

случае нестационарной постановки задачи несколько запаздывает по сравнению с развитием процесса гетерогенного воспламенения для модели квазистационарного пограничного слоя. Из графиков рис. 2 следует, что времена индукции, отвечающие точкам перегиба кривых 1 и 2, мало отличаются друг от друга, т. е. погрешность времени индукции, найденного в квазистационарном приближении, невелика.

Поступила в редакцию
3/V 1973

ЛИТЕРАТУРА

1. В. М. Пасконов, Ю. В. Полежаев. Сб. «Численные методы в газовой динамике», вып. 2. Изд. МГУ, 1963.
2. В. М. Пасконов, Н. В. Рабинькина. Сб. «Численные методы в газовой динамике», вып. 4. Изд. МГУ, 1965.
3. В. М. Пасконов. Сб. «Вычислительные методы и программирование», вып. 11. Изд. МГУ, 1968.
4. K. T. Ja ng. J. Aerospace Sci., 1959, 10.
5. У. Х. Дорренс. Гиперзвуковые течения вязкого газа. М., «Мир», 1966.
6. Я. Б. Зельдович, А. Д. Мышкис. Элементы прикладной математики. М., «Наука», 1972.
7. Д. А. Франк-Каменецкий. Диффузия и теплопередача в химической кинетике. М., «Наука», 1967.
8. Е. С. Щетинков. Физика горения газов. М., «Наука», 1965.
9. Я. Б. Зельдович. ЖЭТФ, 1939, 12.
10. А. М. Гришин, А. Я. Кузин, А. Н. Субботин. Матер. 2-й научной конф. по математике и механике. Изд. ТГУ, 1972.
11. Б. И. Резников, Ю. И. Смыслов. ПМТФ, 1964, 1.
12. P. L. Chambré. J. Chem. Phys., 1956, 25, 3.
13. А. М. Гришин. ИФЖ, 1970, 19, 1.
14. А. М. Гришин. Математическое моделирование некоторых нестационарных аэрохимических явлений. Изд. ТГУ, 1973.
15. А. М. Гришин, Е. М. Игнатенко, Н. А. Игнатенко. 2-й Всесоюзный симпозиум по горению и взрыву (авторефераты докладов), Черногоровка, 1969.

УДК 629.7.018.3

ОБТЕКАНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ С БОЛЬШОЙ СКОРОСТЬЮ ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛ СМЕСЬЮ ВОДОРОДА С КИСЛОРОДОМ

С. Ю. Чернявский, Н. Н. Баулин, А. С. Мкртумов
(Москва)

В работе [1] приведены результаты теоретического исследования обтекания затупленных тел, движущихся с гиперзвуковой скоростью в горючей смеси газов. В предположении о бесконечно тонкой зоне тепловыделения перед головной частью тела возникает пересжатая волна детонации, которая, постепенно ослабевая, переходит на некотором удалении от тела к режиму Чепмена — Жуге и в таком режиме распространяется на неограниченное расстояние. Однако в большинстве экспериментальных исследований [1—5] при выстреливании тел в водородно-воздушную или водородно-кислородную смесь наблюдались режимы обтекания с распадом головной пересжатой детонационной волны на адиабатический скачок уплотнения и фронт медленного горения (стационарный или колеблющийся) и режимы пульсационного горения за головным адиабатическим скачком.

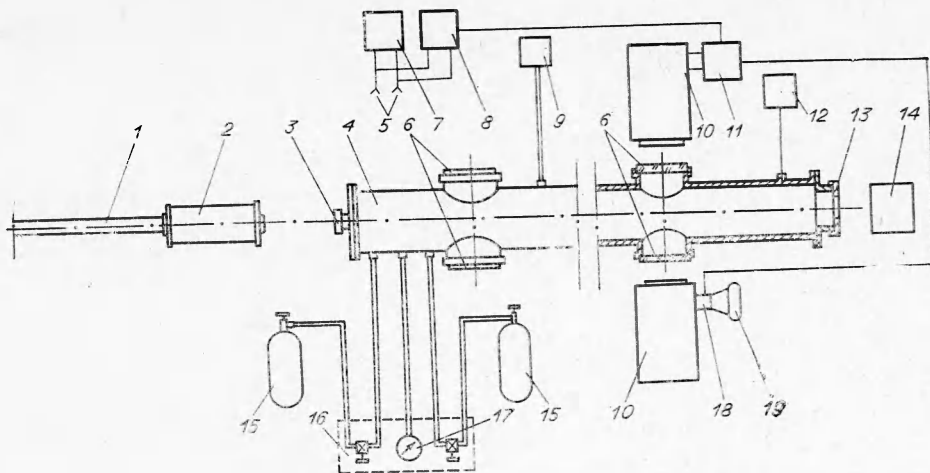


Рис. 1.

Для определения условий существования стационарной детонационной волны было проведено экспериментальное исследование влияния давления смеси и скорости тела на картину обтекания.

Исследования проводились на установке, схематически изображенной на рис. 1. Метание моделей осуществлялось с помощью легкогазовой пушки, выходная часть ствола которой 1 снабжена приспособлениями 2 для устранения механического и светового воздействия дульных газов на регистрирующие системы установки. Герметизированная баллистическая трасса, заполненная горючей смесью газов, представляла собой цилиндрическую металлическую камеру 4 длиной 4 м, внутренним диаметром 350 мм, оборудованную оптическими окнами 6 и узлами крепления входной 3 и выходной 13 диафрагм. Входная диафрагма диаметром 40 мм, толщиной 0,1 мм была изготовлена из полиэтилена. Выходная диафрагма из латунной фольги имела диаметр 160 мм и толщину 0,1 мм. Обе диафрагмы выдерживали перепад давления 1 ат. Во время проведения эксперимента после установки диафрагм баллистическая трасса откачивалась форвакуумным насосом 9 типа ВН-6Г до давления $10^{-1} \div 5 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст. Остаточное давление фиксировалось термоманометром 12. После откачки трасса заполнялась исследуемыми газами из баллонов 15 до заданного давления, которое регистрировалось манометром 17 с точностью 1%. Заполнение трассы газами осуществлялось дистанционно с пульта 16 для защиты персонала от возможного взрыва горючей смеси. Равномерное перемешивание газов в баллистической трассе достигалось заполнением ее через несколько удаленных друг от друга штуцеров, а также последующим длительным выдерживанием в заполненном состоянии.

После подготовки баллистической трассы производилось метание модели. С помощью оптических и радиотехнических устройств измерялась скорость движения модели и проводилась фоторегистрация картины обтекания ее горючей смесью газов. В силу ряда факторов, связанных с действием легкогазовой пушки, точное задание скорости выстреливаемых моделей невозможно. Для фотографирования модели в заданном сечении баллистической трассы, например, в зоне оптических окон 6 была разработана автоматическая аппаратура. Эта аппаратура состояла из двух датчиков (индукционных, фотоэлектрических), расположенных до сечения фоторегистрации и регистрирующих полет модели, системы измерения скорости модели 7 и системы синхронизации 8, управлявшей работой искрового конденсаторного источника света 11.

Датчики были подключены ко входам 5 систем измерения скорости и синхронизации. Определение скорости модели производилось по результатам измерений временного сдвига между импульсами датчиков с помощью частотомера с цифровым отсчетом типа ЧЗ-30. Ошибка при измерении скорости не превышала 1%.

В системе синхронизации сигналы датчиков запускали два ждущих генератора однократных импульсов напряжения вида $u=f(kt)$, где f — монотонно возрастающая функция, t — время, k — постоянный для каждого генератора коэффициент. Коэффициенты k_1 и k_2 первого и второго генератора связаны соотношением $\frac{k_2}{k_1} = 1 + \frac{l_1}{l_2}$ (l_1 — расстояние между датчиками, l_2 — расстояние от второго датчика до сечения фоторегистрации). Выходные напряжения генераторов сравнивались диодным дискриминатором, и при их равенстве формировался электрический сигнал для запуска искрового источника света. В результате, как нетрудно показать, запуск импульсного источника света осуществлялся после пролета моделью регистрирующих датчиков с задержкой по времени, соответствующей скорости модели и необходимой для того, чтобы модель достигала сечения фоторегистрации. В основном использовались генераторы линейного напряжения (генераторы развертки катодного осциллографа С1-33) и экспоненциальные генераторы.

В источнике света искровой разряд конденсатора происходил вдоль тонкой ламинарной струи аргона, стабилизирующей положение оси разряда в пространстве. Светящаяся зона имела размеры $10 \times 0,5$ мм. Время свечения было меньше 0,1 мкс (емкость конденсатора 3×3300 пФ, напряжение 10 кВ). Картина обтекания модели газом визуализировалась теньвым прибором 10 типа ТЕ-19 и регистрировалась фотоаппаратом 19. Для устранения засветки фотопленки продуктами детонации прибор ТЕ-19 был оборудован ячейкой Керра 18, установленной вблизи ножа. Открытие ячейки Керра осуществлялось импульсом, сформированным присоединенной к конденсатору источника света дифференцирующей RC -цепью (R — сопротивление; C — емкость цепи; $RC \approx 0,05$ мкс). Высокое качество теплерограмм обтекания моделей, полученных с экспозицией около 0,05 мкс, позволило детально изучить поле течения. После прохождения баллистической трассы модель попадала в пулеприемник 14.

Исследования проводились с моделью в форме цилиндра диаметром 12,7 мм со сферическим затуплением. Головная часть модели изготавливалась из дюралюминия, хвостовая — из пластмассы. Вес модели составлял 3,5 г. В качестве горючей смеси использовалась стехиометрическая смесь водорода с кислородом $2H_2 + O_2$ при начальных давлениях 50; 100; 186; 250 и 380 мм рт. ст. Скорость моделей v изменялась от значений, несколько меньших скорости детонации D , до величин, заметно превышающих ее. Зависимость скорости детонации от давления взята из работы [6].

На рис. 2, а, б показаны полученные в экспериментах картины обтекания моделей при скоростях, несколько меньших скорости детонации ($v = 2,57 \div 2,64$ км/с). В связи с начальным давлением 100 мм рт. ст. (рис. 2, а) реализуется режим обтекания с двумя фронтами: адиабатическим ударным фронтом и колеблющимся с большой частотой фронтом медленного горения. При начальном давлении горючей смеси 186 мм рт. ст. наблюдается режим пульсационного горения за ударной волной. В этом случае в поле течения за моделью возникает детонация (рис. 2, б). Скорость детонационной волны больше скорости модели и в конце концов детонация обгоняет модель. Картина течения, показанная на рис. 2, б, соответствует расстоянию 85 диаметров модели. Все последующие фотографии в данной работе соответствуют расстоянию 200 диаметров модели от входа в трассу.

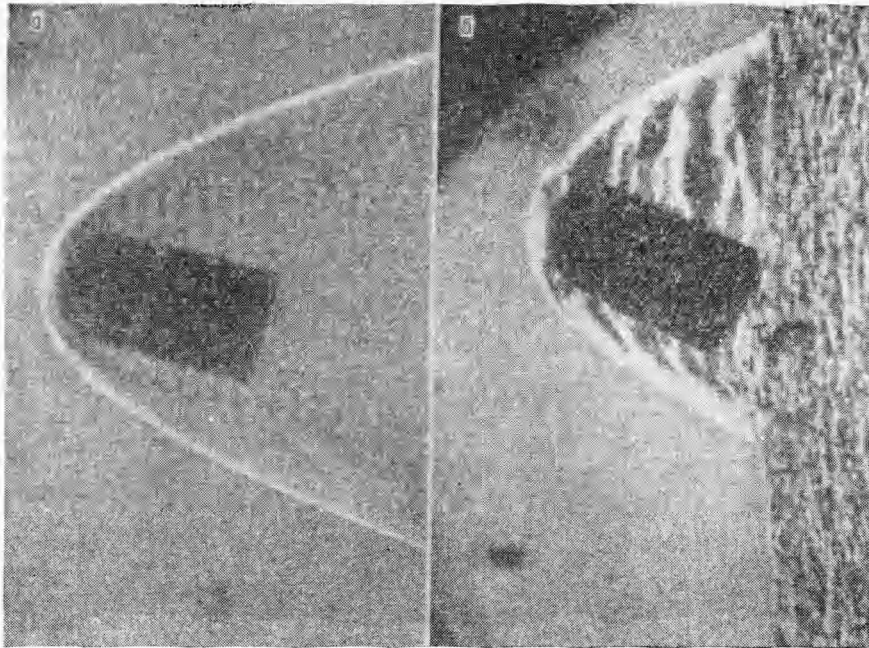


Рис. 2.

Следующая серия экспериментов (рис. 3, а, б) сделана при скоростях модели, несколько больших скорости детонации для исследованного диапазона давлений газовой смеси ($v=2,80\div 2,88$ км/с). При начальном давлении 186 мм рт. ст. обнаружен не отмечавшийся ранее режим обтекания модели (рис. 3, а): небольшая зона с адиабатическим ударным фронтом и пульсирующим горением за ним; за этой зоной движется детонационная волна ($D=2,76$ км/с). При повышении начального давления горючей смеси до 250 мм рт. ст. детонационная волна начинается непосредственно от головной части модели (рис. 3, б) ($D=2,77$ км/с). Скорость распространения детонационных волн по нормали к их поверхности на участках детонационного фронта с прямолинейной образующей v_n (2,7 км/с — рис. 3, а; 2,66 км/с — рис. 3, б) совпала или оказалась лишь немного (на 3,5%) ниже скорости детонации, полученной в ударной трубе или расчетным путем [6] для аналогичных давлений смеси. Такое совпадение позволяет говорить о стационарном характере описанных режимов обтекания моделей.

Увеличение скорости модели до величины 3,06 км/с при начальном давлении смеси 186 мм рт. ст. вызвало резкое изменение картины обтекания. Детонационная волна уже не возникает в зоне течения, непосредственно прилегающей к модели, а движется в направлении полета модели с нормальной скоростью детонации. Режим обтекания со стационарной детонационной волной при увеличении скорости модели сохраняется, если одновременно повысить давление горючей смеси, уменьшив этим влияние эндотермических процессов, связанных с диссоциацией (рис. 4, а).

На рис. 4, б представлена картина обтекания модели, движущейся со скоростью 3,3 км/с в смеси с давлением 380 мм рт. ст., $v_n=2,81$ км/с, $D=2,81$ км/с. В этих условиях осуществляется обтекание с детонационной головной волной, которая на некотором удалении от тела распространяется в режиме Чепмена — Жуге.

Авторы выражают благодарность Г. Г. Черному за помощь в постановке задачи, постоянное внимание к работе и обсуждение ее

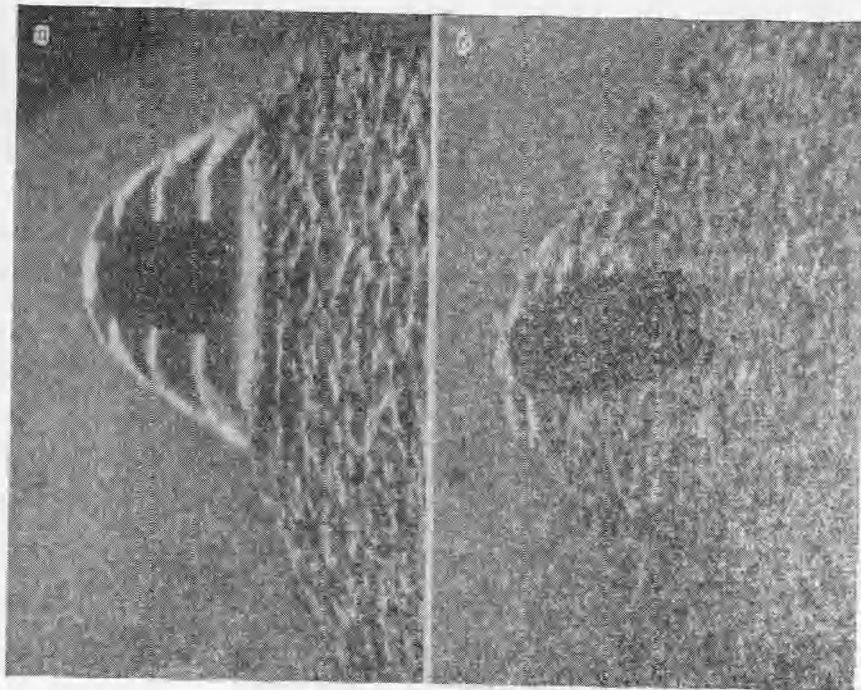


Fig. 3.

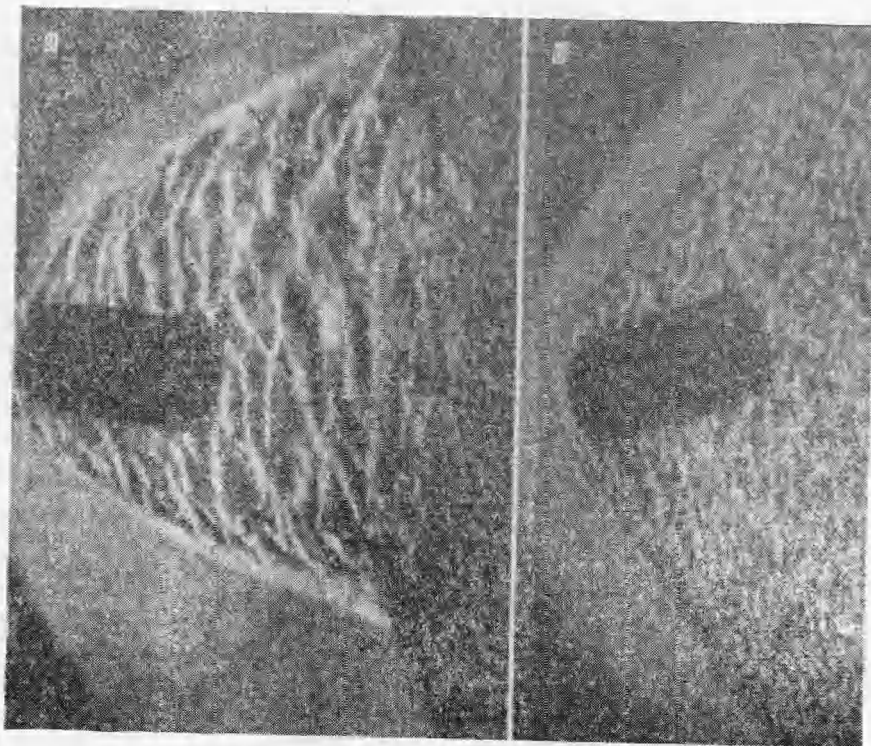


Fig. 4.

результатов, а также П. М. Рыбину и Ю. Н. Урбановичу за помощь при проведении экспериментальных исследований.

Поступила в редакцию
10/VII 1973

ЛИТЕРАТУРА

1. Г. Г. Черный. *Astronautica Acta*, 1968, 13, 5.
2. A technique for studying supersonic combustion in the vicinity of a hypersonic missile, *Nat. Bur. Stand. techn. news bull.*, v. 44, 1960.
3. H. Behrens, W. Struth, F. Wecken. Tenth Symposium (International) on Combustion, 1965.
4. R. L. Alpert, T.—Y. Toog. *Astronautica Acta*, 1972, 17, 4.
5. H. F. Lehr. *Astronautica Acta*, 1972, 17, 4.
6. И. Вагнер. В сб. «Основные результаты экспериментов на ударных трубах». М., 1963.

УДК 536.46

ОБ УСТОЙЧИВОСТИ ГОРЕНИЯ ПОРОХА, ОБДУВАЕМОГО ПОТОКОМ ГАЗА

А. Г. Истратов, В. Б. Либрович, Г. М. Махвиладзе
(Москва)

Анализ погашенных зарядов пороха [1] показывает, что его поверхность покрыта неровностями, имеющими более или менее выраженную периодичность. В связи с этим в работе [2] были построены приближенным методом волновые решения задачи, в которой учитывался снос продуктов газификации пороха газовым потоком, обтекающим горящую поверхность. При этом, однако, не было принято во внимание изменение структуры зоны газового пламени под воздействием искривлений поверхности и за счет течения газа вдоль нее. Кроме того, остался открытым вопрос об области параметров, в которой эти решения могут быть осуществимы. Отметим, что волновые решения малой амплитуды естественно возникают также при исследовании устойчивости горения пороха по отношению к двумерным возмущениям его поверхности, если в окрестности границы устойчивости характеристическая частота системы является комплексной; связь же параметров на границе устойчивости определяет область существования волновых решений.

Приводившиеся ранее исследования устойчивости [3—6] касались, главным образом, одномерных возмущений в отсутствие потока вдоль поверхности горения. Между тем, искривления поверхности пороха и газовый поток существенно влияют на структуру зоны газового пламени над поверхностью пороха и, таким образом, на границу устойчивого горения.

В настоящей работе анализируется устойчивость горения пороха к двумерным возмущениям при наличии потока газов, омывающего горящую поверхность. Исследование проводилось для конкретной модели стационарного горения порохов и взрывчатых веществ, предложенной А. Ф. Беляевым и Я. Б. Зельдовичем [3, 7], в которой над поверхностью пороха имелось газовое пламя с узкой зоной химической