
ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЕ НЕУСТОЙЧИВОСТИ. УДАРНО-ВОЛНОВОЕ ПЫЛЕНИЕ HYDRODYNAMIC INSTABILITIES. SHOCK-WAVE EJECTA

ЭВОЛЮЦИЯ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ГРАНИЦЕ ГАЗОВ ПОД ДЕЙСТВИЕМ НЕУСТОЙЧИВОСТИ РЭЛЕЯ – ТЭЙЛОРА

А.А. Тяктев, А.В. Павленко, Ю.А. Пискунов, И.Л. Бугаенко, С.С. Мокрушин

РФЯЦ - ВНИИТФ им. акад. Е.И. Забабахина, Снежинск, Россия

Введение

Неустойчивость Рэля – Тэйлора [1], [2] возникает в ситуации, когда возмущенная контактная граница разноплотных сред двигается с ускорением, направленным от легкой среды к тяжелой. Тяжелая среда проникает в легкую в форме «струй», тогда как легкая в тяжелую в форме «пузырей». Формируемая таким образом зона перемешивания увеличивается со временем, имея тенденцию к неограниченному росту. В этом случае скорость, давление, температура и другие гидродинамические величины беспорядочно пульсируют, изменяясь в пространстве и во времени.

Турбулентные процессы, вызванные неустойчивостью Рэля – Тэйлора, при взрыве сверхновых, работе мишеней инерциального термоядерного синтеза [3], существенно влияют на течение в целом.

Экспериментальное изучение такого вида неустойчивости и турбулентности проводится на лабораторных установках: в основном на ударных трубах, газовых и электромагнитных пушках. В последние два десятилетия появилось много экспериментальных работ на мощных лазерных установках.

Экспериментальных исследований неустойчивости Рэля – Тэйлора с использованием газовых сред на ударных трубах относительно мало и приведены в [4], [5], [6], [7]. В этих работах волна сжатия, создаваемая поршнем [6] или фронтом пламени, движущимся с ускорением в горючей смеси [4], [5], [7] после взаимодействия с контактной границей исследуемой пары газов создает условия для развития неустойчивости Рэля – Тэйлора и турбулентному перемешиванию.

В данной работе изучается поведение контактной границы разноплотных газов на стадии влияния неустойчивости Рэля – Тэйлора, возникающей после взаимодействия с волнами разрежения, при нестационарном расширении в «вакуум».

Постановка экспериментов

Эксперименты проводились на вертикальной многофункциональной ударной трубе (МУТ) с поперечным сечением 138×138 мм², которая состояла из трех основных частей. Нижняя часть – это «вакуумный» отсек длиной 3030 мм. «Вакуумный» отсек отделялся от остальной трубы мембраной, изготовленной из трех слоев лавсановой пленки толщиной 20 мкм. В средней части трубы располагался отсек с тяжелым газом плотностью ρ_2 . Длина этого отсека равна 825 мм. Верхнюю часть трубы занимал отсек длиной 1610 мм с легким газом плотностью ρ_1 . Газы находились при нормальных условиях и разделялись жидкой разделительной мембраной толщиной ~ 1 мкм,

нанесенной на струны из лески. Струны из лески, были натянуты внутри рамки с внутренним сечением 138×138 мм². 31 струна служила образующими поверхности с амплитудой $a \sim 4$ мм и длиной волны $\lambda \sim 28$ мм. Такая поверхность задавала одномодовые синусоидальные возмущения границы раздела газов.



Рисунок 1. Схема МУТ при проведении экспериментов с волнами разрежения

В средней части трубы располагался отсек, снабженный прозрачными окнами, позволяющий проводить теневую скоростную фоторегистрацию и использовать лазерные диагностические методы исследования. Установка была оборудована датчиками давления, расположенными в отсеках с тяжелым и легким газами на расстояниях 462,5 мм и 210 мм от плоскости жидкой разделительной мембраны соответственно.

В начальный момент времени мембрана из лавсановой пленки принудительно разрывалась. После чего, волны разрежения разрушали жидкую разделительную мембрану, формируя возмущенную контактную границу исследуемых газов, и ускоряли ее в направлении вакуумного отсека.

Ускорение $g(t)$ и путь ускорения $S(t)$ контактной границы исследуемых газов рассчитывались кодом «Волна» и представлены на рис. 2а) и 2б). Расчет проводился без учета турбулентного перемешивания на контактных границах. На рисунках красной заливкой показан интервал времени соответствующий области регистрации характеристик зоны перемешивания. Черной заливкой показан интервал, на котором оптические диагностики не использовались.

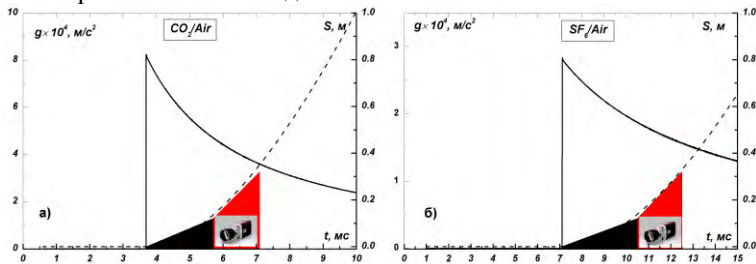


Рисунок 2. Результаты расчетов ускорения и перемещения плоской контактной границы систем газов: а) CO₂/воздух, б) SF₆/воздух

Ускорение контактной границы плавно уменьшалось со временем от максимального значения 8.2×10^4 м/с² для CO₂/воздух и 2.8×10^4 м/с² для SF₆/воздух. Диапазон регистрации зоны турбулентного перемешивания находился в пределах смещения контактной границы $120 \text{ мм} < S < 320 \text{ мм}$.

В результате ускоренного движения разноплотных сред в направлении от легкой среды к тяжелой, на возмущенной контактной границе, в результате действия неустойчивости Рэля – Тэйлора происходил рост амплитуды одномодовых синусоидальных возмущений.

Следует отметить, что в процессе эксперимента, помимо действия неустойчивости Рэля – Тэйлора происходит расширение газов, что также оказывает влияние на рост возмущений контактной границы.

На рис.3 приведено фотоизображение рамки с леской и нанесенной на нее жидкой разделительной мембраной. В экспериментах такая рамка располагалась в канале ударной трубы и разделяла исследуемые газы до проведения эксперимента.

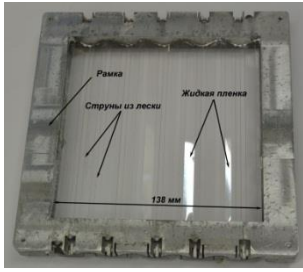


Рисунок 3. Фотоизображение рамки с леской и нанесенной на нее жидкой разделительной мембраной

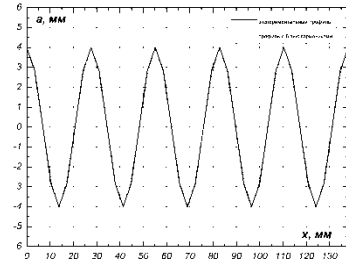


Рисунок 4. Экспериментальный профиль сечения двумерной поверхности раздела газов

Жидкая разделительная мембрана, наносилась на 31 струну из лески, натянутую внутри рамки и образовывала двумерную поверхности раздела. По координатам, заданным в чертежной документации рамки, на рис. 4 был построен профиль сечения такой двумерной поверхности (экспериментальный профиль, сплошная линия).

Фурье – анализ экспериментального профиля (рис.5) показывает доминирующую пространственную частоту в спектре, соответствующую длине волны $\lambda = 27.6$ мм, что составляет 1/5 от величины ширины канала установки $Lx = 138$ мм. Кратные частоты с соответствующими длинами волн $\lambda/3, \lambda/5, \lambda/7, \lambda/9$ и $\lambda/11$ существенно меньше по амплитуде.

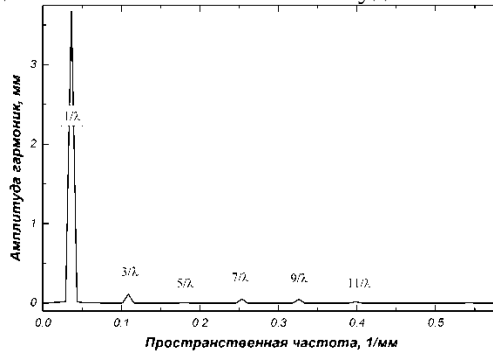


Рисунок 5. Амплитуды гармонических составляющих экспериментального профиля сечения двумерной поверхности раздела газов

На рис.4 также приведен расчетный профиль сечения двумерной поверхности по зависимости: $a(x) = \sum_{i=1,3..11} A_i * \cos(\frac{2\pi*i}{\lambda} * x)$ (профиль с 6-тью гармониками, пунктирная линия). Амплитуда A_i соответствующих гармонических составляющих приведена в таблице 1. Экспериментальный и расчетный профили удовлетворительно совпадают.

Таблица 1. Номер и амплитуда гармонических составляющих начальных возмущений

| | | | | | | |
|------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| i | 1 | 3 | 5 | 7 | 9 | 11 |
| A_i , мм | 3,677 | 0,115 | 0,008 | 0,053 | 0,051 | 0,019 |

До начала эксперимента, исследуемые газы продували соответствующие объёмы установки в течение 30 минут. Специальным устройством рамка с жидкой разделительной мембраной, размещалась в канале ударной трубы за 5 минут до окончания продувки и проведения эксперимента.

Экспериментальные результаты

По описанной выше схеме, были проведены эксперименты с системами разноплотных газов $CO_2/воздух$ (число Атвуда $A = 0.21$, 7 экспериментов) и $SF_6/воздух$ ($A = 0.67$, 6 экспериментов).

Скоростной системой шпирен фоторегистрации в каждом эксперименте были получены изображения зоны смеси. Фотоизображения, полученные в одном из экспериментов с исследуемой системой газов $\text{CO}_2/\text{воздух}$, приведены на рис.6, а с системой газов $\text{SF}_6/\text{воздух}$ на рис.7. На первом фотоизображении на рис. 6 и рис.7 указано время, прошедшее с начала ускоренного движения контактной границы. Частота съёмки равнялась 4100 кадров/с.

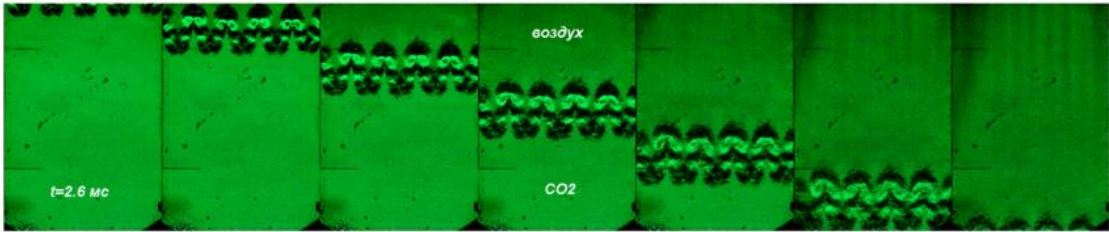


Рисунок 6. Исследуемая система газов $\text{CO}_2/\text{воздух}$, число Атвуда $A=0.21$

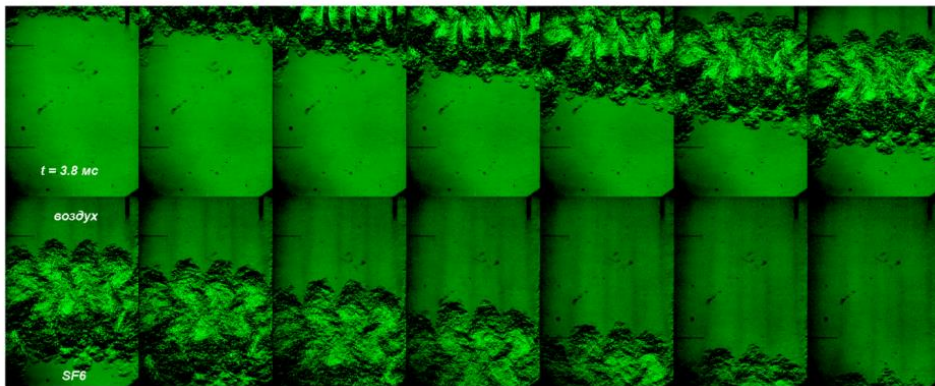


Рисунок 7. Исследуемая система газов $\text{SF}_6/\text{воздух}$, число Атвуда $A=0.67$

По фотоизображениям определены временные зависимости траектории фронтов зоны перемешивания системы газов $\text{CO}_2/\text{воздух}$ (рис. 8а)) и $\text{SF}_6/\text{воздух}$ (рис. 8б)). Полученные экспериментальные значения аппроксимированы полиномами 2 – ой степени, по которым рассчитана траектория контактной границы, обозначенная на рисунках сокращением КГ.

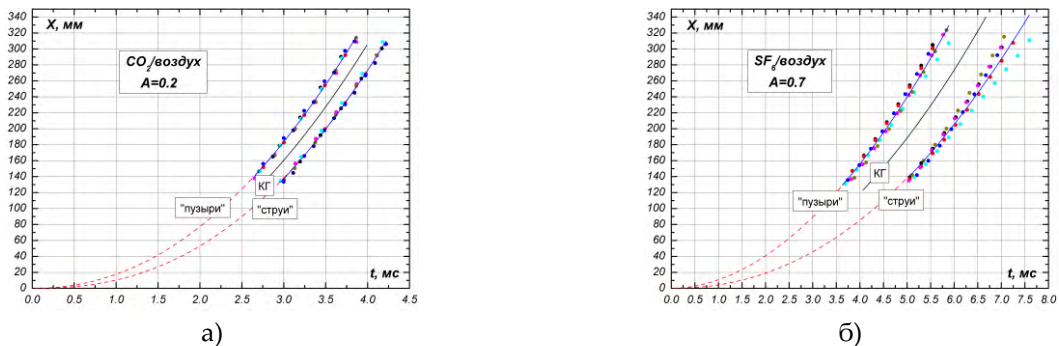


Рисунок 8. Временные зависимости траектории фронтов зоны перемешивания систем исследуемых газов а) $\text{CO}_2/\text{воздух}$, б) $\text{SF}_6/\text{воздух}$

На рис. 9 представлена оценочная временная зависимость безразмерной скорости роста зоны перемешивания α в экспериментах с исследуемыми газовыми системами. Величина α рассчитывалась по зависимости $\alpha = L/2Agt^2$. Значения ширины зоны перемешивания L брались из эксперимента, число Атвуда составляло $A=0.2$ для $\text{CO}_2/\text{воздух}$ и $A=0.64$ для $\text{SF}_6/\text{воздух}$, ускорение g

рассчитывалось из динамики развития зоны перемешивания и составляло 46.1 мм/мс^2 для $\text{CO}_2/\text{воздух}$ и 15.9 мм/мс^2 для $\text{SF}_6/\text{воздух}$.

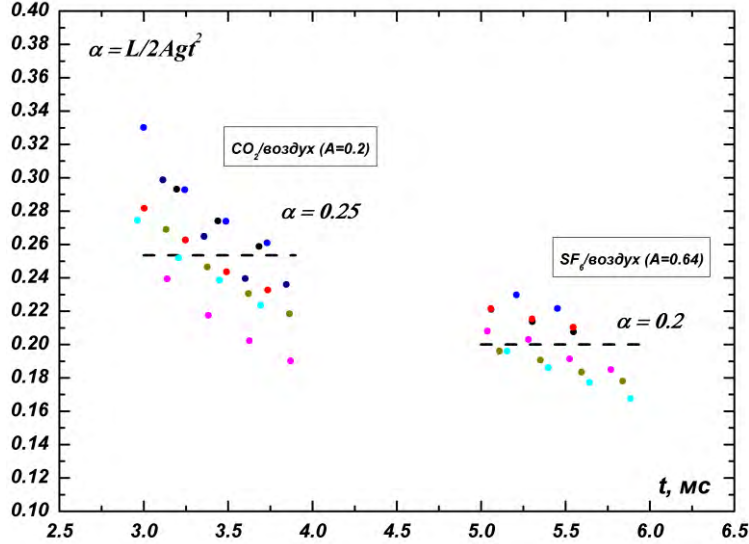


Рисунок 9. Временная зависимость коэффициента α для исследуемых газовых систем

В случае числа Атвуда $A=0.2$, среднее значение величины $\alpha = 0.25$; при $A=0.64$, среднее значение величины $\alpha = 0.2$.

Несколько экспериментов было проведено при совместной регистрации зоны перемешивания шпирен методом и методом «лазерный лист». В эксперименте методом «лазерный лист» мы получали одно фотоизображение внутренней структуры сформировавшихся вихрей, а шпирен методом несколько фотоизображений интегральной картины зоны перемешивания. В данной работе, фотоизображения, полученные методом «лазерный лист» были получены для качественного сравнения с интегральной картиной исследуемого течения. Это показано на рис. 10, где приведены фотоизображения в эксперименте с системой $\text{CO}_2/\text{воздух}$. Аналогичный результат на различные моменты времени развития периодических возмущений с системой $\text{SF}_6/\text{воздух}$ приведен на рис. 11. Каждая пара фотоизображений получена в разных экспериментах.

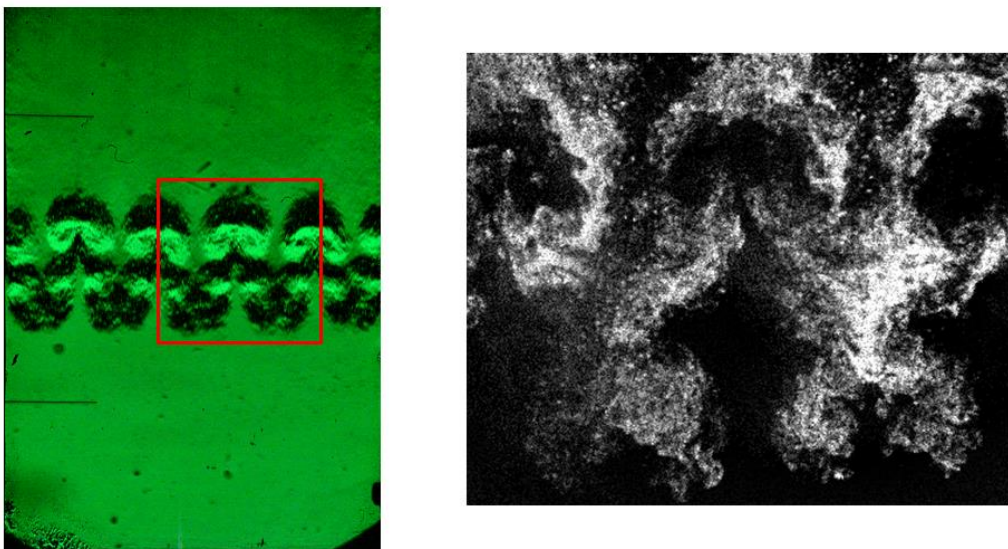


Рисунок 10. Фотоизображения зоны турбулентного перемешивания, полученные шпирен методом и методом «лазерный лист» с системой $\text{CO}_2/\text{воздух}$

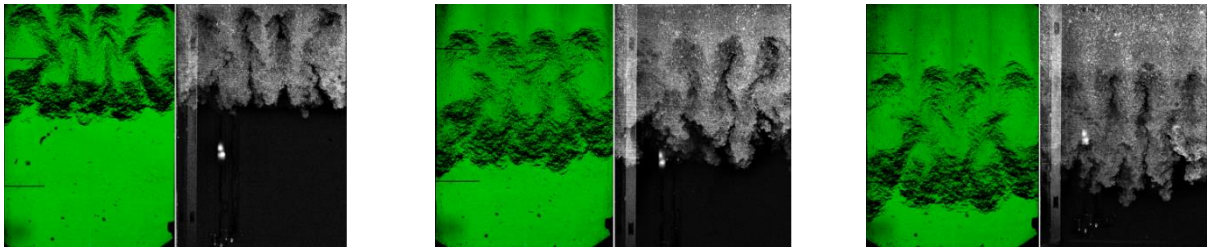


Рисунок 11. Фотоизображения зоны турбулентного перемешивания, полученные шпирен методом и методом «лазерный лист» на различные моменты времени с системой SF₆/воздух

Заключение

На многофункциональной ударной трубе проведены эксперименты по исследованию периодических возмущений контактной границы газовых сред, развивающихся под действием неустойчивости Рэля – Тэйлора при нестационарном расширении в «вакуум». На контактной границе разноплотных газов возмущения задавались жидкой разделительной мембраной синусоидальной формы амплитудой ~ 4 мм и длиной волны ~ 28 мм. Использовались газовые системы с начальными числами Атвуда 0.21 и 0.67. Ускорения контактных границ превышало 10³g₀. Картина течения визуализировалась скоростным шпирен методом и методом «лазерный лист».

Результатом экспериментов являются временные зависимости положений границ зоны турбулентного перемешивания и эволюции ширины зоны турбулентного перемешивания на регистрируемом участке для обеих исследуемых систем газов.

В случае числа Атвуда $A=0.2$, среднее значение величины $\alpha = 0.25$; при $A=0.64$, среднее значение величины $\alpha = 0.2$

Фотоизображения, полученные методом «лазерный лист», показывают, что зона перемешивания не достигла турбулентной стадии, а развитие возмущений с $a/\lambda = 1/7$ находится на нелинейной стадии. Это объясняет «высокие» значения величины α .

Продолжение экспериментальной работы будет направлено на исследование развития возмущений с момента прихода волн разрежения на контактную границу разноплотных газов. Метод «лазерного листа» планируется усовершенствовать до метода PIV, позволяющего получать одномоментное поле скорости вещества в зоне перемешивания.

Список литературы

1. Lord Rayleigh. Investigation of the character of the equilibrium of an incompressible heavy fluid of variable density // Proceedings of the London mathematical society. 1883. Vol. 14. pp. 170-177.
2. Taylor G.I. The instability of liquid surfaces when accelerated in a direction perpendicular to their planes // Proc. R. Soc. London. 1950. Vol. 201. No. 192.
3. Clark D.S., Milovich J.L., Salmonson J.D., Kritcher A.L., Weber C.R., Haan S.W., Hammel B.A., Hinkel D.E., Hurricane O.A., Marinak M.M., Sepke S.M. High resolution 3-D modeling of inertial confinement fusion implosions on the National Ignition Facility // Proceedings of the 15th IWPCTM. Sydney. 2016.
4. Зайцев С.Г., Кривец В.В., Титов С.Н., Чеботарева Е.И. Возбуждение турбулентности в процессе ускоренного движения стратифицированных газов разной плотности // Труды международной конференции V Забобахинские научные чтения. Снежинск. 1999. pp. 409-414.
5. Кривец В.В., Чеботарева Е.И., Титов С.Н., Зайцев С.Г. Численные и экспериментальные исследования неустойчивости Рэля-Тейлора в сжимаемых средах // Труды международной конференции V Забобахинские научные чтения. Снежинск. 1999. pp. 547-551.
6. Kucherenko Y.A., Shestachenko O.E., Piskunov Y.A., Sviridov E.V., Medvedev V.M., Baishev A.I. Experimental Investigation into the evolution of turbulent mixing of gases by using the Multifunctional Shock Tube // Proceedings of the 8th IWPCTM. Pasadena. 2001.

7. Чеботарева Е.И., Кривец В.В., Титов С.Н. Экспериментальное исследование перемешивание газов разной плотности под влиянием суперпозиции падающих и отраженных волн // Известия РАН Энергетика. 2010. № 5. С. 97-102.

ВОДОРОДО-ВОЗДУШНЫЕ ПЛАМЁНА ПОД ДЕЙСТВИЕМ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ НЕУСТОЙЧИВОСТЕЙ

Н.Б.Аникин, В.А.Симоненко, А.В.Павленко, А.А.Тяктев, И.Л.Бугаенко, Ю.А.Пискунов

РФЯЦ - ВНИИТФ им. акад. Е.И. Забабахина, Снежинск, Россия

Аннотация

В работе представлено обширное экспериментальное исследование гидродинамических неустойчивостей в пламёнах в бедных водород-воздушных смесях, выполненное на ударной трубе квадратного сечения со стороной 138 мм. Получена информация о влиянии неустойчивости Релея-Тейлора на развитие пламен, как под действием стоячих акустических волн, генерируемых самим пламенем, так и в условиях наложения поля искусственной гравитации, создаваемого воной разрежения.

Выделены два режима развития турбулентного пламени – выпуклые и вогнутые пламена. Режимы разделяются по концентрации смеси. Ниже 16 % водорода в воздухе реализуется режим выпуклых, а выше 16 % водорода – вогнутых пламен. При концентрации 16% водорода реализуется переходный режим периодического, осциллирующего пламени. Развитие пламени в переходном режиме управляется неустойчивостью Релея-Тейлора.

Воздействие поля гравитации на бедные водород-воздушные пламёна исследовалось в волне разрежения, которая генерировалась при расширении газовой среды в вакуум. Наложение поля искусственной гравитации резко интенсифицировало развитие неустойчивости, при концентрации 16% водорода. В более бедных и в более богатых смесях под действием волны разрежения неустойчивость развивалась гораздо медленнее.

Развитие водородо-воздушного пламени под действием акустической неустойчивости

Эксперименты проводились в двух конфигурациях трубы, более сложная из которых (№2) показана на рисунке 1.

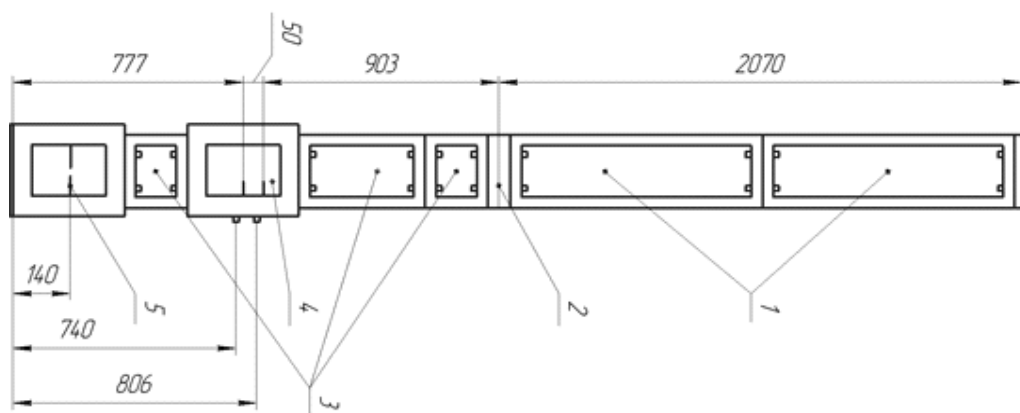


Рисунок 1. Схема ударной трубы в конфигурации №2. 1- вакуумированные секции, 2- секция с управляемой мембраной, 3- секции, заполненные семью водородом с воздухом, 4 - измерительная секция, 5- искровой зазор