

УДК 699.844

DOI: 10.30838/J.BPSACEA.2312.250918.100.202

ЗАЩИТА ПЕРСОНАЛА ОТ УДАРНЫХ ВОЗДУШНЫХ ВОЛН ПУТЕМ УПРАВЛЕНИЕМ ИХ РАСПРОСТРАНЕНИЕМ В ПРОТЯЖЕННЫХ СООРУЖЕНИЯХ

НАЛИСЬКО Н. Н.¹, канд. техн. наук, доц.

¹Кафедра 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

Аннотация. *Цель.* Разработка и исследование способов управления распространением ударных воздушных волн за счет конструктивных и планировочных решений с целью защиты персонала при аварийных взрывах, в условиях сохранения технологического сечения каналов и выработок в протяженных сооружениях. 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 волноотражательных камер выполнялось аналитическая оценка взаимодействия фронта ударной воздушной волны с обратным уступом, стенкой камеры и вогнутым углом. Путем численного моделирования изучены физические процессы управления распространением ударных воздушных волн. *Результаты исследования.* Анализ физических процессов происходящих при управлении распространением ударных воздушных волн с помощью волноотражательных камер позволил выявить ряд качественных и количественных закономерностей движения фронта волны на сопряжении с отводными каналами. Показан механизм воздействия на сверхзвуковой поток отраженной ударной волной сформированной в волноотражательной камере. Для эффективного управления распространением сильных ударных воздушных волн с избыточным давлением более 0,1 МПа необходимо применять волноотражательную камеру с углом наклона поверхности отражения близкой к 45°. *Научная новизна.* Обоснованы параметры численного моделирования распространения ударной воздушной волны через систему волноотражательных камер в среде моделирования FlowVision. Произведена аналитическая оценка параметров волнового фронта при дифракции обратного уступа непосредственно в волноотражательной камере, движения вдоль ее стенки и отражение на наклонной поверхности. Установлена зависимость эффективности управления ударной воздушной волны от параметров камер. *Практическое значение.* Обоснованные рациональные параметры волноотражательных 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; управление распространением; волноотражательная камера; численный эксперимент; отводной канал

ЗАХИСТ ПЕРСОНАЛУ ВІД УДАРНИХ ПОВІТРЯНИХ ХВИЛЬ ШЛЯХОМ УПРАВЛІННЯМ ЇХ РОЗПОВСЮДЖЕННЯМ У ПРОТЯЖНИХ СПОРУДАХ

НАЛИСЬКО М. М.¹, канд. техн. наук, доц.

¹Кафедра 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

Анотація. *Мета.* Розробка та дослідження способів управління поширенням ударних повітряних хвиль за рахунок конструктивних і планувальних рішень з метою захисту персоналу при аварійних вибухах, в умовах збереження технологічного перетину каналів і виробок в протяжних спорудах. 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 хвилевідбивних камер виконувалося аналітична оцінка взаємодії фронту ударної повітряної хвилі зі зворотним уступом, стінкою камери і увігнутим кутом. Шляхом чисельного моделювання вивчені фізичні процеси управління поширенням ударних повітряних хвиль. *Результати дослідження.* Аналіз фізичних процесів, що відбуваються при управлінні поширенням ударних повітряних хвиль за допомогою хвилевідбивних камер дозволив виявити ряд якісних і кількісних закономірностей руху фронту хвилі на сполученні з відвідними каналами. Показано механізм впливу на надзвуковий потік відбитої ударної хвилею сформованої у хвилевідбивній камері. Для ефективного управління поширенням сильних ударних повітряних хвиль з надлишковим тиском більше 0,1 МПа необхідно застосовувати хвилевідбивну камеру з кутом нахилу поверхні відбивання близькою до 45°. *Наукова новизна.* Обґрунтовано параметри чисельного моделювання поширення ударної повітряної хвилі через систему

хвилевідбивних камер в середовищі моделювання FlowVision. Проведена аналітична оцінка параметрів хвильового фронту при дифракції зворотного уступу безпосередньо у хвилевідбивній камері, руху уздовж її стінки і відображення на похилій поверхні. Встановлено залежність ефективності управління ударної повітряної хвилі від параметрів камер. **Практичне значення.** Обґрунтовані раціональні параметри хвилевідбивних камер які дозволяють підвищити ефективність захисту персоналу від дії ударних повітряних хвиль в протяжних спорудах об'єктів цивільної оборони та гірничодобувної промисловості.

Ключові слова: ударні повітряні хвилі; управління розповсюдженням; волноотражательний камера; чисельний експеримент; відвідний канал

THE DEFENSE OF STAFF FROM AIR SHOCK WAVES BY CONTROLLING THEIR SPREAD IN EXTENDED BUILDINGS

NALIS'KO N. N.¹, *Cand. Sci. (Tech.), Assoc. Prof.*

¹Department 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

Summary. Purpose. Development and research of ways to control the propagation of shock air waves due to constructive and planning solutions for the purpose of protecting personnel during emergency explosions, in conditions of preserving the technological section of canals and workings in extended structures. Justification of the parameters of numerical simulation in CFD models of discontinuous internal flow of a gas stream. **Methodology.** The research was carried out on the basis of search and analysis of publications on the topic of the work, an analysis of the research object was used for the mathematical formulation of the problem and the justification of the boundary conditions and parameters of numerical simulation. To substantiate the rational configurations of the reflecting-wave chambers, an analytical evaluation of the interaction of the shock air-wave front with the backward step, the chamber wall and the concave angle was performed. By numerical simulation, the physical processes controlling the propagation of shock air waves. **Findings.** An analysis of the physical processes occurring during the control of the propagation of shock air waves with the aid of chambers of reflecting waves made it possible to reveal a number of qualitative and quantitative laws governing the motion of the wave front at the interface with the branch channels. The mechanism of action of a reflecting wave formed in a chamber by a reflected shock wave on a supersonic flow is shown. To effectively control the propagation of strong shock air waves with an excess pressure of more than 0.1 MPa, it is necessary to use chambers reflecting waves with an inclination angle of the reflection surface close to 45°. **Originality.** The parameters of the numerical simulation of the propagation of the shock air wave through the system of reflected waves in the FlowVision modeling environment are substantiated. An analytical evaluation of the parameters of the wave front is made during diffraction of the backward step directly in the chambers of the reflecting waves, movement along its wall and reflection on the inclined surface. The dependence of the effectiveness of controlling the shock air-wave on the parameters of the chambers. **Practical value.** Reasonable rational parameters of the reflecting wave chambers allow to increase the efficiency of personnel protection from the action of shock air waves in the extended structures of civil defense and mining facilities.

Keywords: shock air waves; propagation control; waveguide camera; numerical experiment; branch channel

Актуальность. При проектировании и эксплуатации специальных сооружений подверженных влиянию как внутренних, так и внешних взрывов особое значение приобретают методы и способы защиты персонала и строительных конструкций от 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 гашения воздушных ударных волн. Особенно это актуально для протяженных сооружений подземных АЭС, заводах по производству взрывчатых веществ, боеприпасов, на скла-

дах и хранилищах взрывоопасных материалов, а также в подземных сооружениях шахт и рудников, опасных по выделению взрывчатых газов.

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 области специального строительства [2] и горнодобывающей промышленности [3] основываются на квазистатическом подходе, основные зависимости которого были полу-

чене 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 протяженных сооружениях гражданской обороны изучались с самого начала образования институтов военно-промышленного комплекса [4]. На сегодняшний день известно множество способов гашения ударных воздушных волн и защиты от них в подземных выработках горных предприятий. Однако все они основаны на размещении в световом проеме выработки дополнительных мощных защитных конструкций, которые сильно ограничивают или делают невозможным транспортирование по этому каналу и снижают его вентиляционное сечение. Так, например, в [5] защита осуществляется установкой каскада жестких перфорированных и податливых надувных защитных перегородок, которые на 2/3 перекрывают сечение выработки поочередно с левой и правой стороны. Первые должны снижать избыточное давление от 1,6 до 0,2 МПа, вторые с 0,2 до безопасных 0,006 МПа. В работе [6] для гашения применяется поперечный экран на все сечение выработки из вертикально и горизонтально закрепленных цепей и канатов. В работе [7] гашение осуществляется с помощью парашютных систем, по центру купола которых закреплены полиэтиленовые емкости с водой (рис. 1).

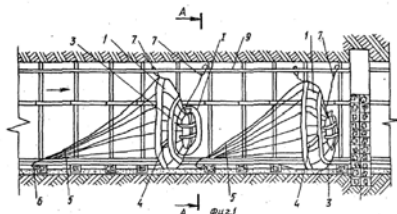


Рис. 1. Парашютные системы для гашения ударных воздушных волн [7] / Parachute systems for damping shock air waves [7]

В области сооружений гражданской обороны основные исследования проводились и отражены в работах специализиро-

ванного научного центра АО «ЦНИИ-Промзданий» [8] и работах МГСУ [9]. В последних, гашение ударной воздушной волны предлагается осуществлять заужением канала диафрагмой или пережатым сечением (рис. 2), что естественно на приемлемо с технологической точки зрения, для производственных сооружений по условиям транспорта и вентиляции.

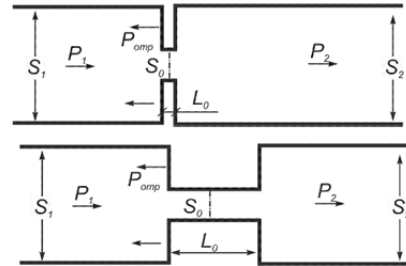


Рис. 2. Схемы гашения ударных воздушных волн заужением канала: диафрагма и диафрагма+пережатое сечение [9] / Schemes for damping shock air waves by narrowing of the channel: diaphragm and diaphragm + pinched cross section [9]

Единственным известным способом защиты от ударной воздушной волны, в котором не загромождается проходное сечение (но только до момента аварийного взрыва), является способ, разработанный в Казанском государственном архитектурно-строительном университете для сооружений подземных АЭС [10]. В нем, протяженный канал 1 (рис. 3) огибает специально подготовленный массив 4, который, при набегающей на него фронта ударной волны из реакторного зала, взрывают заранее заложенными в него зарядами 5, 6. Разрушенный массив создает породную пробку в месте изгиба 2-3, отсекая от взрыва помещения с персоналом 7.

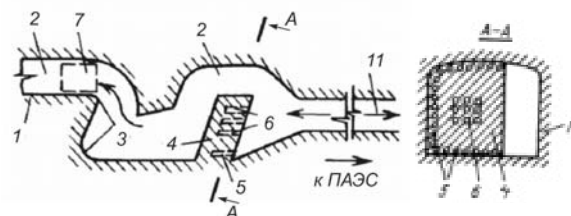


Рис. 3. Способ защиты от ударной воздушной волны и продуктов взрыва в сооружении АЭС подземного заложения [10] / A method for protecting against shock air blasts and explosion products in the construction of an underground nuclear power plant [10]

Такой способ не является рациональным т.к. создает разрушения сопоставимые с действием ударной воздушной волны, и от технологического взрыва, предназначенного

для создания породной пробки, также могут пострадать люди.

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 [8] отсутствуют рекомендации по гашению ударных воздушных волн и рассеиванию ее энергии за счет конструктивных и планировочных решений, при полном сохранении технологического сечения канала. Такие решения могут являться экономически выгодными способами локализации взрыва и повысить безопасность персонала.

Цель. Разработка и исследование способов управления распространением ударных воздушных волн за счет конструктивных и планировочных решений с целью защиты персонала при аварийных взрывах, в условиях сохранения технологического сечения каналов и выработок в протяженных сооружениях. Обоснование параметров численного моделирования в CFD моделях разрывного внутреннего течения газового потока.

Изложение основного материала. В данной работе, в качестве основы для развития прикладной теории динамики действия ударной воздушной волны, были использованы фундаментальные исследования физики взаимодействия и отражения ударных воздушных волн выполненные в ИХФ им. Н. Н. Семенова и в Институте высоких температур (ИВТАН).

В процессе распространения ударных воздушных волн в протяженных каналах могут возникать деформации фронта волны и изменения направления движения потока газов за ним при его встрече с местными сопротивлениями и участками изменения конфигурации и сечения канала. Данный факт предлагается использовать для управления распространением взрывной волны, перенаправляя газовые потоки в дополнительные выработки для рассеивания его энергии (рис. 4а) или уменьшать объем затекания сверхзвукового потока в защищаемые каналы главного направления (рис. 4б). Воздействие на поток можно осуществлять,

изменяя конфигурацию продольного сечения канала в виде специальных отражательных камер, где будет меняться угол набегающего фронта волны на плоскость стенки, используя при этом свойство затекания ударной волны в свободное пространство. При этом решается главная задача – сохранение технологического сечения канала.

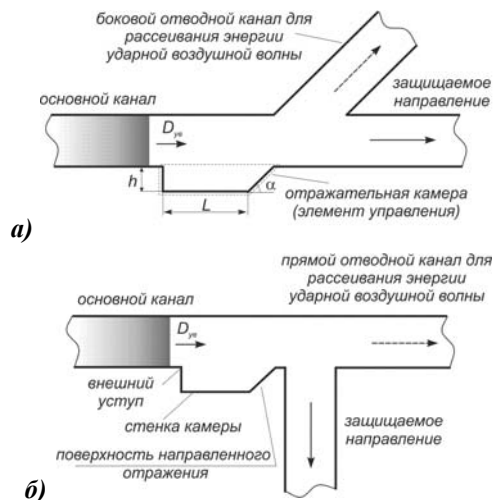


Рис. 4. Управление распространением ударной воздушной волны с применением отражательных камер: а) перенаправление сверхзвукового потока в дополнительные каналы; б) уменьшение объема затекания сверхзвукового потока в защищаемые каналы / Controlling the propagation of shock air waves using reflective chambers: a) redirection of supersonic flow into additional channels; b) reduction of the volume of supersonic flow flowing into the protected channels

Для эффективного управления распространением сверхзвуковым газовым потоком необходимо установить рациональные параметры камеры: длину L , глубину h , угол наклона отражательной поверхности α и положение камеры относительно каналов ответвления и защищаемых направлений. Глубина и длина камеры будет определяться необходимой длиной и углом наклона отражательной поверхности, которая обеспечит максимальный импульс отраженной ударной волны для наиболее интенсивного воздействия на газовый поток за фронтом ударной волны для его отклонения в канал ответвления.

При распространении фронта ударной волны в объеме отражательной камеры, вследствие ее сложной геометрии, возникают множество взаимодействующих разрывов, дифракция и отражения волн. Несмотря на сложность ударно-волновой картины процесс затекания можно разделить на не-

сколько последовательных стадий: дифракция ударной волны внешнего уступа, взаимодействие фронта волны со стенкой камеры и движение волны вдоль нее, набегание фронта на плоскость вогнутого угла. Рассмотрим их протекание непосредственно во взаимодействии в волноотражательной камере. При входе ударной воздушной волны из канала в камеру возникает нестационарный процесс деформации ее фронта и определить его 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]:

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

где p_2, p_1 – давление на стенке 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.

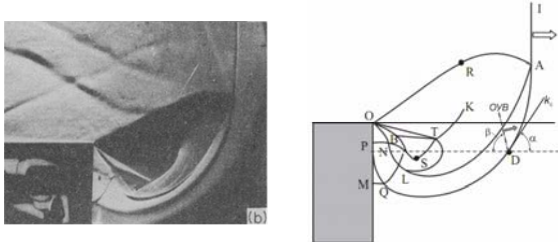


Рис. 5. Теплеровское фото (а) и схема течения при дифракции сильной ударной воздушной волны на прямом угле (б): IA – падающая ударная волна, AM – дифрагированная ударная волна, AO – отраженная акустическая волна, AL – контактная поверхность, TS – волна торможения, OS – линия отрыва, TB – косая ударная волна, TK – вторичный скачок, NP – пристеночный скачок, Q – тройная точка, R и D – точки искривления фронта [11] / The Tepler photo (a) and the flow pattern for the diffraction of a strong shock air wave on a right angle (b): IA is an incident shock wave, AM is a diffracted shock wave, AO is a reflected acoustic wave, AL is a contact surface, TS is a deceleration wave, OS is the detachment line, TB is the oblique shock wave, TK is the secondary jump, NP is the near-wall jump, Q is the triple point, R and D are the front curvature points [11]

Для определения угла падения ударной волны на стенку камеры (который зависит от ее интенсивности) необходимо знать структуру течения. Такие течения достаточ-

но хорошо изучены экспериментальными методами. Воспользуемся результатами работы [11]. 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. 5.

Данная структура формируется в случае достаточной глубины обратного уступа $h \gg d_k$. В противном случае, $h \approx 2d_k$, дифрагированная ударная волна не формируется, и деформация фронта входящей ударной волны ограничивается точкой D . В этом случае возникает косое отражение плоской ударной волны на стенке камеры и формирование более сильной отраженной в сравнении с вариантом отражения дифрагированной волны DP (что необходимо по условию задачи). Последняя является сферической, и соответственно в ней рассеивание энергии УВ происходит более интенсивно. Касательная k_c в точке D к фронту определяет угол падения плоской ударной волны на стенку отражательной камеры (горизонтальный пунктир на рис. 5б). Величину угла определяем по результатам решения задачи отражения УВ от плоской преграды [13]. Угол отражения зависит от величины избыточного давления во фронте волны, которое оценим по формуле (1). Возникающее в этих условиях маховское отражение рассчитывается по специальному алгоритму решения системы уравнений записанных в форме Куранта-Фридрихса [13], согласно которому определяется угол отражения и скачек давления в отраженной и маховской волне:

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

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

φ_0, φ_2 – угол падения прямой волны и угол распространения отраженной волны.

По результатам расчета, для сильных ударных волн (например, $\Delta P = 0,25$ МПа) угол находится в пределах $\alpha = 50^\circ$, соответ-

ственно, угол отраженной волны (ОУВ) $\beta=77^\circ$. Соответственно глубина камеры, для получения отражения плоской ударной волны, для избыточного давления на фронте $\Delta P=0,2..2,5$ МПа составит $h=(0,3-0,6)d_k$.

Минимальная длина камеры L должна обеспечивать полное затекание фронта ударной волны в полость камеры и начало процесса отражения наклонного участка фронта от ее стенки. Для нахождения точки касания фронта на стенки камеры воспользуемся решением Уитема, полученное для распространения ударных волн в каналах с изменяющимся сечением [14].

В его основу положен приближенный метод решения движения ударных волн с линейным и нелинейным фронтом, развитый в работах Честера и Чизнела. В решении Уитема предполагается, что в ближайшей окрестности за ударной волной частицы газа движутся перпендикулярно фронту. При этом используется координатная сетка из последовательных положений фронта волны и ортогональных траекторий частиц к ней (лучей), для которой записывается кинематическое условие ортогональности. В этих условиях вводится предположение, что распространение ударной волны между двумя соседними лучами можно рассматривать как движение между твердыми стенками. Тогда изменение числа Маха в этой части ударной волны происходит из-за изменения площади поперечного сечения $M = f(A)$ (рис. 6).

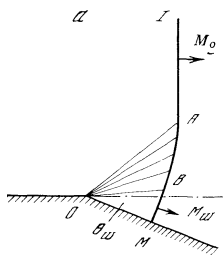


Рис. 6. Дифракция ударной волны в канале с изменяющимся сечением [14] / Diffraction of a shock wave in a channel with a variable cross section [14]

Совокупность уравнений для криволинейной системы координат с выражением числа Маха от площади поперечного сечения дает решение задачи о пространственном взаимодействии ударных волн. Зависимость числа Маха от изменения сечения позволяет решать задачи о распространении ударных волн в каналах с переменным сече-

нием. Согласно данному решению положение наклонной части профиля ударной волны в пространстве находится из уравнений:

$$\begin{cases} \frac{x}{M_0 a_0 t} = \left(\frac{n+1}{n}\right)^{\frac{1}{2}} e^{\theta/\sqrt{n}} \sin(\eta - \theta) \\ \frac{y}{M_0 a_0 t} = \left(\frac{n+1}{n}\right)^{\frac{1}{2}} e^{\theta/\sqrt{n}} \cos(\eta - \theta) \end{cases}$$

где $n = 2 / K(M)$, $K(M)$ – функция Честера, зависит от показателя адиабаты γ , для $\gamma=1,4$ $K(M) = 0,4 + (0,1 / M^2)$.

Таким образом, при значении угла $\theta = 90^\circ$ и числах Маха $M=1-3$ относительная длина отражательной камеры находится в пределах $L = (1-2) d_k$.

Для получения на отражательной плоскости максимального избыточного давления в отраженной волне необходимо выполнения условия возникновения нерегулярного отражения. Согласно известных аналитических решений [13] для сильных ударных волн ($M=1-3$) распространяющихся в воздухе ($\gamma=1,4$) такой эффект возникает в диапазоне углов падения $\theta_\omega = 39-55^\circ$, при этом образуется волна Маха.

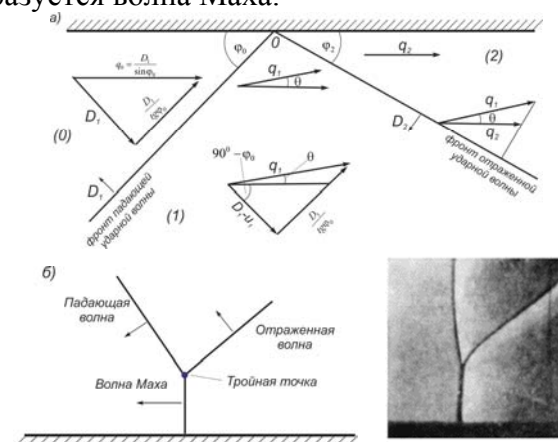


Рис. 7. Регулярное отражение ударной воздушной волны от жесткой стенки (а); нерегулярное отражение (б): схема и фото (К.Е. Губкин, ИХФ) методом полутеневого фотографирования [13] / Regular reflection of a shock air wave from a rigid wall (a); irregular reflection (b): a diagram and a photo (K.E. Gubkin, ICF) by the method of semi-shadow photography [13]

Физически это объясняется тем, что скорость отраженной ударной волны больше, чем падающей, так как она проходит через газ, сжатый падающей волной и при больших углах падения слабо тормозится потоком среды за фронтом набегающей ударной волны (составляющая скорости потока за фронтом набегающей ударной вол-

ны, параллельная направлению распространения отраженной ударной волны, как это видно из рис. 7а, 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 – волна Маха (головная волна). Данная волна создает давление, примерно вдвое большее, чем на фронте падающей волны (рис. 7б).

Тройная точка при маховском отражении движется под углом χ к плоскости отражения (рис. 8).

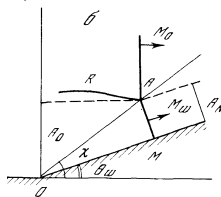


Рис. 8. Дифракция ударной волны на вогнутом угле с образованием волны Маха [14] / Diffraction of a shock wave on a concave angle with the formation of a Mach wave [14]

Для оценки ширины фронта головной волны, которую можно получить в диапазоне углов маховского отражения θ_ω , необходимо определить величину угла χ . Согласно решения Уитема значение числа Маха головной волны и величину угла χ можно получить из соотношения:

$$\begin{cases} \operatorname{tg} \theta_\omega = \frac{\sqrt{(M_\omega^2 - M_0^2)} \sqrt{(A_0^2 - A_\omega^2)}}{A_\omega M_\omega + A_0 M_0} \\ \frac{A_\omega}{A_0} = \frac{f(M_\omega)}{f(M_0)} \end{cases},$$

$$\operatorname{tg}(\chi - \theta_\omega) = \frac{A_\omega}{A_0} \left\{ \frac{1 - (M_0 / M_\omega)^2}{1 - (A_\omega / A_0)^2} \right\}^{1/2},$$

где A_0, A_ω – начальное и конечное сечение сужающегося канала; M_0, M_ω – число Маха падающей и головной волны.

В диапазоне значений числа Маха в головной волне $M_\omega = 1-3$, величина угла $\chi - \theta_\omega$ составит 23-25°.

Оценку динамики воздействия, полученной таким образом отраженной волны на основной газовой поток произвести аналитическим методом практически невозможно. Для решения этой задачи, а также установления эффективности предлагаемых схем управления распространением ударных воз-

душных волн, воспользуемся численными методами математического моделирования газодинамической задачи.

В настоящее время для изучения нестационарных процессов газовой динамики, которые математически описаны системой дифференциальных уравнений, широко используют 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

$$\frac{\partial \rho \mathbf{V}}{\partial t} + \Delta(\rho \mathbf{V} \otimes \mathbf{V}) = -\nabla P + [(\mu + \mu_1)(\nabla \mathbf{V} + (\nabla \mathbf{V})^T)] + \mathbf{S} \quad (3)$$

– уравнение сохранения импульса

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{V}) = \mathbf{0}; \quad (4)$$

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

– уравнение состояния

$$P_{abs} = \frac{\rho R_0 T_{abs}}{M}; \quad (5)$$

– уравнение сохранения энергии

$$\frac{\partial(\rho h)}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{V} h) = \nabla \left(\left(\frac{\lambda}{C_p} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \nabla h \right) + Q; \quad (6)$$

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 (3)–(6) 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 (рис. 9).

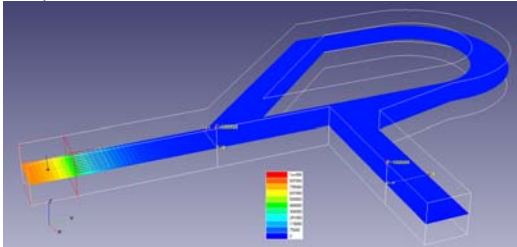


Рис. 9. Расчетная область конфигурации сопряжения с дополнительной системой каналов для рассеивания энергии ударной воздушной волны (градиентное поле ΔP) / The computational domain of the conjugation configuration with an additional system of channels for dissipating the energy of the shock air wave (gradient field ΔP)

Построение расчетной области в виде трехмерной модели производится в SolidWorks. Для разбиения области расчетной сеткой применим прямоугольную адаптивную локально измельченную сетку. 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).

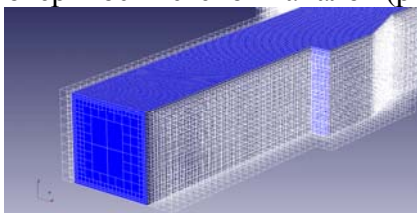


Рис. 10. Адаптивная сетка расчетной области с локальным измельчением третьего уровня вдоль стенок / Adaptive grid of the computational domain with local grinding of the third level along the walls

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).

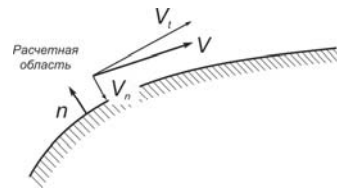


Рис. 11. Схема компонент скорости на границе расчетной области / The scheme of the velocity components at the boundary of the computational domain

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;

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

$\gamma_b = \sqrt{\gamma_\infty \gamma_{cell}}$; R_1, R_2 – инварианты Римана; γ – показатель адиабаты; c – скорость звука;

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

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

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 $CFL_{\text{exp}}, CFL_{\text{impl}}$. По мере увеличения энтропии системы временной шаг итераций при заданных числах CFL должен увеличиваться. В процессе отладочных расчетов устойчивая сходимость получена в значениях $CFL_{\text{exp}} \leq 0,2$ и $CFL_{\text{impl}} \leq 1$.

Моделирование ударной воздушной волны производилось источником теплового взрыва, который находился перед системой волноотражательных камер на расстоянии достаточном для формирования плоского фронта волны. Численный эксперимент проводился в диапазоне избыточного давления в источнике от 0,2 до 3,0 МПа.

В отличие от ранее проведенных исследований рассмотрим движение ударной воздушной волны вдоль обратного уступа и на отражательной поверхности камеры расположенной непосредственно в канале сооружения, по схеме рис. 4а. Поскольку задача является автомодельной по числу Рейнольдса, проведено обезразмеривание геометрических параметров отражательной камеры путем приведения их к ширине канала $h_{o.k.} = 0,5d_k$ (рис. 12).

Применение волноотражательной камеры вызывает появления волн разрежения в сверхзвуковом потоке (рис. 12-1 и 12-2), что положительно сказывается на уменьшении общей интенсивности ударной волны.

Численное моделирование показало предполагаемые эффекты: на небольших углах наклона отражательной поверхности образуется волна сжатия (рис. 12-2), которая движется вслед за фронтом основной ударной волны (рис. 13-1). Соответственно ее действие на основной поток практически не вызывает изменения направления массовой скорости последней. При углах более $39,2^\circ$ образуется отраженная ударная волна (рис.

12-2, 3), которая распространяется в противотоке, вызывая значительное торможения основного потока и изменение направления вектора его массовой скорости (рис. 13-2, 3). Наибольший эффект воздействия наблюдается при углах наклона поверхности близких к 45° . Дальнейшее увеличение угла ведет к возникновению противотока в объеме самой камеры и диссипации в ней энергии отраженной волны. Воздействие на основной поток происходит опосредовано через волновые фронты образованные внутри камеры.

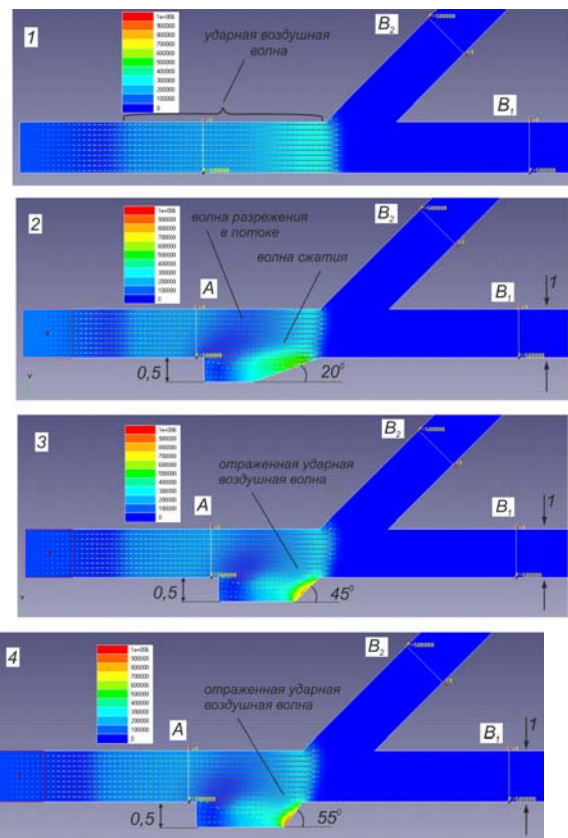


Рис. 12. Газодинамика формирования отраженной волны на поверхностях с различными углами наклона, непосредственно в отражательной камере (градиентное поле ΔP): А – точка регистрации входного импульса ударной воздушной волны, B₁, B₂ – точки регистрации выходного импульса в прямом канале и ответвлении 45° / Gas dynamics of formation of a reflected wave on surfaces with different angles of inclination, directly in the reflection chamber (gradient field ΔP): A - point of registration of the input pulse of a shock air wave, B₁, B₂ - points of registration of the output pulse in the forward channel and branch 45°

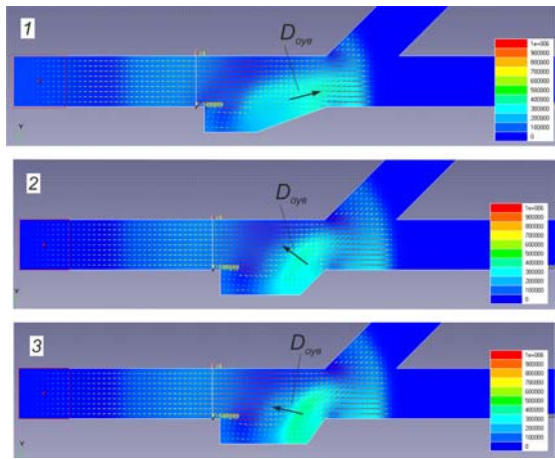


Рис. 13. Газодинамика действия отраженной ударной волны на основной поток в канале при различных углах наклона отражательной поверхности / Gas dynamics of the effect of a reflected shock wave on the main flow in the channel at different angles of inclination of the reflective surface

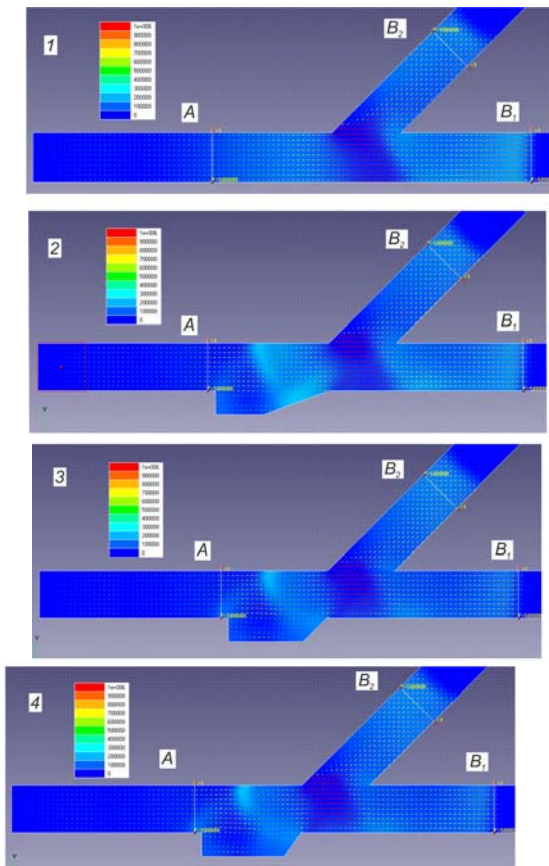


Рис. 14. Градиентное поле ΔP , в газовом потоке за сопряжением: 1 – без волноотражательной камеры, 2, 3, 4 – применение волноотражательной камеры с углами поверхности отражения 20, 45, 55° / Gradient field ΔP , in the gas flow after coupling: 1 - without waveguide chamber, 2, 3, 4 - application of a wave-reflecting chamber with the angles of the reflection surface 20, 45, 55°

Применение волноотражательной камеры располагаемой в створе перед сопряже-

нием отводного канала значительно уменьшает интенсивность ударной волны, что можно проследить на градиентном поле ΔP , в газовом потоке за сопряжением (рис. 14).

В количественном выражении снижение амплитуды ударной воздушной волны четко прослеживается на соответствующих графиках импульса (рис. 15), которые зарегистрированы в точке входа A перед сопряжением, и в двух точках выхода B_1, B_2 (рис. 14).

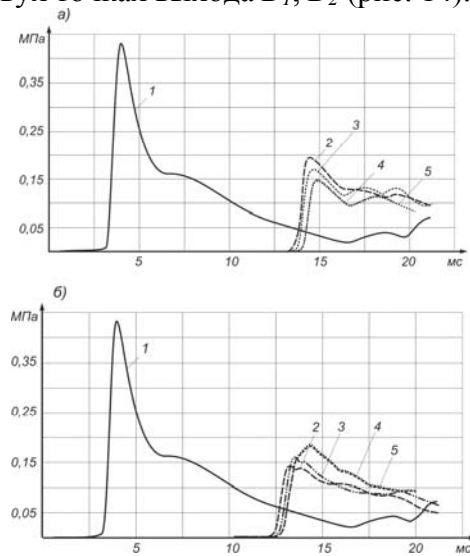


Рис. 15. Импульс ударной воздушной волны перед отражательной камерой (A) и за ней: а – выходные импульсы в прямом канале (B_1), б – в канале отведения (B_2); 1 – входной импульс, 2 – выходной импульс при отсутствии камеры, 3, 4, 5 – применение камеры с углами наклона отражательной поверхности 20, 45, 55° / Impulse of the shock air wave in front of the reflecting chamber (A) and behind it: a - output pulses in the forward channel (B_1), b - in the branch channel (B_2); 1 - input pulse, 2 - output pulse in the absence of a camera, 3, 4, 5 - camera application with the angle of inclination of the reflective surface 20, 45, 55°

В прямом отводном канале B_1 , (рис. 15а) падения амплитуды при применении волноотражательной камеры с углом наклона поверхности отражения 20°, составляет 10 % (график 2–3). Изменение угла наклона до 45° вызывает падение амплитуды в этой точке на 21 % (график 2–4). При дальнейшем увеличении угла наклона поверхности отражения эффективность гашения практически не меняется (график 2–5).

Падение амплитуды во фронте ударной воздушной волны обусловлено увеличением объема затекания сверхзвукового потока в канал отведения B_2 . Это видно из графиков рис. 15б. Амплитуда ударной волны в ней увеличивается на 12 % при угле наклона поверхности 20° (график 2–3) и на 18 % при угле 45° (график 2–4).

Таким образом, рациональной величиной угла наклона поверхности в отражательной камере является угол близкий к 45° , при условии расположения камеры в створе перед каналом ответвления.

Исследование процесса защиты канала от затекания ударной воздушной волны с помощью отражательных камер рассматривалось непосредственно в узле сопряжения под углом 90° . Узел сопряжения помимо каналов главного направления включают систему отводных каналов в виде петли предназначенных для рассеивания энергии сверхзвукового потока (рис. 9).

Основная идея гашения заключается в том, что на сопряжении направление движения ударной воздушной волны не меняется, и она не встречает на своем пути стенок выработок как в стандартном Г-образном повороте. При этом она свободно затекает в каналы гашения, разделившись на два встречных потока: один образуется до сопряжения в канале ответвления, второй за сопряжением в прямом отводном канале. Для увеличения эффекта затекания в необходимые каналы и уменьшения затекания в каналы главного направления используются элементы управления распространением ударной волной: волноотражательные камеры и раскоска.

В качестве базы сравнения для установления эффективности способа гашения ударных воздушных волн были выбраны два участка: участок прямолинейного движения волны и ее распространение через обычное Г-образное сопряжение (рис. 16-1). В обоих случаях расстояние между контрольными точками регистрации импульса ударной волны $A_{ex.}$, $A_{вых.}$ соответствовало расстоянию пройденному фронтом ударной волны в предлагаемом защитном сопряжении (рис. 15-2, 3, 4).

В процессе распространения фронт ударной воздушной волны постоянно вовлекает в движение новые массы газа. При этом на прямолинейных участках формируется сверхзвуковой поток с длиной, значительно превышающий ширину канала (рис. 16а). Весь этот поток несет в себе силовой импульс ударной волны. На сопряжении возникает два процесса дифракция волны на уступе и отражение волны от стенки попе-

речного канала. В результате отражения часть энергии тратится на движения потока в обратном направлении, однако большая ее часть переходит за сопряжение (рис. 16б). Согласно предыдущим исследованиям, для данной геометрии сопряжения, степень затекания составляет не менее 85 % по амплитуде фронта, при входном избыточном давлении 0,52 МПа.

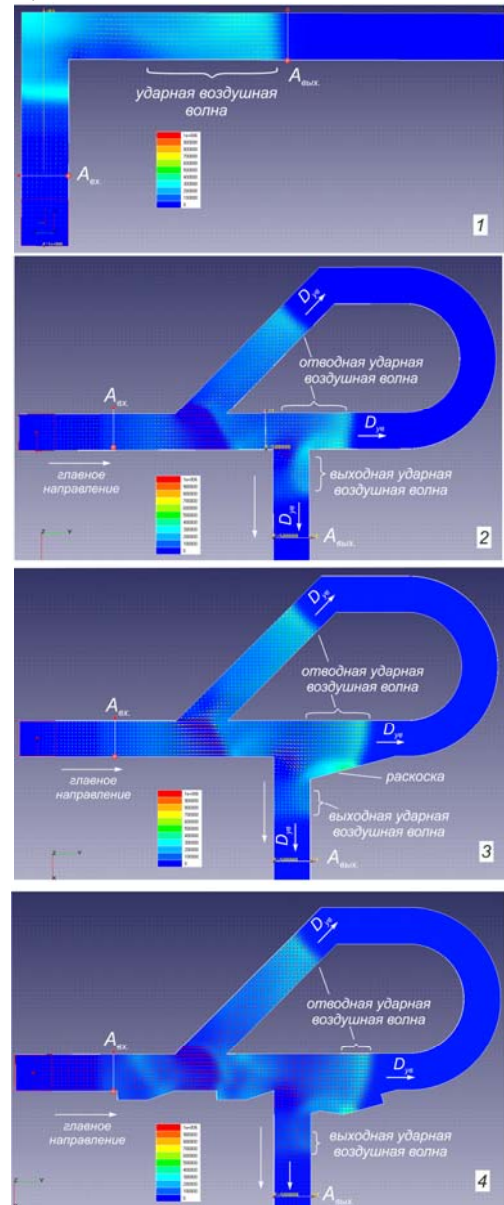


Рис. 16. Динамика распространения ударной воздушной волны в базовом канале (а), затекание в обычном сопряжении (б), и затекание в защитных сопряжениях: без элементов управления (в), с применением раскоски (г), с применением камер для отражения волн (д) (градиентное поле ΔP) / Dynamics of the propagation of the shock air wave in the base channel (a), leakage in the usual conjugation (b), and leakage in the protective conjugations: without control elements (c), using a rift (d), using chambers to reflect the waves (e) (gradient field ΔP)

В предлагаемой принципиальной схеме гашения ударных волн на сопряжении, за

счет отводных каналов значительно снижается интенсивность затекания волны, это четко показывает численный эксперимент и отчетливо прослеживается на градиентном поле ΔP (рис. 16в).

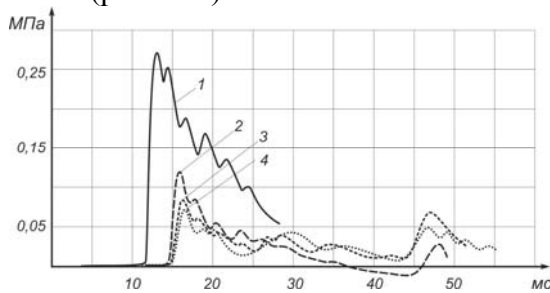


Рис. 17. Импульс ударной воздушной волны в выходном канале защитного сопряжения: 1 – базовое Г-образное сопряжение, 2 – защитное сопряжение, 3 – защитное сопряжение с раскоской, 4 – защитное сопряжение с камерами отражения / Impulse of a shock air wave in the output channel of the protective coupling: 1 - basic L-shaped interface, 2 - protective coupling, 3 - protective coupling with a detachment, 4 - protective coupling with reflection chambers

При подходе фронта к ответвлению канала главного направления волна будет дефрагировать, и отражаться маховским образом от противоположной стенки. Для уменьшения влияние этих процессов предлагается два элемента управления: применить раскоску прямого угла (рис. 16г) и волноотражательную камеру перед ответвлением (рис. 16д). Первый элемент сводит к минимуму маховское отражение, второй позволяет сместить ядро сверхзвукового потока к противоположной стенке создавая эффект отклонения потока от входного пространства канала главного направления.

Для защиты главного направления от затекания волны отражения из отводных каналов также необходимо применение вол-

ноотражательной камеры на линии раскоски прямого угла.

Влияние предлагаемого способа гашения ударных волн и элементов управления потоком на амплитуду и импульс волны отражены на графиках импульса в точке $A_{\text{вых}}$. (рис. 17).

В целом, принципиальная схема с отводными каналами снижает амплитуду выходной волны на 55 % (график 1-2) в сравнении с базовым Г-образным сопряжением. При этом форма импульса, из-за наличия отраженных волн в дополнительных каналах гашения приобретает второй выраженный пик, хотя его амплитуда на 10-50 % ниже максимума.

Применение раскоски позволяет снизить амплитуду выходной волны до 70 % (график 1-3), однако второй пик всего лишь на 10 % ниже максимума. Для снижения амплитуды второго пика в схеме применяется волноотражательная камера на линии раскоски. Совместно с двумя камерами, расположенными перед ответвлениями позволяют снизить амплитуду выходной волны на 74 %.

Выводы. Проведенные исследования дают возможность найти эффективные способы управления распространением ударных воздушных волн для уменьшения их затекания в каналы главного направления протяженных сооружений. По результатам численных экспериментов обоснованы рациональные параметры волноотражательных камер и установлена эффективность гашения ударных волн в предлагаемых схемах защитных сопряжений.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Состояние техники безопасности и эффективности функционирования противоаварийной защиты угольных шахт : монография / А. Ф. Булат, В. В. Фичев, И. А. Яценко и др. – Донецк : Норд-Компьютер, 2005. – 264 с.
2. Защитные сооружения гражданской обороны в подземных горных выработках : СНиП 2.01.54-84 / Минзвестрой России. – Введ. 1985-10-01 ; взамен СН 439-72 и СН 493-73. – Москва : ГУП ЦПП, 1998. – 20 с.
3. Статут ДВГРС по організації і веденню гірничорятувальних робіт : ДНАОП 1.1.30-4.01.97. – Затв. 06. 06. 1997, № 232. – Київ : Мінвуглепром, 1997. – 445 с.
4. Фролов С. М. Эффективность ослабления ударных волн в каналах различными способами / С. М. Фролов // Прикладная механика и техническая физика. – 1993. – № 1. – С. 34–39.
5. Способ гашения взрывной ударной волны : пат. 2404365 Рос. Федерация : МПК E 21 F 5/00, E 21 F 17/103 / Син А. Ф., Черных А. В. RU ; патентообладатель ОАО "Военизир. горноспасат., авар.-спасат. часть". – № 2009102391/03 ; заявл. 27. 01. 2009 ; опубл. 20. 11. 2010, Бюл. № 32. – 6 с. – Режим доступа: <http://www.freepatent.ru/patents/2404365>. – Проверено 14.12.2018 г.
6. Способ гашения воздушных ударных волн при взрывных работах : пат. 2027018 RU, МПК F 42 D 5/045 / Басс Г. А. – № 5045902/03; заявл. 03. 06. 1992; опубл. 20. 01. 1995.

7. Устройство для гашения энергии ударной волны в горной выработке : а. с. 964184 RU : МКИЗ E 21 F 5/00 / В. М. Плотников, А. Г. Абинов, В. П. Митрофанов, М. Г. Рогов, Ю. А. Логинов RU. – № 2913346/22-03; заявл. 18.04.80 ; опубл. 07.10.82, Бюл. № 37. – 2 с. – Режим доступа: http://www.findpatent.ru/img_show/5505248.html. – Проверено 14.12.2018 г.
8. Пособие по обследованию и проектированию зданий и сооружений, подверженных воздействию взрывных нагрузок / Центр. науч.-исслед. и проект.-эксперимент. ин-т пром. зданий и сооружений. – Москва, 2000. – 122 с. – Режим доступа: <https://meganorm.ru/Data2/1/4293835/4293835963.pdf>. – Проверено 14.12.2018 г.
9. Мишуев А. В. Воздушная ударная волна в сооружениях : монография / А. В. Мишуев. – 2-е изд. – Москва : МГСУ, 2015. – 408 с. – (Библиотека научных разработок и проектов НИУ МГСУ).
10. Способ защиты от ударной воздушной волны и продуктов взрыва : пат. 2408788 RU : МПК E 21 F 5, E 21 F 17/103 / И. В. Нигматуллин, В. С. Нигматуллин, А. В. Вишнев RU. – № 2009123338-03; заявл. 18.06.2009 ; опубл. 10.01.2011, Бюл. № 1. – 7 с.
11. Bazhenova T. V. Unsteady interactions of shock waves / T. V. Bazhenova, L. G. Gvozdeva, M. A. Nettleton // Progress in Aerospace Sciences. – 1984. – Vol. 21. – P. 249–331. DOI 10.1016/0376-0421(84)90007-1.
12. Станюкович К. П. Неустановившиеся движения сплошной среды / К. П. Станюкович. – Москва : Наука, 1971. – 856 с.
13. Физика взрыва : в 2 т. / под ред. Л. П. Орленко. – Изд. 3-е, перераб. – Москва : ФИЗМАТЛИТ, 2002. –Т. 1. – 832 с.
14. Баженова Т. В. Нестационарные взаимодействия ударных волн / Т. В. Баженова, Л. Г. Гвоздева. – Москва : Наука, 1977. – 274 с.

REFERENCES

1. Bulat A.F., Fichev V.V. and. Yashchenko I.A. *Sostoyanie tekhniki bezopasnosti i effektivnosti funktsionirovaniya protivoavariynoy zashchity ugolnykh shakht* [The state of safety and efficiency of the operation of emergency protection of coal mines]. Donetsk: ООО «Nord-Kompyuter», 2005, 264 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 uKRAINIAN).
3. DNAOP 1.1.30–4.01.97 *Statut DVHRS po orhanizatsii i vedenniu hirnychoriativalnykh 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 goreniya i vzryva* [Physics of combustion and explosion]. 1993, no. 1, pp. 34-39. (in Russian).
5. Sin A.F. and Chernykh A.V. *Patent 2404365 RU, MPK E21F5 / E21F17/103. Spособ gasheniya vzryvnoy udarnoy volny* [Patent 2404365 RU, IPC E21F5 / E21F17/103. The method of damping an explosive shock wave].(in Russian).
6. Bass G.A. *Patent 2027018 RU, MPK F42D5/045. Spособ gasheniya vozdushnykh udarnykh voln pri vzryvnykh rabotakh* [Patent 2027018 RU, IPC F42D5/045. The method of damping air shock waves during blasting operations]. (in Russian).
7. Plotnikov V.M., Abinov A.G., Mitrofanov V.P., Rogov M.G. and Loginov Yu.A. *A.s. 964184 RU, MKI3 E 21 F 5/00. Ustroystvo dlya gasheniya energii udarnoy volny v gornoy vyrabotke* [Author's certificate 964184 RU, MKI3 E 21 F 5/00. Device for damping the energy of the shock wave in the mine workings]. Available at: http://www.findpatent.ru/img_show/5505248.html. (in Russian).
8. *Posobie po obsledovaniyu i proektirovaniyu zdaniy i sooruzheniy, podverzhennykh vozdeystviyu vzryvnykh nagruzok* [A manual for the inspection and design of buildings and structures subject to explosive loads]. Moscow, AO «TsNIIPromzdaniy», 2000, 122 p. Available at: <https://meganorm.ru/Data2/1/4293835/4293835963.pdf>. (in Russian).
9. Mishuev A.V. *Vozdushnaya udarnaya volna v sooruzheniyakh* [Air shock wave in structures]. Ed. 2, Moscow, MGSU, 2015, 408 p. (in Russian).
10. Nigmatullin I.V., Vishnev A.V. and Nigmatullin V.S. *Patent 2408788 RU, MPK E21F5 / E21F17/103. Spособ zashchity ot udarnoy vozdushnoy volny i produktov vzryva* [Patent 2408788 RU, IPC E21F5 / E21F17/103. The way to protect against shock air and explosion products]. (in Russian).
11. Bazhenova T.V., Gvozdeva L.G. and Nettleton M.A. *Unsteady interactions of shock waves*. Progress in Aerospace Sciences, 1984, vol. 21, pp. 249-331. DOI 10.1016/0376-0421(84)90007-1.
12. Stanyukovich K.P. *Neustanovivshiesya dvizheniya sploshnoy sredy* [Unsteady motion of a continuous medium]. Moscow, Nauka, 1971, 856 p. (in Russian).
13. Orlenko L.P. ed. *Fizika vzryva*. [Physics of explosion]. Ed. 3, Moscow: FIZMATLIT, 2002, vol. 1, 832 p.
14. Bazhenova T.V. and Gvozdeva L.G. *Nestatsionarnoe vzaimodeystvie udarnykh voln*. [Nonstationary interaction of shock waves]. Moscow, Nauka, 1977, 274 p.

Рецензент: Беліков А. С., д-р техн. наук, проф.

Надійшла до редколегії: 10.04.2018 р.