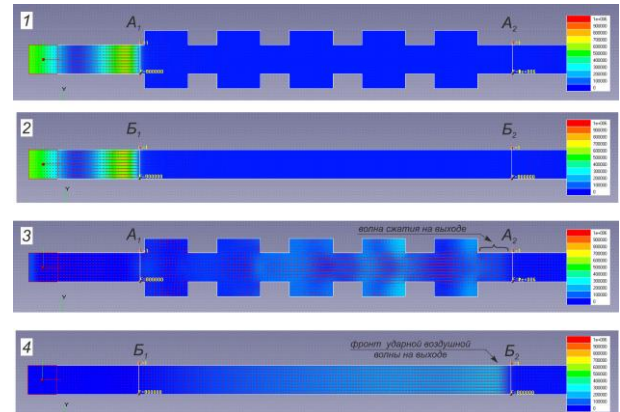


Рис. 15. Газодинамическая картина в ударной воздушной волне на входе (1) и выходе (3) из системы расширительных камер в сравнении с течением в базовом канале (2, 3) (градиентное поле ΔP) / The gas-dynamic pattern in the shock air wave at the entrance (1) and exit (3) from the system of expansion chambers in comparison with the flow in the base channel (2, 3) (gradient field ΔP)

При проходе через систему расширительных камер резко снижается длина и амплитуда волны, что видно на сравнительной градиентной картине рис. 15-3, 4, точки A_2, B_2 . Конкретные значения параметров потока для системы из пяти отражающих плоскостей приведено на графике рис. 16.

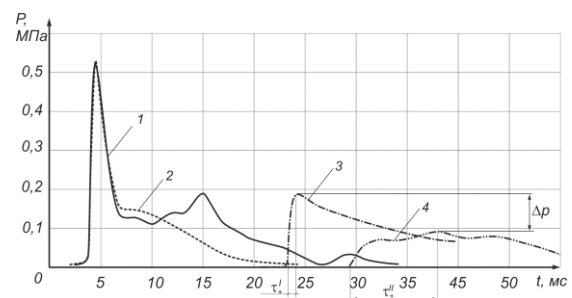


Рис. 16. Импульс ударной воздушной волны в точках входа (1, 2) и выхода (3, 4) в канале с камерами (1, 4) и без камер (2, 3) / Impulse air shock wave at the points of entry (1, 2) and exit (3, 4) in the channel with cameras (1, 4) and without cameras (2, 3)

В момент входа избыточное давление на фронте волны составляет $\Delta P = 0,52$ МПа, скорость фронта $D = 742$ м/с. На выходе, в базовом канале без камер

гашения 0,18 МПа и 453 м/с, в исследуемом 0,092 МПа и 304 м/с, т.е. уменьшение амплитуды фронта Δp составило 51 %. Более того, сверхзвуковой поток 3 базового канала имеющий ударную форму фронта трансформируется в дозвуковой поток волн сжатия 4 в котором нарастания давления происходит практически по синусоиде: $\tau_+^I \ll \tau_+^{II}$. Таким образом происходит не только количественная но и качественная трансформация ударной волны в акустическую волну сжатия, которая оказывает существенно меньшее разрушающее действие. По действию на человека, такое избыточное давление конечно же превышает безопасный порог по баротравме – 0,006 МПа, однако скорость нарастания этого давления в стандарте подразумевается в виде ударного фронта, т.е. резкий скачок. Действие на человека волны сжатия с увеличенным временем нарастания, как получено в эксперименте, нуждается в дополнительном изучении, хотя известно, что человек выдерживает в медицинских барокамерах избыточное давление до 0,3 МПа.

Достоинство рассмотренной выше конфигурации канала является то, что проектное сечение на участках гашения не уменьшается. Однако в волногасительных камерах ширина канала увеличивается в двое, что создает дополнительные нагрузки на несущие конструкции свода камер и увеличивает горное давление на крепь в случае выработок горных предприятий. Уменьшить ширину камер на 25 % можно расположив их ассиметрично по схеме рис. 5б. Однако в этой схеме был получен профиль силового импульса на выходе который имеет скачкообразное нарастание и соответствует форме фронта ударной волны, хотя и степень снижения амплитуды во соответствует предыдущему варианту (рис. 17).

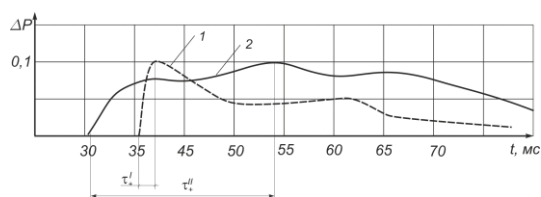


Рис. 17. Импульс ударной воздушной волны на выходе из системы из волногасительных камер с симметричным (1) и ассиметричным (2) расположением крыльев камеры / Impulse of a shock air wave at the exit from the system from wave-suppressing chambers with symmetric (1) and asymmetric (2) arrangement of the wings

Это объясняется возникновением эффекта интерференции отраженных волн в симметричных камерах и формированию на небольшой период времени мощного обратного потока вызывающего волну разрежения, которая, в свою очередь

движется за фронтом головной ударной волны, вызывая падения амплитуды последней (рис. 18-1..5).

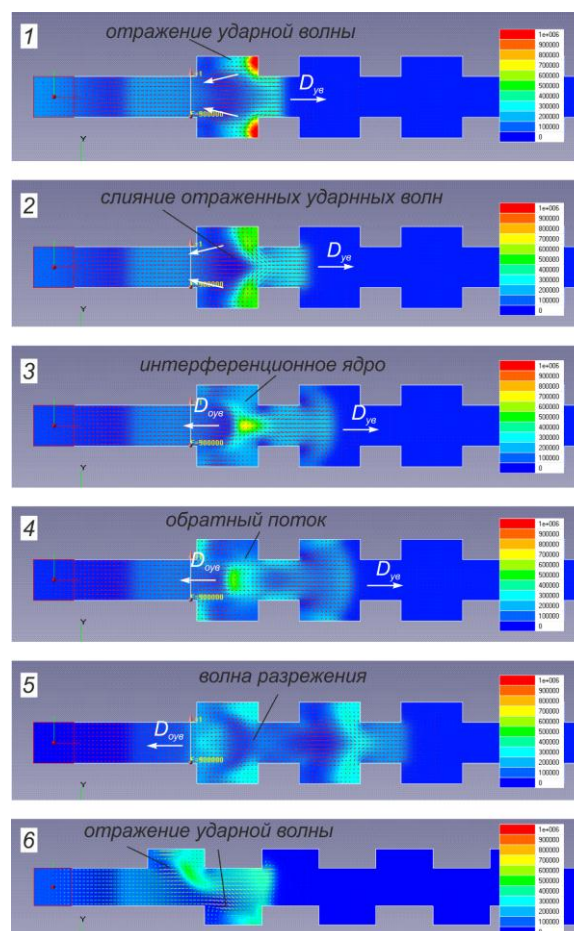


Рис. 18. Газодинамическая картина поля давления и интерференция отраженных ударных волн в симметричных (1-5) и ассиметричных камерах (6) / Gas-dynamic picture of the pressure field and interference of reflected shock waves in symmetric (1-5) and asymmetrical chambers (6)

При ассиметричном расположении крыльев камер такого эффекта не возникает (рис. 18-6), соответственно преобразование ударной волны в волну сжатия не происходит.

С целью улучшения процесса затекания ударной волны в камеру необходимо уменьшить вихреобразование потока на обратном уступе. Это можно достичь увеличив его угол до 135–155° [13], получив, таким образом, схемы волногасительных камер рис. 5в, г.

Сравнительные исследование схем (рис. 19) показали, что существенное преимущество снижения интенсивности волны на выходе отсутствует, но при этом увеличивается выброс отраженной волны из ка меры в обратном направлении, что отражено на графике (рис. 20) пиком линии 2, полученной в точке B_2 . Рассмотренная схема камеры имеет более сложную

конфигурацию, что весьма нетехнологично в производственных выработках горных предприятий.

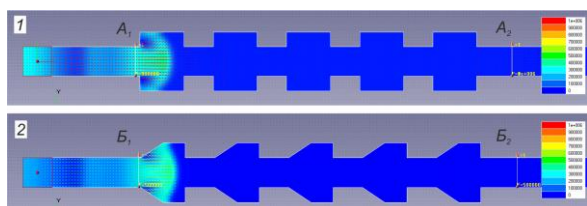


Рис. 19. Затекание фронта ударной воздушной волны в волногасительных камерах различной конфигурации / The flow of the front of the shock air waves in wave suppressive chambers of various configurations

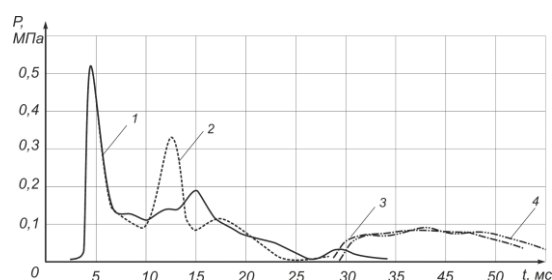


Рис. 20. Импульс ударной воздушной волны в точках входа (A_1 , B_1), график 1, 2 и выхода (A_2 , B_2), график 3, 4 вариантов конфигураций волногасительных камер / Impulse of a shock air wave at the entry points (A_1 , B_1), graph 1, 2 and exit (A_2 , B_2), graph 3, 4 variants of configurations of wave extinguishing chambers

Таким образом, из рассмотренных конфигураций волногасительных камер вариант рис. 5а является наиболее рациональным по эффективности и технологичности. Для этого варианта в работе исследовано влияние количества расширительных камер в системе на эффективность гашения $\eta = f(n, \Delta P)$, где n – количество камер (рис. 21). В результате установлено, чем выше избыточное давление во фронте ударной волны тем более эффективно происходит ее гашение на отражательных поверхностях. Это связано с тем, что при высоких градиентах разрыва потока сильнее проявляются волновые свойства взрывной волны и соответственно работают законы геометрической оптики. При небольших градиентах больше проявляются свойства непрерывного потока в котором местные сопротивления вызывают не отражения а местную турбулилизацию и завихрения потока. По этой причине, полностью погасить энергию ударной воздушной волны с помощью расширительных камер малого диаметра невозможно. Их задача существенно снизить амплитуду ударной воздушной волны за счет

гашения ее волновой энергии, преобразовать ее в волну сжатия и таким образом повысить эффективность гашения в других элементах защитной системы.

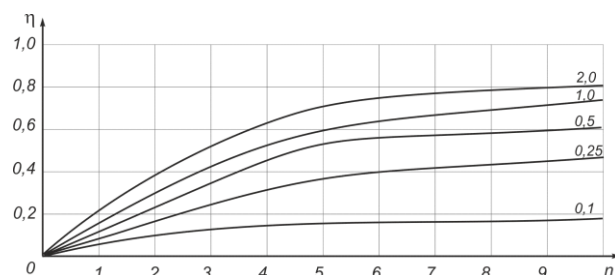


Рис. 21. Эффективность снижения амплитуды ударной воздушной волны / The efficiency of reducing the amplitude of the shock air waves

Поэтому их применение должно быть в комплексе с другими средствами гашения, например расширительной камерой большого диаметра (рис. 22).

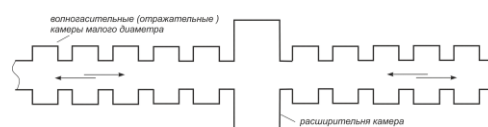


Рис. 22. Комплексная система защиты двухстороннего действия состоящая из волногасительных и расширительной камеры / Integrated protection system of double-sided action consisting of wave-suppressing and expansion chamber

Таким образом применяя серию коротких расширительных камер малого диаметра мы увеличиваем волновое сопротивление канала в противовес аналогичным задачам обратного действия решаемых в аэродинамике крыла и гидродинамики обтекания корпуса судна. В последнем случае волновое сопротивление корпуса судна возникает из-за отражения набегающего потока на борт корпуса и расходования энергии движения корабля на формирования расходящихся волн. Расчет волнового сопротивления корпуса производится по формуле Аккерета. Для его уменьшения в подводной носовой части корпуса имеется специальный выступ – бульб. В нашем случае мы увеличиваем волновое сопротивление канала, которое, в сверхзвуковых потоках, в несколько раз превышает сопротивление, связанное с трением и образованием вихрей.

Выводы. Проведенные исследования дают возможность обосновать параметры численного моделирования для исследования способов гашения ударных воздушных волн в протяженных сооружениях. Результаты численного эксперимента позволяют решить главную задачу: не снижая технологического сечения каналов и выработок

найти эффективные схемы гашения ударных воздушных волн и установить рациональные параметры применяемых для этого

волногасительных камер малого приведенного диаметра.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Состояние техники безопасности и эффективности функционирования противоаварийной защиты угольных шахт / А.Ф. Булат, В.В. Фичев, И.А. Ященко, [и др.]. – Днепропетровск: ООО «Норд-Компьютер», 2005. – 266 с;
2. СНиП 2.01.54-84 Защитные сооружения гражданской обороны в подземных горных выработках / Минзвестрой России. – М.: ГУП ЦПП, 1998. – 20 с.
3. ДНАОП 1.1.30–4.01.97 Статут ДВГРС по організації і веденню гірничорятувальних робіт.– Київ: Мінвуглепром, 1997.– 445 с.
4. Фролов С.М. Эффективность ослабления ударных волн в каналах различными способами / С.М. Фролов // Физика горения и взрыва.– 1993.– № 1.– С. 34-39.
5. Zhou A., Wang K. and Wu Z. (2014) Propagation law of shock waves and gas flow in cross roadway caused by coal and gas outburst. *International Journal of Mining Science and Technology*, vol. 24, pp. 23–29.
6. Греков С.П. Расчет коэффициентов затухания воздушных ударных волн в горных выработках шахт/ С.П. Греков, И.Н. Зинченко// Горноспасательное дело.– 2012.– Вып. 49.– С. 10-14;
7. Пособие по обследованию и проектированию зданий и сооружений, подверженных воздействию взрывных нагрузок.– М.: АО «ЦНИИПромзданий», 2000 г.– 122 с;
8. Мишуев А.В. Воздушная ударная волна в сооружениях / А.В. Мишуев.– М.: МГСУ, 2015.– 408 с;
9. Физика взрыва /Под ред. Л.П. Орленко.– М.: ФИЗМАТЛИТ, 2002.– 832 с.
10. Fedorov A.V., Khmel T.A. and Kratova Yu.V. (2008) Shock and detonation wave diffraction at a sudden expansion in gas-particle mixtures. *Shock Waves*, vol. 18, pp. 281-290. DOI 10.1007/s00193-008-0162-x. www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-005.pdf
11. Булат П.В. Численное моделирование дифракции ударной волны на прямом угле на неструктурированных сетках / П.В. Булат, К.Н. Волков //Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики.– 2016.– Т. 16.– №2.– С. 354-362. <http://ntv.ifmo.ru/>;
12. Станюкович К.П. Неустойчивые движения сплошной среды / К.П. Станюкович.– М.: Наука, 1971.– 854 с.
13. Bazhenova T.V., Gvozdeva L.G. and Nettleton M.A. (1984) Unsteady interactions of shock waves. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 21, pp. 249-331. DOI 10.1016/0376-0421(84)90007-1.

REFERENCES

1. Bulat A.F., Fichev V.V. and Yashchenko I.A. *Sostoyanie tekhniki bezopasnosti i effektivnosti funktsionirovaniya protivovariyoy zashchity ugolnykh shakht*. [The state of safety and efficiency of the operation of emergency protection of coal mines]. Dnipropetrovsk, ООО «Nord-Kompyuter», 2005, 266 p. (in Russian).
2. SNiP 2.01.54-84 *Zashchitnye sooruzheniya grazhdanskoj oborony v podzemnykh gornykh vyrabotkakh*. [Civil defense defense structures in underground mine workings]. Moscow: GUP TsPP, 1998, 20 p. (in Russian).
3. ДНАОП 1.1.30–4.01.97 Statut DVHRS po orhanizatsii i vedenniu hirnychoriatuvalnykh robit. [Statute of the DVGRS for the organization and conduct of mine-rescue works]. Kyiv, Minvuhleprom, 1997, 445 p. (in Ukrainian).
4. Frolov S.M. *Effektivnost oslableniya udarnykh voln v kanalakh razlichnymi sposobami*. [Efficiency of attenuation of shock waves in channels in various ways]. *Fizika gorennya i vzryva*. [Physics of combustion and explosion]. 1993, no. 1, pp. 34-39. (in Russian).
5. Zhou A., Wang K. and Wu Z. Propagation law of shock waves and gas flow in cross roadway caused by coal and gas outburst. *International Journal of Mining Science and Technology*, 2014, vol. 24, pp. 23–29.
6. Grekov S.P. and Zinchenko I.N. *Raschet koeffitsientov zatukhaniya vozdushnykh udarnykh voln v gornykh vyrabotkakh shakht* [Calculation of attenuation coefficients for air shock waves in mine workings]. *Gornospasatelnoe delo* [Mine rescue]. 2012, vol. 49, pp. 10-14. (in Russian).
7. *Posobie po obsledovaniyu i proektirovaniyu zdaniy i sooruzheniy, podverzhennykh vozdeystviyu vzryvnykh nagruzok* [Manual on the survey and design of buildings and structures exposed to explosive loads]. АО «TsNIIPromzdaniy», Moscow, 2000, 122 p. (in Russian).
8. Mishuev A.V. *Vozdushnaya udarnaya volna v sooruzheniyakh* [Air shock wave in facilities]. MGSU, Moscow, 2015, 408 p. (in Russian).
9. Orlenko L.P. (in all.) *Fizika vzryva*. [Physics of explosion]. Moscow, FIZMATLIT, 2002, 832 p. (in Russian).
10. Fedorov A.V., Khmel T.A. and Kratova Yu.V. (2008) Shock and detonation wave diffraction at a sudden expansion in gas-particle mixtures. *Shock Waves*, vol. 18, pp. 281-290. DOI 10.1007/s00193-008-0162-x. www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-005.pdf.
11. SCIENTIFIC AND TECHNICAL JOURNAL OF INFORMATION TECHNOLOGIES, MECHANICS AND OPTICS, March–April 2016, Vol. 16, No 2, ISSN 2226-1494 <http://ntv.ifmo.ru/en>.
12. Stanyukovich K.P. *Neustanovivshiesya dvizheniya sploshnoy sredy*. [Unsteady motion of a continuous medium]. Moscow, Nauka, 1971, 854 p. (in Russian).
13. Bazhenova T.V., Gvozdeva L.G. and Nettleton M.A. (1984) Unsteady interactions of shock waves. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 21, pp. 249-331. DOI 10.1016/0376-0421(84)90007-1.

Надійшла до редколегії 01.09.2018 р.