

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГАЗОВОЙ ДЕТОНАЦИИ В УПРАВЛЯЕМОМ ЧАСТОТНОМ РЕЖИМЕ (ОБЗОР)

Т. В. Баженова, В. В. Голуб

Институт теплофизики экстремальных состояний Объединенного института высоких температур РАН
125412 Москва, bazhenova@ihed.ras.ru

В обзоре рассмотрены научные проблемы, возникающие в связи с созданием различных устройств с использованием детонации в управляемом частотном режиме (пульсирующая детонация). Частота циклов может варьироваться путем независимого инициирования детонации контролируемой системой поджига. Рассмотрены проблемы инициирования детонации применительно к частотному режиму: прямое инициирование, переход от дефлаграции к детонации, переход сформированной в узком канале детонационной волны в широкий канал. Рассмотрен вопрос о возможности использования термохимической конверсии в устройствах с пульсирующей детонацией. Приведены примеры применений на практике устройств с пульсирующей детонацией (пульсирующий детонационный двигатель, использование пульсирующей детонации для сверления и дробления пород, освобождение резины от металлокорда в изношенных автопокрышках).

Ключевые слова: детонация, частотный режим, инициирование детонации, термохимическая конверсия, пульсирующий детонационный двигатель.

ВВЕДЕНИЕ

Использование газовой детонации обосновано стремлением наиболее эффективно преобразовать химическую энергию топлива в кинетическую энергию. Преимущество детонационного режима горения по сравнению с дефлаграционным состоит в более быстром выделении энергии. Это позволяет проектировать двигатели с высокой удельной мощностью. При детонационном сжигании кислородоводородной газовой смеси удельная мощность энерговыделения может на порядок превосходить удельную мощность ракетных кислородоводородных двигателей. Параметры газа при детонационном сжигании во много раз больше, чем при обычном сжигании.

Использование детонации в камере сгорания предполагает воздействие продуктов детонации на некоторую рабочую поверхность. При детонации резко возрастает давление продуктов сгорания, импульс давления воздействует на рабочую поверхность. Затем продукты сгорания расширяются, охлаждаются и выбрасываются в окружающее пространство, освобождая объем для новой порции газов. В пульсирующем детонационном устройстве цикл повторяется с определенной частотой.

Преимущество пульсирующего детонационного устройства состоит в том, что в нем ис-

пользуется цикл, близкий к термодинамическому циклу при постоянном объеме. На это впервые указал Я. Б. Зельдович [1].

Наиболее интересным применением пульсирующего детонационного устройства является пульсирующий детонационный двигатель (ПДД).

Проблема пульсирующей детонации широко обсуждалась в научной литературе [2–7]. Специальные сессии конференций были посвящены этой проблеме [8–11]. Было выяснено, что идеализированная схема процессов в ПДД, положенная в основу расчетов, сильно отличается от реальности. Отметим основные трудности, над преодолением которых работают научные коллективы.

1. В основу расчетов тяги ПДД закладывается представление о том, что в камере возникает стационарная детонация (режим Чепмена — Жуге). В реальности после поджига смеси переход дефлаграции в детонацию происходит на значительном расстоянии. Полученная в экспериментах скорость образовавшейся детонационной волны не сразу достигает значений скорости стационарной детонации Чепмена — Жуге [12].

2. Экспериментальные исследования многоимпульсной детонации ограничены сильным нагревом камеры.

3. Смешение вводимых топлива и окис-

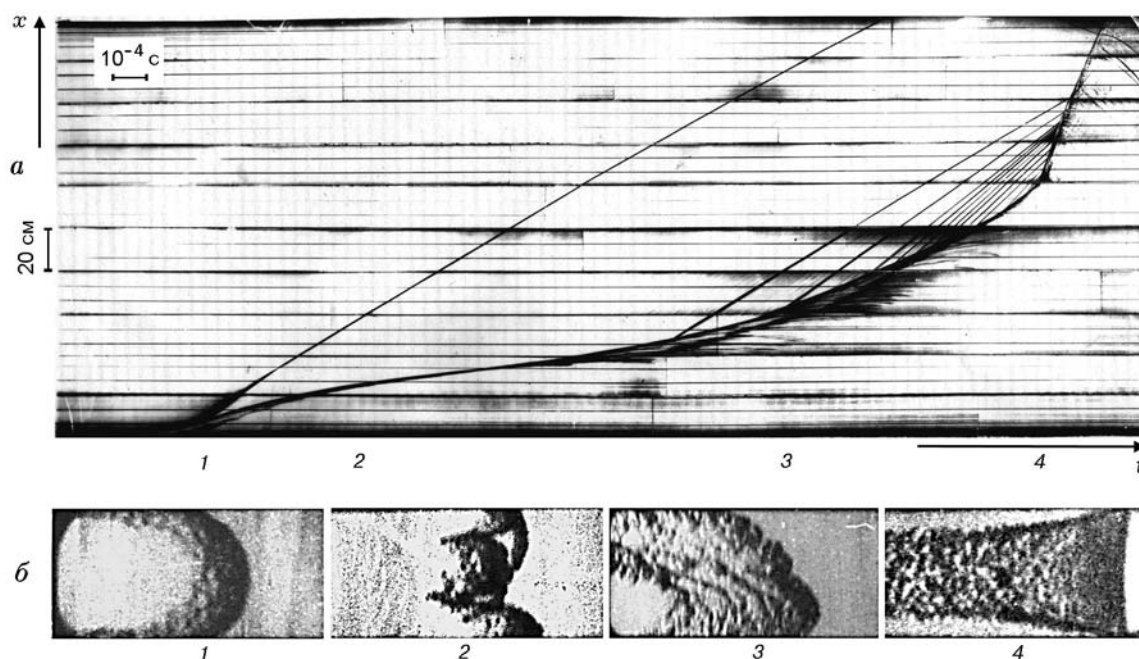


Рис. 1. Временная развертка теневой картины движения фронта пламени и ударных волн при формировании детонации в трубе (*a*), покадровая съемка теневой картины фронта пламени (*б*): 1–4 — номера кадров, полученных в моменты времени от начала процесса, отмеченные на развертке

лителя происходит не мгновенно, необходимы специальные меры для уменьшения пути смешения.

В данном обзоре мы остановимся на двух первых проблемах из перечисленных выше, связанных с изучением ПДД. Вопрос об интенсификации смешения требует отдельного рассмотрения.

ИНИЦИИРОВАНИЕ ДЕТОНАЦИИ

Переход от дефлаграции к детонации

Детонация формируется при распространении пламени в трубе в результате ускорения и сжатия смеси перед фронтом пламени. Расстояние, на котором происходит переход дефлаграции в детонацию, ограничивает возможность использования детонации в частотном режиме, поэтому рассмотрим подробнее механизм возникновения детонации при движении пламени в канале. На рис. 1, *a* приведена временная развертка движения фронта пламени в трубе длиной 2 м и диаметром 4 см [13, 14]. Процесс формирования детонации в данных условиях хорошо воспроизводился, что дало возможность смонтировать траектории фронта

пламени и волн сжатия, полученные в разных опытах при фоторегистрации теневой картины процесса последовательно на разных участках трубы. Дополнительно были получены серии мгновенных фотографий теневой картины в канале квадратного сечения трубы на каждом ее участке с частотой 40 000 кадр/с. Наиболее характерные кадры приведены на рис. 1, *б*. На рис. 1, *a* отмечены номера кадров, полученных в соответствующие моменты времени от начала процесса. Анализ развертки в сочетании с теневыми фотографиями фронта пламени позволил построить следующую картину перехода от дефлаграции к детонации при распространении пламени в трубах.

После зажигания смеси у торца трубы возникает слабая звуковая волна, которая не влияет на формирование детонации. На начальной стадии фронт пламени имеет выпуклую менискообразную форму (кадр 1 на рис. 1, *б*). По мере распространения пламени и увеличения объема, занятого сгоревшей смесью, выталкивающее действие продуктов реакции уменьшается, что обуславливает замедление фронта пламени. Когда давление за фронтом пламени становится меньше давления перед фронтом, возникает поток газа, направление которого проти-

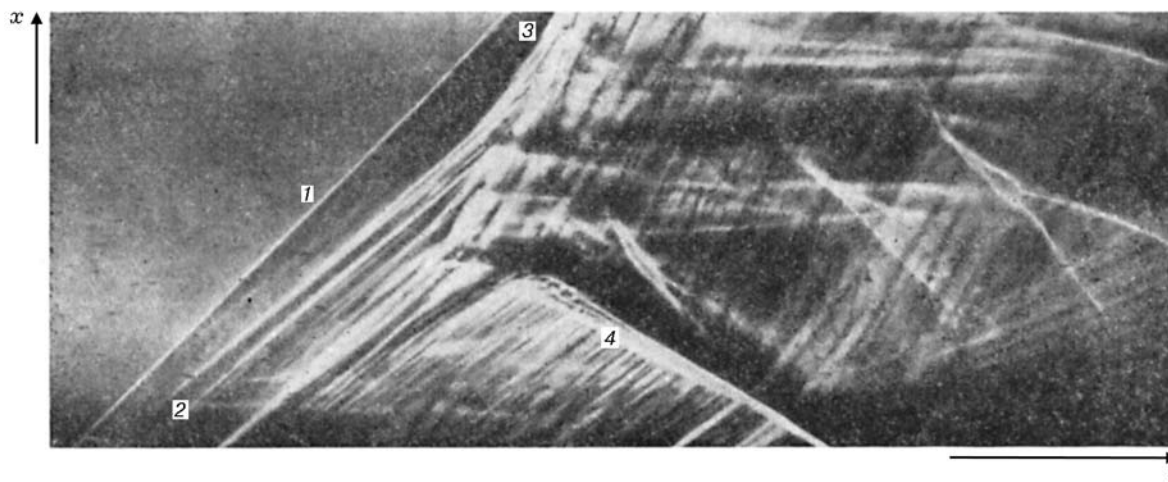


Рис. 2. Временная развертка теневой картины возникновения детонации за фронтом воспламеняющей ударной волны ($\text{H}_2 + \text{O}_2$, $p_0 = 0,1$ атм, $M_0 = 3,8$):

1 — ударная волна, 2 — очаги воспламенения, 3 — волна детонации, 4 — волна ретонации

воположно направлению распространения пламени. Фронт пламени приобретает тюльпанообразную форму (кадр 2 на рис. 1, б), общая поверхность фронта пламени увеличивается, и скорость пламени начинает снова расти. Форма фронта пламени приобретает несимметричный относительно оси трубы вид (кадр 3 на рис. 1, б). Это связано с тем, что более тяжелая свежая смесь растекается по нижней поверхности трубы, а продукты сгорания, будучи более легкими, стремятся расположиться в ее верхней части. Вследствие влияния силы тяжести возникают конвективные токи, увеличивающие скорость пламени в верхней части и уменьшающие ее в нижней части камеры. В этой стадии перед ускоренно распространяющимся фронтом пламени формируется большое количество возмущений, образующих ударные волны в непосредственной близости перед фронтом. Пламя распространяется по смеси, возмущенной ударными волнами. Расчет состояния газа за серией ударных волн, видимых на фоторазвертке (см. рис. 1, а), показывает, что в объеме перед фронтом пламени температура смеси становится близкой к температуре самовоспламенения. В условиях высокой температуры и давления за ударными волнами процесс сгорания происходит настолько быстро, что для образования детонационного фронта нет необходимости в слиянии ударной волны и фронта пламени. На стадии, непосредственно предшествующей переходу в дето-

нацию, ударный разрыв и фронт пламени составляют единый комплекс, перемещающийся с одной скоростью. За фронтом пламени вытягивается длинный кометообразный хвост, в котором идет догорание (кадр 4 на рис. 1, б).

Для объяснения механизма перехода дефлаграции в детонацию выдвинуты различные механизмы. В работе [15] ускорение пламени рассматривается как результат турбулизации газа перед фронтом пламени. В [16] выдвинута идея «взрыва во взрыве», опирающаяся на описанное выше явление самовоспламенения смеси за ударной волной. В [17] рассматривается механизм градиентного ускорения пламени. В работе [18] исследовано влияние на переход от дефлаграции к детонации таких факторов, как турбулизация потока, изменение температуры и состава горючей смеси. Исследовано также влияние возбуждения электронного состояния молекул кислорода с помощью электрического разряда на переход от дефлаграции к детонации [19].

Иницирование детонации за слабыми ударными волнами

Процесс иницирования детонации за ударными волнами в ударных трубах хорошо изучен [14, 20, 21]. Если температуры и давления за ударной волной недостаточно для мгновенного воспламенения газовой смеси, то после разрыва диафрагмы развивается такое же течение, как в инертном газе. Через неко-

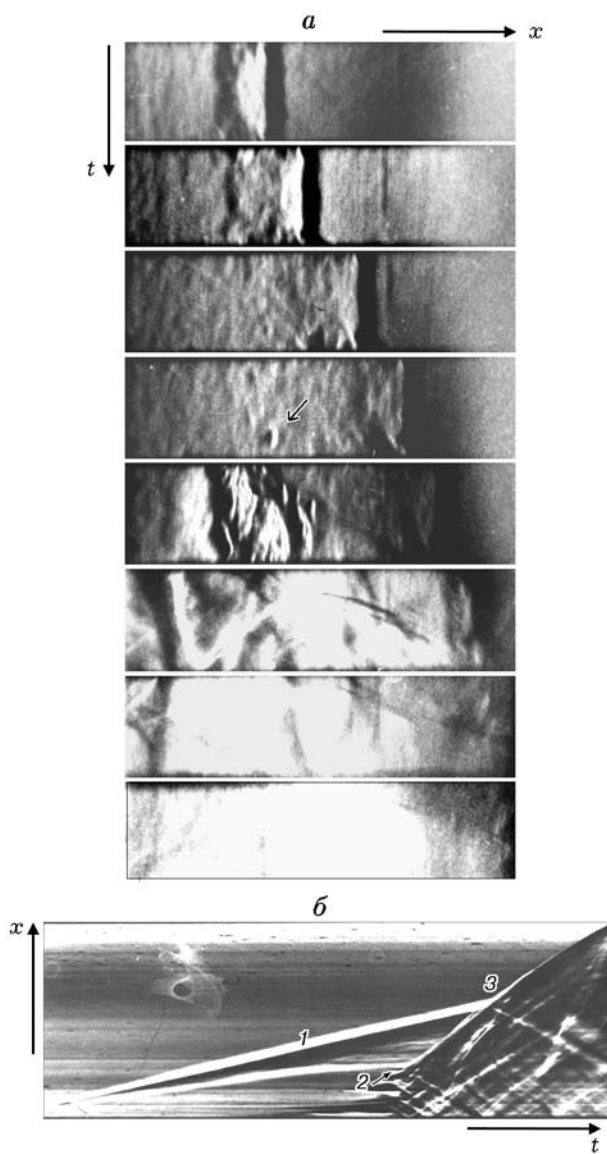


Рис. 3. Образование очагов воспламенения и детонации при отражении ударной волны от торца трубы:

1 — отраженная ударная волна, 2 — очаги воспламенения, 3 — волна детонации ($\text{H}_2 + \text{O}_2$, температура смеси за отраженной волной 900 К)

торое время в слоях смеси, примыкающих к контактной поверхности, возникают очаги воспламенения, заметные по возмущениям плотности. Очаги, возникшие в конечном объеме газа, вскоре образуют границу между сгоревшим и несгоревшим газом — фронт горения. Возле контактной поверхности образуется область повышенного давления сгоревшего газа. Впереди этой области возникают волны сжатия. В условиях неоднородной и дополнитель-

но нагретой области между ударной волной и фронтом горения наступает взрывное воспламенение. Ударная волна резко ускоряется, скорость ее приближается к скорости детонации. При этом назад по продуктам горения также распространяется волна сжатия (волна ретонации). В некоторых случаях детонационный фронт может возникнуть на некотором расстоянии от фронта воспламеняющей ударной волны (рис. 2).

При отражении ударной волны от препятствия или от торца трубы очаги воспламенения образуются в смеси, дополнительно нагретой отраженной ударной волной (рис. 3). В результате слияния очагов возникают дополнительные взрывные волны, которые формируют волну детонации в газе за отраженной ударной волной.

Прямое инициирование детонации за сильными ударными волнами

Ударная волна, инициирующая детонацию, может быть создана в канале при мощном выделении энергии в источнике зажигания [22]. Детонация возникает, если выделение энергии во времени и пространстве организовано таким образом, что амплитуда возникающей при этом ударной волны больше амплитуды детонационной волны в режиме Чепмена — Жуге. При этом химические реакции должны завершиться за время положительной фазы давления во взрывной волне. В противном случае критическая (минимальная) энергия инициирования становится зависимой от мощности источника и времени выделения энергии (рис. 4, [23]).

При прямом инициировании детонации возникает необходимость сокращения пути смешения компонентов топлива при отдельной подаче горючего и окислителя. Применение специальных инжекторов позволило получить детонацию на расстоянии $1 \div 2$ диаметров канала от точки выделения энергии [24].

Инициирование детонации в широком канале при переходе в него сформировавшейся детонации в узком канале

На начальной стадии выхода детонационной волны из узкого канала в более широкий происходит дифракция детонационной волны на выпуклом угле. При этом перед фронтом

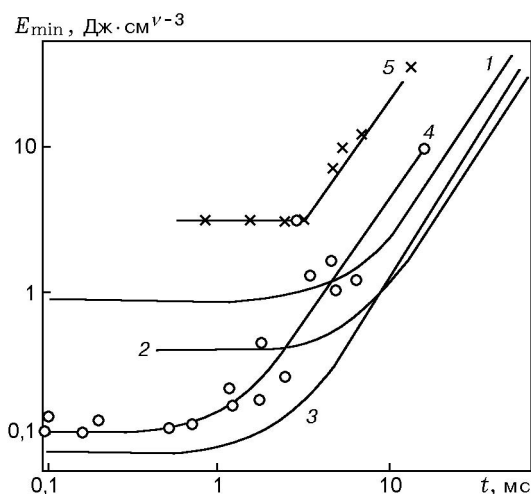


Рис. 4. Критическая энергия прямого инициирования детонации как функция времени выделения энергии:

обобщенный рис. 4 взят из работы [23], где приведены ссылки на первоисточники; 1–3 — расчет для стехиометрической хлороводородной смеси, 4, 5 — эксперимент в стехиометрических смесях ацетилена (4) и водорода (5) с кислородом; зона выделения энергии: 1 — цилиндр радиусом 2 мм, 2 и 3 — сферы радиусом 2,5 и 1 мм, 4, 5 — цилиндр; $\nu = 3$ для сферической, $\nu = 3$ для цилиндрической зоны выделения энергии

горения формируется новая ударная волна в результате взаимодействия сферических ударных волн, исходящих из очагов воспламенения, которые сами возникают на пересечении фронтов этих сферических волн. Расстояние между очагами определяется периодом индукции реакции воспламенения при повышенных температуре и давлении в зоне взаимодействия волн. Характерной особенностью процесса дифракции детонационной волны является ее распад на ударную волну и фронт горения [25–30] (рис. 5, 6). Распад виден на тепловых снимках процесса (см. рис. 5). За ударным фронтом вблизи стенки появляется светлая область, увеличивающаяся от кадра к кадру, так как по мере распространения волны увеличивается расстояние между контактной поверхностью и ударной волной. Распад приводит к резкому падению температуры вдоль фронта. Температура газа падает также между фронтом волны и контактной поверхностью, как при сферическом взрыве. С течением времени градиенты сглаживаются, а расстояние между контактной поверхностью и ударной волной растет. Время пребывания частиц газа при высокой температуре становится достаточным для воспламе-

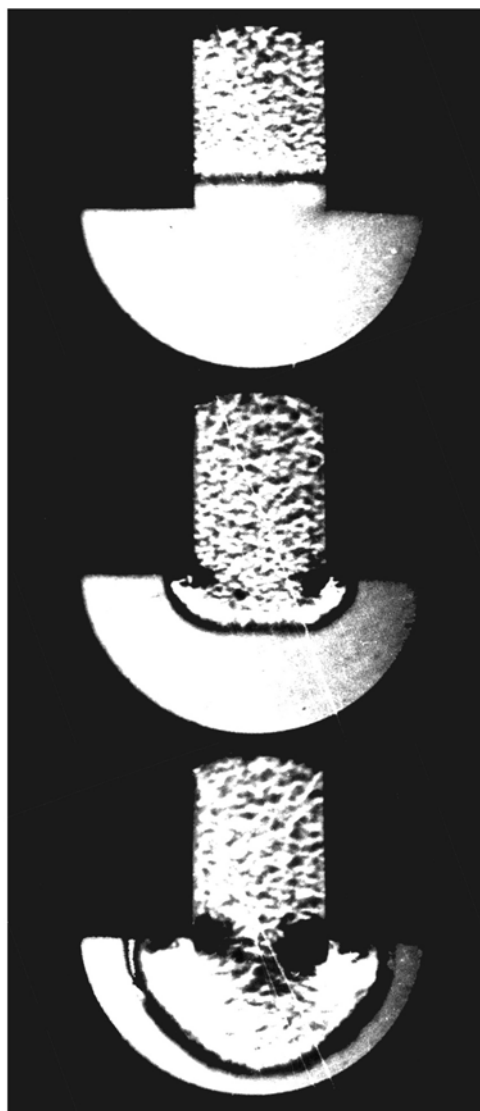


Рис. 5. Покадровая съемка теневой картины дифракции детонационной волны при обтекании угла 90° в смеси $\text{CH}_4 + 3\text{H}_2\text{O}$ при начальном давлении 1 атм:

на нижнем кадре видно расщепление дифрагированной волны на фронт ударной волны и фронт пламени

ния. Восстановление фронта начинает происходить в точках с наибольшей температурой, т. е. вблизи неизменных участков фронта AA' (см. рис. 6).

Незатухающая детонационная волна возникает в камере большего диаметра, если диаметр преддетонационной трубки не меньше критического значения d_{cr} , которое зависит от характерного размера ячейки a для стационарной детонационной волны в данной смеси. Экс-

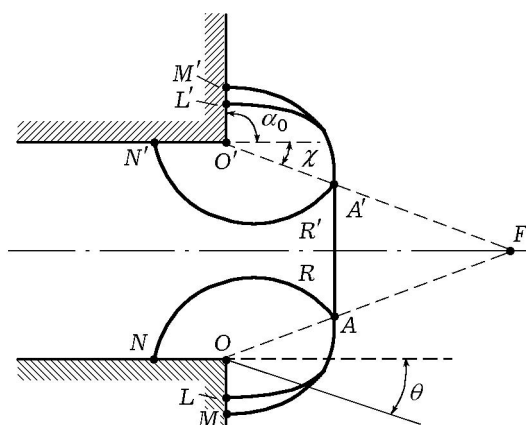


Рис. 6. Схема дифракции детонационных волн: $M'A'AM$ — фронт дифрагированной волны, ARN и $A'R'N'$ — передние фронты отраженных волн разрежения, χ — угол движения точек A и A' , α_0 — угол дифракции, θ — угол движения точки распада

периментально установлено [22], что для смесей $C_2H + 2,5O_2$, $C_2H_2 + 2,5O_2 + 1,25N_2$, $C_2H_2 + 2,5O_2 + 2,5N_2$, $2H_2 + O_2$, $CH_4 + 2O_2$

$$d_{cr}/a = 10 \div 13. \quad (1)$$

Это соотношение предполагает геометрическое подобие структуры детонации в различных смесях. Очевидно, что точное подобие не может осуществляться, так как размеры зон реакции являются не единственным параметром, определяющим характеристическую длину. В работе [22] приведены данные, подтверждающие применимость соотношения (1) к 29 различным смесям, однако оказалось, что величина d_{cr}/a может отличаться от среднего значения в два раза.

Существует несколько подходов для определения критического диаметра d_{cr} . Критерий неустойчивости Щелкина [15] был обобщен в работе [31] с учетом химических процессов и газодинамической теории Честера — Чизнелла — Уитема. Сделанные оценки показали, что после выхода в широкий канал скорость плоской волны уменьшается до 0,9 от скорости Чепмена — Жуге, что близко к найденному в экспериментах уменьшению в 0,8 раза. В работах [32, 33] критический диаметр связывают с критической энергией инициирования сферической детонации (рис. 7).

Новая модель дифракции детонационной волны предложена в работе [34]. Рассматривалась конкуренция между процессами выде-

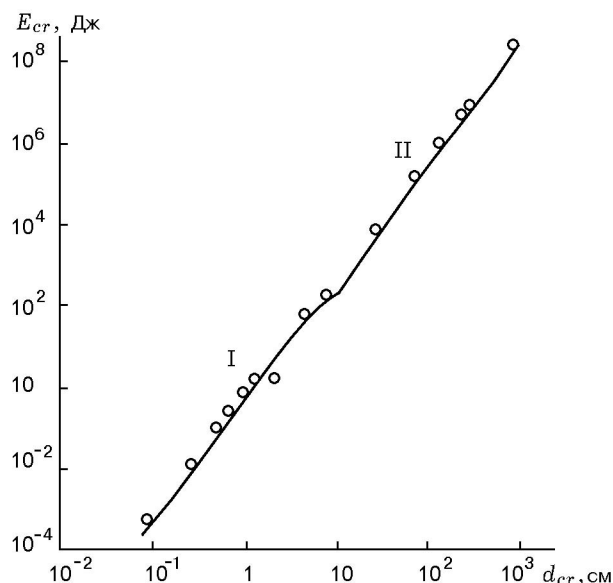


Рис. 7. Зависимость критического диаметра от критической энергии инициирования сферической детонации в смесях углеводородов с кислородом (I) и воздухом (II)

ления энергии в детонационной волне и затухания волны вследствие расширения площади. Были вычислены критические режимы дифракции для различных смесей горючего с кислородом и воздухом, разбавленных аргоном, углекислым газом, гелием и азотом. В качестве горючего брали водород, этилен и пропан. Расчеты проведены для различных концентраций и начальных давлений. Оказалось, что результаты расчетов качественно и количественно согласуются с экспериментальными данными [35] (рис. 8).

Сравнение условий развития детонации в лабораторных условиях и в натурном эксперименте показало, что при увеличении характерной длины зоны энерговыделения критический размер ячейки увеличивается пропорционально этой длине [36].

УВЕЛИЧЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ В МНОГУСТУПЕНЧАТОЙ ДЕТОНАЦИИ

В работе [37] рассматривается возможность превышения параметров во фронте детонации по сравнению с параметрами Чепмена — Жуге путем управления интенсивностью волновых процессов за многократно усиленным фронтом детонационной волны. Используются волновые процессы, происходящие при вы-

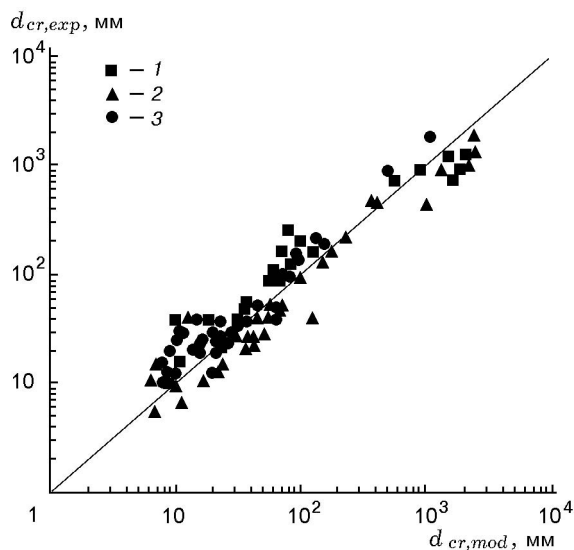


Рис. 8. Сравнение экспериментальных [35] значений критического диаметра с расчетом: горючее: 1 — водород, 2 — этилен, 3 — пропан; прямая линия — $d_{cr,exp} = d_{cr,mod}$

ходе детонационной волны из узкой трубки в расширяющийся канал. В зависимости от состава газа, начальных параметров детонационноспособной смеси, степени расширения канала и площади его поперечного сечения можно получить полный распад детонационной волны на ударную волну и фронт горения. При этом возникает двойной нестационарный разрыв. С помощью полученной таким способом ударной волны можно предварительно сжать детонационноспособную смесь в широком канале и затем воспламенить ее при воздействии второй ударной волны. Вторичная ударная волна может образоваться при отражении от торца узкой трубки ретонационной волны, возникающей при формировании детонации, или в результате маховского отражения первичной волны на сужающемся участке широкого канала.

В отделе физической газодинамики ИТЭС ОИВТ РАН действует камера пульсирующего детонационного сжигания. В этой установке для увеличения эффективности действия детонационной волны установлена камера переменного сечения (рис. 9). Распад детонационной волны в расширяющейся части камеры создает ударную волну, которая затем взаимодействует с сужающейся частью камеры. За системой отраженных волн происходит воспламенение и вновь возникает детонация. Давле-

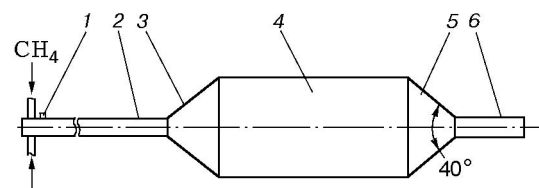


Рис. 9. Детонационная камера сгорания переменного сечения:

1 — свеча поджига, 2 — участок формирования детонации, 3 — расширяющийся конус, 4 — основная камера, 5 — узел усиления, 6 — рабочая часть

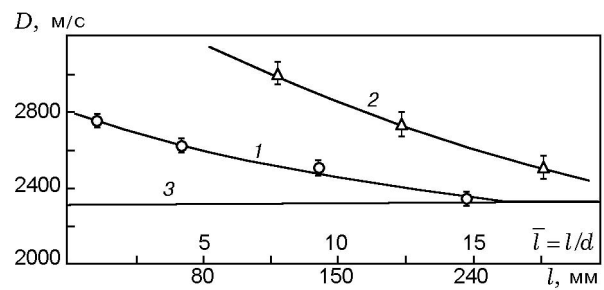


Рис. 10. Скорость распространения детонационной волны в цилиндрическом канале камеры сгорания на участке 4 (см. рис. 9):

1 — детонационный режим, 2 — режим многоступенчатой детонации, 3 — скорость Чепмена — Жуге

ние на фронте многоступенчатой детонации в несколько раз выше, чем при стационарной детонации Чепмена — Жуге. При детонации резко возрастает давление продуктов сгорания, импульс давления воздействует на рабочую поверхность. На рис. 10 для сравнения приведены измеренные скорости детонации при двух режимах работы камеры. В первом случае детонация возникала за первичной ударной волной в основной камере (детонационный режим). Во втором случае режим работы был подобран так, чтобы детонация не возникала в основной камере, а формировалась при взаимодействии нестационарного комплекса со стенками в сужающейся части канала (режим многоступенчатой детонации). Скорость детонации во втором случае на 40 % больше скорости стационарной детонации, но на выходе падает до скорости Чепмена — Жуге. Однако в начальный момент после выхода многоступенчатой детонации скорость волны заметно больше и соответственно выше параметры потока.

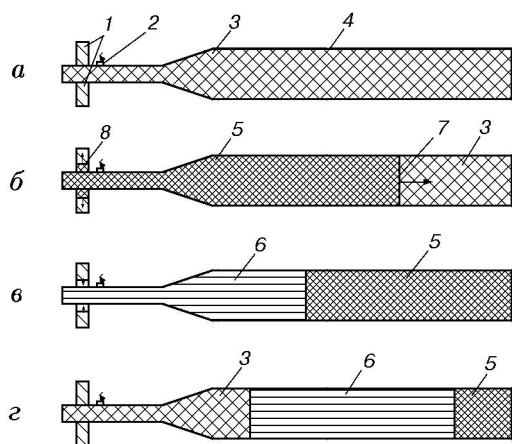


Рис. 11. Схема рабочего цикла детонационной камеры сгорания:

1 — каналы подачи горючего и окислителя с клапанами, 2 — искра, 3 — горючая смесь, 4 — камера сгорания, 5 — горячие продукты сгорания, 6 — охлажденные продукты сгорания, 7 — фронт детонационной волны, 8 — фронты горячих продуктов сгорания, истекающих в каналы подачи горючего и окислителя

РАБОТА ДЕТОНАЦИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ В ЧАСТОТНОМ РЕЖИМЕ

Для создания периодического детонационного режима в большинстве известных устройств обычно использовались механические клапаны для периодической подачи горючей смеси. Эти устройства успешно работали с частотой следования детонационных волн в газовых смесях до нескольких десятков герц. Однако при работе на частотах 100 Гц и более клапанная система создает большие трудности. Устройство, позволяющее генерировать детонационные волны с частотой до 100 Гц, описано в работах [38, 39]. Детонационная камера сгорания (ДКС) состояла из форкамеры — трубки малого сечения (для формирования в ней детонации) — и основной камеры, соединенной расширяющимся конусом с форкамерой. Газообразное горючее и окислитель поступали в ДКС из баллонов по трубопроводам. Для задания требуемых расходов газов использовалась регулирующая аппаратура, состоящая из кранов и редукторов.

Отличительной чертой ДКС являлось отсутствие механических клапанов в системе подачи горючего и окислителя. Работа ДКС в импульсном режиме достигалась за счет газодинамических процессов в магистралах подачи горючего и окислителя, так называемых «газо-

динамических клапанов». В результате происходило прерывание с необходимой частотой подачи горючего и окислителя в ДКС и предотвращение неконтролируемого поджига новой порции горючей смеси продуктами сгорания предыдущего цикла. «Газодинамические клапаны» работали следующим образом [39]. В камере формировалась горючая смесь (рис. 11,а). Поджиг смеси приводил к возникновению детонационной волны и, следовательно, к повышению давления в ДКС. В тот момент, когда давление в ДКС начинало превышать давление в подводящих магистралях, происходило затекание продуктов сгорания в соответствующие магистрали, тем самым прерывалось поступление горючего и окислителя в ДКС (газодинамические клапаны закрыты, рис. 11,б). При движении в длинных и узких магистралях продукты детонации охлаждались. После выхода детонационной волны из ДКС внутри ДКС навстречу потоку продуктов детонации начинала распространяться волна разрежения. Достигнув магистралей подачи горючего и окислителя, она распространялась по каналам, и через некоторое время давление в продуктах сгорания уменьшалось, что вызывало обратное движение газов в магистралях (газодинамические клапаны открыты, рис. 11,в). Начиналось обратное истечение охлажденных продуктов сгорания в камеру, а затем заполнение ДКС новой горючей смесью, при этом между горючей смесью и горячими продуктами сгорания, температура которых превышала температуру самовоспламенения горючей смеси, располагались охлажденные продукты сгорания, что предотвращало поджиг горючей смеси (рис. 11,г). После заполнения ДКС (см. рис. 11,а) проводился поджиг горючей смеси, и цикл повторялся. Период времени t , в течение которого после поджига горючей смеси ДКС вновь заполнялась свежей смесью, включал в себя: 1) время перехода дефлаграции в детонацию; 2) время распространения детонационной волны в ДКС; 3) время истечения продуктов сгорания из ДКС в окружающее пространство; 4) время истечения охлажденных продуктов сгорания из магистралей горючего и окислителя в ДКС; 5) время заполнения ДКС горючей смесью.

В общем случае частота $f = 1/t$ зависела от длины камеры сгорания, ее диаметра, длины магистралей подачи горючего и окислителя, их диаметра, давления в них, вида горючего

и окислителя и коэффициента избытка окислителя. Зная все эти параметры, можно оценить предельную частоту работы ДКС f_{\max} .

Эксперименты проводились со стехиометрической смесью водорода с воздухом, пропана с кислородом, а также со смесями метана с кислородом $\text{CH}_4 + 2\alpha\text{O}_2$ при изменении коэффициента избытка окислителя α от 0,5 до 2,0. Начальное давление смесей 100 кПа. Давления в подводящей системе 300 кПа.

Камера работала в пульсирующем детонационном режиме. Датчики давления и фотодiodы, располагавшиеся вдоль камеры, показали, что в каждом импульсе осуществлялась детонация. В пульсирующем детонационном режиме камера сгорания могла работать практически неограниченное время. Время работы лимитировалось лишь запасом топлива и окислителя. Наибольшая частота работы 92 Гц была достигнута в пропанокислородной смеси.

Результаты расчетов частотных характеристик ДКС, работающей на стехиометрических смесях $\text{CH}_4 + 2\text{O}_2$, $2\text{H}_2 + \text{O}_2$, H_2 и воздуха, а также на смеси бензина с воздухом, приведены в [39].

ПРОБЛЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРИ РАБОТЕ В ЧАСТОТНОМ РЕЖИМЕ

Одна из серьезных проблем пульсирующих детонационных двигателей — нагрев стенок продуктами сгорания до температуры, большей температуры самовоспламенения. При детонации стехиометрической метанокислородной смеси с частотой 1 ÷ 3 Гц количество тепла, подведенного к стенкам, достигает 40 % всего выделяемого тепла в детонационной трубе диаметром 16 мм и длиной 1,5 м. За один цикл детонации на стенке выделяется 1,3 кДж [3]. Температура стенки возрастает и происходит самовоспламенение. В этом случае невозможно управлять частотой детонации. Если частота повышается до 40 ÷ 50 Гц, то доля тепла, уходящего в стенку в течение одного цикла, уменьшается до 28 % от общего количества, но оно возрастает за единицу времени работы устройства. При частоте 40 ÷ 50 Гц плотность теплового потока равна 0,6 МВт/м² и может возрасти до 2 ÷ 2,5 МВт/м² при частоте пульсаций ≈ 200 Гц.

В работах [38, 39] тепловой поток в стенку ДКС определялся с помощью калориметра.

Калориметр представлял собой секцию ДКС с внутренним диаметром 16 мм и длиной 300 мм, в середине которой располагалась камера длиной 220 мм, через которую прокачивалась вода. Калориметр был окружен вакуумной камерой, из которой откачивался воздух до давления 1 Па. Вакуумная камера изолировала водяную камеру от окружающей среды. Поэтому потеря тепла от водяной камеры в окружающее пространство не было. Радиационный поток от стенки водяной камеры к стенке вакуумной камеры был ничтожен, так как температура не превышала 30 °С. Разность температур воды на входе и выходе из водяной камеры измерялась дифференциальной термопарой. По измеренным расходу воды и разности температур определялось количество тепла, проходящего в стенку ДКС.

Калориметр устанавливался в начало ДКС, где уже существовала детонация, и в конец ДКС. Тепловые измерения были проведены для смеси $\text{CH}_4 + 2\text{O}_2$ в камере постоянного сечения. Длина ДКС в этом случае составляла 2 м.

Было найдено, что конечная часть камеры сгорания находилась в 1,5 раза более напряженном тепловом состоянии, чем основная часть. Для ДКС постоянного сечения с диаметром 16 мм тепловой поток к стенке составлял до 40 % освобожденной химической энергии при частоте $f = 1$ Гц и до 28 % при частоте несколько десятков герц. В том случае, когда ДКС охлаждалась за счет естественной конвекции и использовалась метанокислородная смесь, самоподжиг за счет нагрева от стенок наблюдался при $f > 3$ Гц. Таким образом, при $f > 3$ Гц было необходимо принудительное охлаждение ДКС. Если температура стенок становилась выше температуры самовоспламенения горючей смеси, происходил переход от режима детонационного сжигания топлива к дефлаграционному.

Проблему охлаждения можно сформулировать в виде двух, специфичных для пульсирующих детонационных двигателей, общих условий:

1) ограничение по относительному хладоресурсу топлива $C_Q^\Sigma = C^\Sigma / Q \geq k$, где C^Σ — суммарное количество теплоты, поглощаемое топливом при нагреве до температуры самовоспламенения, а также за счет фазовых переходов и химических превращений перед его сжиганием, Q — теплотворная способность,

Теплофизические свойства возможных топлив для пульсирующих детонационных двигателей

Свойства топлив	Топливо			Модифицированное топливо — продукты реакции	
	H ₂	CH ₄	NH ₃	CH ₄ + H ₂ O → 3H ₂ + CO	2NH ₃ → 3H ₂ + N ₂
T_v , °C	-253	-161,5	-33	—	—
ρ_l , кг/л	0,07	0,42	0,68	—	—
C_Q^Σ , МДж/кг	14,5	3,1	3,8	8,0	5,7
Q , МДж/кг	120	50	24	27,8	22,1
C_Q^Σ	0,12	0,06	0,16	0,29	0,26

Примечания. Исходные данные взяты из [7, 8]. T_v — температура кипения; ρ_l — плотность жидкости при $T = T_v$; C_Q^Σ — полный хладоресурс; Q — теплотворная способность; C_Q^Σ — полный относительный хладоресурс. Свойства продуктов реакций рассчитаны для степени превращения 70 %.

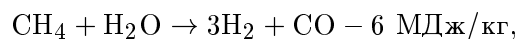
k — коэффициент, зависящий от совершенства конструкции детонационной камеры сгорания, который необходимо минимизировать;

2) тепло от экстремально высоких тепловых нагрузок должно отводиться при температуре стенки, не превышающей температуры самовоспламенения топливовоздушной смеси.

В работе [40] рассмотрена возможность использования термохимической конверсии в пульсирующем детонационном двигателе. Теплофизические свойства возможных топлив для пульсирующих детонационных двигателей представлены в таблице, из которой видно, что относительный хладоресурс топлива (для жидкого водорода $C_Q^\Sigma = 0,12$) может быть недостаточным, несмотря на очень большое абсолютное значение. Следовательно, для организации охлаждения детонационной камеры сгорания необходимо использовать не только физический, но и химический хладоресурс топлива, т. е. поглощение тепла в тех или иных эндотермических реакциях. Сумма хладоресурса и затрат тепла на конверсию метана или NH₃, отнесенная к теплотворной способности, более чем в два раза превышает удельный хладоресурс водорода.

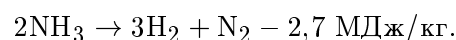
Проблема термической защиты и термохимического преобразования углеводородного топлива рассмотрена в [41] в рамках концепции «АЯКС». Система теплозащиты от аэродинамического нагрева выполняет не только обычную функцию обеспечения температурных условий авиационной конструкции, но одновременно работает и как система подготовки нового (модифицированного) топлива, содержащего молекулярный водород.

Подобная система может быть использована также для охлаждения пульсирующих детонационных двигателей. Одним из вариантов ее реализации является осуществление предварительной паровой конверсии топлив в рубашке охлаждения камеры сгорания, в частности, по реакции



для которой $C_Q^\Sigma = 0,34$ при 100 %-й конверсии [41]. Использование метана по сравнению с более тяжелыми углеводородами позволяет уменьшить осаждение углерода на каталитических поверхностях. Получаемый синтез-газ представляет собой, в основном, смесь H₂, CO, CO₂, CH₄, H₂O, точный состав которой зависит от степени конверсии. Термодинамика реакции такова, что достичь высоких степеней конверсии можно при температуре стенки, близкой к пределу работоспособности конструкционных материалов (1100 ÷ 1300 К), и при хороших каталитических свойствах поверхности [42].

Другим возможным вариантом термохимического охлаждения пульсирующих детонационных двигателей является использование реакции разложения аммиака:



Аммиак обладает хорошими свойствами (в том числе эксплуатационными) как хладоагент и широко применяется в холодильных установках, массовый выход водорода при диссоциации такой же, как при конверсии метана, а $C_Q^\Sigma = 0,29$ при полной диссоциации (другие

свойства см. в таблице). Равновесная степень диссоциации аммиака равна 96 % при температуре 800 К и давлении 20 атм. При температуре стенки $T_w \leq 1500$ К скорость диссоциации достаточно высока (для теплоотдачи) только на каталитической стенке.

На основе экспериментальных исследований теплоотдачи к диссоциирующему NH_3 [43], как и для конверсии метана [42], можно сделать вывод о принципиальной возможности отводить тепловые потоки плотностью до $1 \div 2$ МВт/м² от стенок детонационной камеры пульсирующего детонационного двигателя, т. е. работать с частотой пульсаций $f \leq 200$ Гц. Однако практически достижимая в таких условиях степень превращения не превышает 70 %, и главной проблемой является снижение значения T_w , так как при работе пульсирующих детонационных двигателей в частотном режиме должно быть $T_w < 1000$ К из-за того, что основным компонентом топлива в обоих случаях является водород (см. рис. 12; расчет проведен с использованием программного пакета CHEMKIN II и кинетических данных GRI-Mech 3.0). В связи с этим реакция $2\text{NH}_3 \rightarrow 3\text{H}_2 + \text{N}_2$ представляется более перспективной, поскольку ее осуществление при относительно низких значениях T_w , в отличие от конверсии метана, не сопровождается отравлением каталитической стенки выпадающим углеродом. Основной побочный процесс — нитрирование стенки активным атомарным азотом — не приводит к снижению каталитических свойств (в работе [43] использовалась нержавеющей сталь).

Необходимо отметить, что в результате конверсии образуется водород, детонационная способность которого существенно лучше, чем у исходных веществ. Например, критическая энергия прямого инициирования сферической детонации водородовоздушной смеси в тысячу раз меньше, чем у метановоздушной смеси [44], в результате чего появляется возможность использования воздушных смесей в пульсирующих детонационных двигателях.

Несмотря на то, что использование эндотермических процессов разложения топлив позволяет создавать очень эффективные системы охлаждения, теплотворная способность получаемых продуктов $1,5 \div 2$ раза ниже, чем у авиационного керосина ($Q = 45$ МДж/кг), но превышает по этому показателю ракетные топлива ($Q = 13$ МДж/кг для компози-

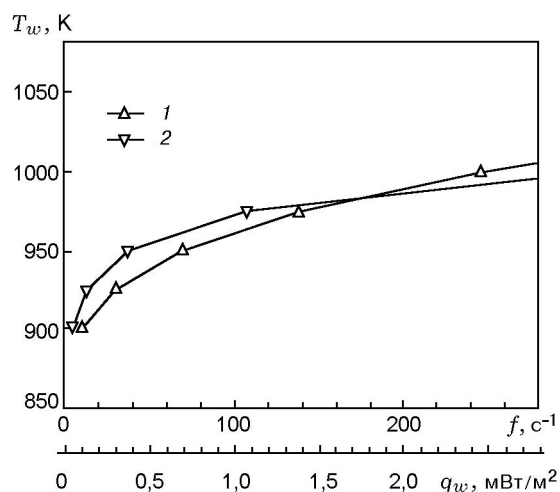


Рис. 12. Допустимая температура стенки и плотность теплового потока в стенку детонационной камеры ($k = 0,25$) в зависимости от частоты (количества циклов) детонации:

точки — расчет для стехиометрических (по водороду) смесей с воздухом при начальном давлении 1 атм (степень конверсии, диссоциации равна 70 %); примесь 1 — продукты паровой конверсии метана, 2 — продукты диссоциации аммиака

ции $2\text{H}_2 + \text{O}_2$ с учетом массы окислителя). Для улучшения этого показателя возможно дополнительное применение жидкого водорода как низкотемпературного хладагента. Например, комбинации 80 % $\text{NH}_3 + 20$ % H_2 соответствует значение $C_Q^\Sigma \approx 0,2$ и близкая к керосину теплота сгорания.

Рассмотренный пример показывает, что термохимическая конверсия подготавливает новое модифицированное топливо, в результате чего появляется возможность использования воздушных смесей в пульсирующем детонационном двигателе. Кроме того, показано, что термохимическая конверсия позволяет обеспечить температуру стенки детонационной камеры сгорания не выше температуры самовоспламенения топливовоздушной смеси.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДЕТОНАЦИИ В ЧАСТОТНОМ РЕЖИМЕ В ТЕХНИКЕ

Высокие температуры и давления, развиваемые при газовой детонации, делают перспективным использование этого явления в технике. Например, известны разработки Института гидродинамики СО РАН по напылению и по очистке изделий от заусенцев. Эти оригинальные разработки внедрены в практи-

ку и могут быть объектом специального обзора. В данном обзоре мы приведем примеры применения детонации в технике, требующие осуществления частотного режима, а именно: пульсирующий детонационный двигатель, сверление и дробление пород, освобождение резины от металлокорда в использованных автопокрышках.

Пульсирующий детонационный двигатель

Совершенствование двигательных установок заключается главным образом в повышении эффективности реализации запасенной энергии при минимальном изменении массогабаритных характеристик. Численный и аналитический анализ модели «обобщенного» пульсирующего детонационного двигателя показал перспективность использования этого устройства в авиации и ракетной технике. Детонационный двигатель использует термодинамически эффективный цикл при постоянном объеме. Массогабаритные характеристики детонационного двигателя соизмеримы с характеристиками турбореактивного двигателя. Преимущество детонационного двигателя с автоматическим подсосом воздуха в полете состоит также в том, что в нем отсутствуют движущиеся части.

Принцип работы пульсирующего детонационного двигателя

В ПДД ударная волна, являющаяся частью детонационной, служит поршнем между продуктами детонации и свежей смесью. Скорость детонационного поршня на два порядка выше скорости нормального горения. Частота циклов может варьироваться путем независимого инициирования детонации контролируемой системой поджига.

Существует два варианта работы предполагаемого детонационного двигателя. Прямая схема осуществляется при инициировании детонации у закрытого конца камеры. Давление в камере возрастает до значения давления в продуктах реакции за детонационной волной. При расширении продуктов реакции производится полезная работа.

Инвертированная схема осуществляется при инициировании детонации у открытого конца камеры (рис. 13). Импульс давления на рабочей поверхности в этом случае максимален, так как после отражения от поверхности

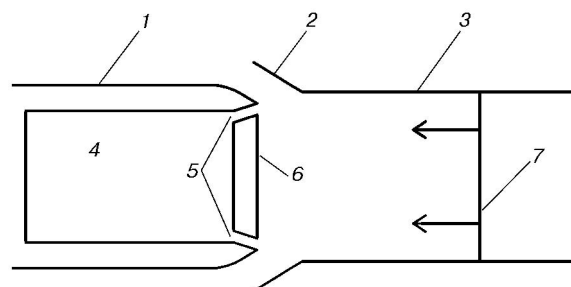


Рис. 13. Принципиальная схема пульсирующего детонационного двигателя:

1 — корпус летательного аппарата, 2 — воздухозаборник, 3 — детонационная камера, 4 — топливная и управляющая системы, 5 — топливный инжектор, 6 — «тяговая» стенка, 7 — волна детонации

ударная волна будет останавливать движущиеся за ней продукты реакции, при этом почти вся кинетическая энергия продуктов передается телу. После выхода отраженной волны за пределы области заполнения происходит адиабатическое расширение продуктов в сопле.

Сравнение прямого и инвертированного циклов показывает, что запас механической энергии, которым обладают продукты реакции и который расходуется при перемещении границ области заполнения в процессе их расширения в инвертированной схеме выше, чем в прямой.

Разработка моделей двигателя с пульсирующей детонацией в США

История развития исследований ПДД в США отражена в обзорах [45, 46]. Она является достаточно поучительной. Идея использования взрывного цикла сжигания топлива в реактивных двигателях была сформулирована Ципкиным и др. в 1948 г. В его опытах горение происходило не полностью при постоянном объеме, так как камера сгорания имела открытый конец. В последующих работах для избежания указанных недостатков развивалась идея детонационного сжигания. Опыты Хоффмана (1940) показали, что частота пульсирующей детонации ограничена временем, необходимым для достижения впускаемой смесью точки зажигания, временем перехода от дефлаграции к детонации и временем расширения продуктов детонации.

В 50–70-х гг. в Мичиганском университете группой исследователей во главе с Никольсом [45] были проведены исследования двигате-

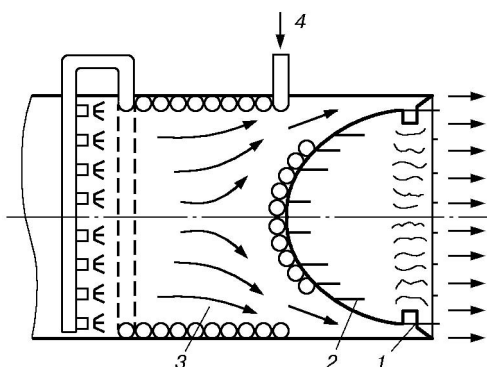


Рис. 14. Схема тягового устройства ПДД:

1 — кольцевое сопло, 2 — резонатор, 3 — реактор для подготовки топливовоздушной смеси, 4 — подача топлива

ля с пульсирующей детонацией. По движению платформы, на которой была размещена труба, можно было судить о развиваемой тяге. Максимальная тяга была получена в смеси водорода с воздухом при частоте 30 взрывов в секунду. Достигнутый удельный импульс составил 2100 с.

В работах Кржицкого (1962) зажигание в постоянном потоке пропана с воздухом проводилось с частотой от 1 до 60 циклов в секунду. Энергия искры уменьшалась с увеличением частоты и при $f = 60$ Гц составляла всего лишь 0,65 Дж. В большинстве опытов переход от дефлаграции к детонации не успевал произойти на длине трубы, поэтому развиваемая тяга была незначительной. Выводы Кржицкого о неперспективности двигателя с пульсирующей детонацией надолго остановили дальнейшее развитие исследований.

В 1984–1987 гг. Хельманом, Шривом и Эйдельманом создана модель двигателя с пульсирующей детонацией, в которой заполнение камеры воздухом проводится автоматически после выброса расширившихся продуктов детонации. Детонация в камере инициируется при переходе детонационной волны из узкой трубки с обогащенной кислородом смесью. Максимальная частота пульсирующей детонации составила 25 Гц. Ограничение частоты обусловлено механическим устройством вентиля на подаче горючего.

В Исследовательской лаборатории Военно-воздушных сил США в Калифорнии в настоящее время ведутся исследования детонации смесей авиационного горючего с воздухом применительно к созданию пульсирующего де-

тонационного двигателя в рамках программ, поддерживаемых Военно-воздушными силами, Военно-морским ведомством США и NASA [47]. Предварительные результаты получены на заранее перемешанной смеси водорода с воздухом без применения кислородоводородной смеси для инициирования детонации. Для сокращения длины преддетонационного участка в трубе устанавливалась спираль Щелкина. Для работы в частотном режиме создан блок из четырех детонационных труб. Клапаны каждой из труб открываются с помощью электродвигателя с частотой от 0,5 до 50 Гц. Устройство первого поколения вышло из строя через 200 ч работы в горячем режиме вследствие усталости материала.

Исследования пульсирующего детонационного двигателя в России

В России предложены новые подходы к созданию ПДД. Одними из первых были сделаны разработки в МГУ и в Военно-воздушной академии [48–50]. В работе [51] дано описание устройства, в котором отсутствуют механические клапаны и управляемая импульсная система зажигания. В газодинамическом резонаторе, периодически заполняющемся топливовоздушной смесью, пульсирующий процесс возникает за счет возбуждения резонансных автоколебаний. Амплитуда колебаний усиливается за счет выделения тепла при детонационном сгорании смеси в ударно-волновых структурах.

На рис. 14 приведена схема тягового устройства ПДД. Резонатор представляет собой полузамкнутую сферическую полость, около среза которой (на экваторе) установлено кольцевое сопло. Топливоздушная смесь нужного состава образуется в резонаторе путем подмешивания сжатого воздуха к продуктам неполного сгорания. Подготовленная в реакторе смесь подается через сопло в резонатор. Подготовка смеси осуществляется путем предварительного нагрева и последующего разложения горючих компонентов на высокоактивные составляющие. Реакция горения в такой смеси не успевает начаться за малое время пребывания смеси в реакторе, а после выхода из сопла происходит замораживание состава в волне разрежения.

Полузамкнутая полость периодически отделяется от внешнего пространства газодинамическим затвором, способным удерживать

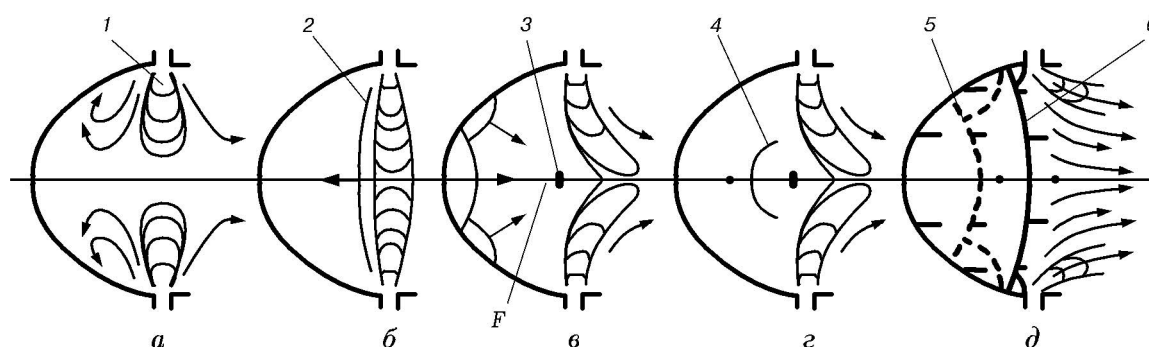


Рис. 15. Цикл работы устройства с газодинамическим затвором:

1 — сверхзвуковая струя, 2 — ударная волна, 3 — область фокусировки, 4 — детонационная волна, 5 — волна разрежения, 6 — отраженная ударная волна

внутри полости газ под давлением, превышающим атмосферное и предотвращающим проникновение в полость внешних возмущений. Затвор, заменяющий клапан, представляет собой струйную завесу, образованную направленным истечением сверхзвуковых струй, периодически перекрывающих выходное сечение полости. Полость, замкнутая газодинамической завесой, представляет собой резонатор, частота автоколебаний в котором повышается с уменьшением размеров полости и с увеличением температуры газа.

Цикл работы устройства иллюстрирует рис. 15. При заполнении резонатора через сопло в камере образуется осесимметричная сверхзвуковая струя, направленная к его центру (рис. 15, *a*). При смыкании струи в центре возникает система скачков уплотнения, которая формирует ударную волну (рис. 15, *б*). Горючая смесь дважды сжимается — в ударной волне и в отраженной волне, фокусирующейся в точке *F* (рис. 15, *в*). Повышение давления и температуры в фокусе способствует воспламенению горючей смеси. Возникает взрывная волна, распространяющаяся в сторону дна (рис. 15, *г*), которая отражается от него и значительно повышает давление в резонаторе. При взаимодействии взрывной волны с донной поверхностью резонатора последнему передается импульс от сил избыточного давления и в камере развивается тяговое усилие. При истечении продуктов сгорания в камере появляется волна разрежения (рис. 15, *д*). Она обеспечивает всасывание новой порции горючей смеси через кольцевое сопло.

Оптимизация геометрических размеров и параметров тягового устройства была выпол-

нена при модельных испытаниях устройства в Институте механики МГУ [50]. Отработанный базовый единичный модуль тягового устройства, использующий в качестве топлива ацетилен, по данным работы [51] создает тягу до 2000 Н. Опыты проводились в диапазоне давлений $0,5 \div 0,8$ МПа. Удельный расход топлива оказался на $15 \div 20$ % ниже, чем предполагается для стехиометрического турбореактивного двигателя с тем же топливом.

В ЦАГИ исследовалась концепция прямого двигателя, в камере сгорания которого установлено несколько проточных детонационных камер [52]. Отдельная детонационная камера состоит из входного участка — воздухозаборника, системы подачи горючего в дозвуковой поток воздуха и инициатора детонации в районе выхлопа. Перед инжекторами, подающими горючее, установлен перфорированный участок для гашения и удержания ударной волны внутри камеры. Продукты сгорания после выхода из детонационных камер смешиваются с воздухом, поступающим через общий воздухозаборник. Поток воздуха охлаждает детонационные камеры. Регулировка частоты работы двигателя предполагается путем смещения фазы рабочих циклов отдельных детонационных камер.

Выполнено численное моделирование рабочего процесса в предложенной схеме пульсирующего детонационного процесса. Расчет проведен с учетом вязкости, нестационарности, турбулентности и неравновесности химических реакций. Для описания горения водорода в воздухе применялась кинетическая схема Моретти [53], в которой учитываются 8 реакций между 7 компонентами. Свободная турбу-

лентность учитывалась включением дополнительных уравнений для характерной величины пульсаций скорости и для характерной частоты турбулентных пульсаций. Расчет показал, что ударная волна, отделяющаяся от фронта пламени после прохождения неоднородной области вблизи инжектора, затухает на перфорированном участке. Показана принципиальная возможность формирования последовательных детонационных циклов в результате волновых процессов в камере без специального поджига. Авторы работы [52] отмечают, что верификация сделанных выводов может быть проведена путем сравнения расчетов с экспериментом.

В ЦИАМ [54] рассчитаны характеристики сверхзвукового пульсирующего прямооточного детонационного двигателя, в котором детонационная волна распространяется против сверхзвукового потока попеременно по богатой ($\alpha_r = 1$) и по бедной ($\alpha_r = 2$) водородовоздушной смеси. Детонация в бедной смеси инициируется ударной волной, а не внешним источником зажигания, который нужен только в момент запуска. Детонационные волны, распространяющиеся по бедной смеси, инициируют самоподдерживающуюся детонацию в камере с богатой смесью. В случае инициирования детонации в камере с бедной смесью при переходе в нее пересжатой волны из камеры с богатой смесью детонационная волна остается пересжатой практически на протяжении всего периода до входа в богатую смесь. Из расчетов следует, что на высоте 25 км водородовоздушный сверхзвуковой пульсирующий детонационный прямооточный двигатель может работать при числах Маха $4,5 \div 7,5$.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПУЛЬСИРУЮЩЕЙ ДЕТОНАЦИИ ДЛЯ СВЕРЛЕНИЯ И ДРОБЛЕНИЯ ПОРОД И ОЧИСТКИ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Схема установки для сверления пород, созданной в Московском государственном университете [55], представлена на рис. 16. В установку поступает бензовоздушная смесь из V-образного автомобильного двигателя. Такой способ подачи смеси оказался пригодным для задач сверления. Камера сгорания диаметром 100 мм наполняется горючей смесью через обратный клапан. Зажигание смеси производится автомобильной свечей с источником питания с напряжением 12 В. Горение вызывает повышение давления, которое запирает обратный клапан и допускает поступление смеси в форка-

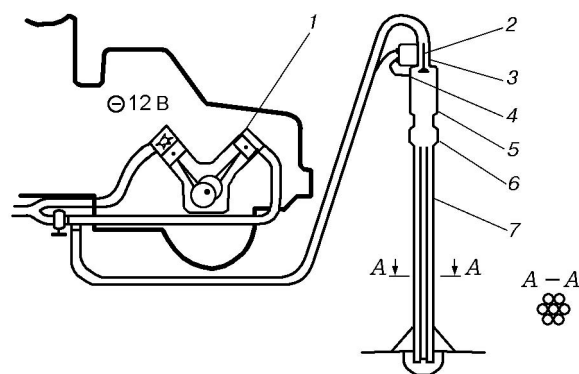


Рис. 16. Схема установки с пульсирующей детонацией, питающейся бензовоздушной смесью от автомобильного двигателя:

1 — автомобильный двигатель, 2 — автомобильная свеча, 3 — обратный клапан, 4 — источник питания, 5 — камера сгорания, 6 — форкамера, 7 — детонационные трубки; сечение А-А показывает связку детонационных трубок

меру, являющуюся дополнительным турбулизатором потока. В связке детонационных трубок (диаметром 25 мм каждая), соединенной с форкамерой, происходят ускорение пламени и переход в детонацию. Связка узких трубок была выбрана вместо одной трубы большего диаметра, так как переход горения в детонацию более устойчив в каналах малого диаметра. Пересжатая детонация формировалась на расстоянии $2 \div 3$ м в зависимости от состава смеси и начальных условий. Затем устанавливался режим детонации Чепмена — Жуге.

В устройстве для сверления требуется максимальное давление за отраженной детонационной волной. Как было показано в опытах по отражению детонационных волн на различных стадиях перехода, наибольшие нагрузки на поверхность дает отражение пересжатой детонационной волны. Для работы с отражением пересжатой детонационной волны длина устройства не должна превышать 3 м. Однако отмечены случаи успешной работы и в более длинных трубах (до 7 м). Частота генерации детонационных волн достигала $5 \div 10$ Гц в зависимости от длины устройства и расхода смеси. Самая медленная стадия цикла — наполнение системы свежей смесью, что является причиной ограничения достигаемой частоты. Во всех семи детонационных трубках детонация возникла практически на одном и том же расстоянии от форкамеры. Наименьшее различие длин преддетонационного участка достигалось при

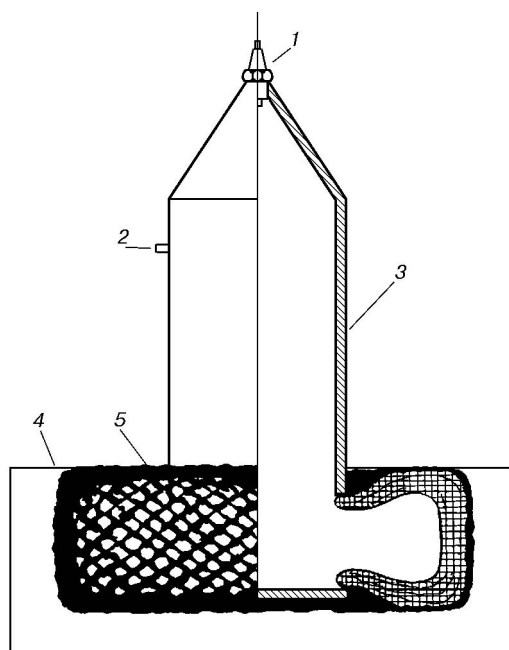


Рис. 17. Устройство для газозрывного дробления автопокрышек:

1 — блок поджига газовой смеси; 2 — система наполнения газами (горючий газ, окислитель); 3 — детонационная труба; 4 — рабочая камера; 5 — автопокрышка, охлажденная до хрупкого состояния

расположении отверстий у соприкасающихся стенок трубок. В этом случае существует возможность перетекания горячих продуктов детонации из одной трубки в другую.

ОСВОБОЖДЕНИЕ РЕЗИНЫ ОТ МЕТАЛЛОКОРДА В ИЗНОШЕННЫХ АУТОПОКРЫШКАХ

Детонационная установка может быть использована для отделения резины от металлокорда в изношенных металлокордовых автопокрышках и для дробления кусков резины. Существующие установки для дробления покрышек требуют большого расхода электроэнергии и содержат режущие части, которые необходимо периодически заменять. Принципиально новым подходом к этой проблеме является применение газовой детонации. Методика состоит в резком повышении давления внутри автопокрышки, охлажденной до $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$. Возрастание давления в покрышке вызывается взрывом детонационноспособной газовой смеси. Продукты взрыва не содержат экологически опасных веществ. Схема устройства для га-

зовзрывного дробления автопокрышек приведена на рис. 17.

Детонационная установка, созданная в Институте высоких температур РАН [56, 57], состоит из детонационной камеры с системой наполнения газами и рабочей камеры, связанной с открытым концом трубы.

Автопокрышки охлаждаются в криогенной системе до температуры, при которой резина становится хрупкой, после чего подаются в дробильную установку. Система синхронизации открывает клапан, соединяющий камеру с детонационной трубкой, наполненной горючей газовой смесью, и включает поджигающую искру. Детонационная волна проникает в покрышку и разрушает ее. В процессе разрушения резина отслаивается от металла и текстильного корда. Обеспечивается отделение не менее 80 % резины от корда. За время менее 1 с резина разлетается на куски размером менее 5 мм. Время разрушения покрышки складывается из времени загрузки покрышки в рабочую камеру, времени заполнения детонационной трубы детонационноспособной смесью и времени разгрузки рабочей камеры. В экспериментах ОИВТАН оно составляло 3 мин и его можно значительно снизить за счет автоматизации. Полученная резиновая крошка после дополнительного измельчения может быть использована для производства различных изделий, например, кровельного листового материала, резиновых плит и т. д.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Газовая детонация в управляемом частотном режиме интенсивно используется для создания перспективного двигателя и в других технологических целях. Это связано как с ее теоретическим преимуществом перед дефлаграционным сжиганием, так и со сравнительной простотой реализации. Однако при создании реальных прикладных устройств с детонацией в частотном режиме возникают фундаментальные проблемы, например, отсутствие теоретического описания процесса ускорения пламени в преддетонационной стадии и распада детонационной волны при выходе ее из узкого канала. Нуждаются в решении проблемы эффективного смешения горючего и окислителя при отдельной их подаче в частотном режиме и охлаждения рабочей камеры в частотном режиме. Экспериментальные исследования пульсирующей детонации для двигателя проводят-

ся на далеких от реальности стендах, а численное моделирование выполняется по идеализированным схемам. Кроме того, существуют проблемы интеграции двигателя на пульсирующей детонации с планером, решение которой требует много времени и дорогостоящих исследований. Применение пульсирующей детонации в технологических целях более просто, дешево и быстро реализуемо.

ЛИТЕРАТУРА

1. Зельдович Я. Б. Об энергетическом использовании детонационного сгорания // Журн. техн. физики. 1940. Т. 17, № 1. С. 1453–1461.
2. Wilson D. R., Lu F. K., Stuessy W. S. Gaseous detonation phenomena with shock and arc initiation // Proc. of the 22nd Intern. Symp. on Shock Waves / R. Hillier (Ed). London, 1999. V. 1. P. 241–246.
3. Zitoun R., Gamezo V., Guerroud C., Desbordes D. Experimental study of propulsive efficiency of pulsed detonation // Proc. of the 21st Intern. Symp. on Shock Waves / A. Howling (Ed.). Great Keppel, Australia, 1997. P. 421–425.
4. Ждан С. А., Митрофанов В. В., Сычев А. И. Величина реактивного импульса от взрыва газовой смеси в полуграниченном пространстве // Физика горения и взрыва. 1994. Т. 30, № 5. С. 90–97.
5. Баженова Т. В., Голуб В. В. Пульсирующий детонационный двигатель // Научные основы технологий XXI века / Под ред. А. И. Леонтьева и др. М.: УНПЦ Энергомаш, 2000. С. 95–96.
6. Kailasanath K. A review of PDE research-performance estimates // AIAA Paper 2001–0474.
7. Golub V. V. Pulse detonation device: advantage, difficulties and scientific problems // CD Proc. of the 23rd Intern. Symp. on Shock Waves, Fort Worth, Texas, USA / F. K. Lu (Ed.). Arlington, Texas, 2002. ISBN 0-9721227-0-2. Paper 1507.
8. Gaseous and Heterogeneous Detonations / G. Roy (Ed.). Moscow: ENAS Publishers, 1999.
9. Control of Detonation Processes / G. Roy (Ed.). Moscow: ELEX-KM Publishers, 2000.
10. High-Speed Deflagration and Detonation: Fundamentals and Control / G. D. Roy, et al. (Eds). Moscow: ELEX-KM Publishers, 2001.
11. Advances in Confined Detonations / G. D. Roy, et al. (Eds). Moscow: TOROUS PRESS Ltd, 2002.
12. Nettleton M. A. Recent work on gaseous detonations // Shock Waves. 2002. V. 12, N 1. P. 3–12.
13. Саламандра Г. Д., Баженова Т. В., Набоко И. М. Формирование детонационной волны при горении газа в трубах // Журн. техн. физики. 1959. Т. 29, вып. 11. С. 1354–1359.
14. Саламандра Г. Д., Баженова Т. В., Зайцев С. Г. и др. Некоторые методы исследования высокоскоростных процессов и их применение к исследованию формирования детонации. М.: Изд-во АН СССР, 1959.
15. Шелкин К. И. Два случая нестационарного горения // Журн. эксперим. и теор. физики. 1959. Т. 36, № 2. С. 600–609.
16. Oppenheim A. K., Urtiew P. A. Experimental observations of the transition to detonation in an explosive gas // Proc. Roy. Soc. A. 1966. V. 295. P. 13–28.
17. Зельдович Я. Б., Либрович В. Б., Махвиладзе Г. М., Сивашинский Г. М. Развитие детонации в неравномерно нагретом газе // Журн. прикл. механики и техн. физики. 1970. № 2. С. 76–82.
18. Smirnov N. N., Nikitin V. F., Boichenko A. P., et al. Control of deflagration to detonation transition in gaseous systems // Control of Detonation Processes / G. Roy (Ed.). Moscow: ELEX-KM Publishers, 2000. P. 2–6.
19. Starik A. M., Titova N. S. Initiation of deflagration and detonation in $H_2 + O_3$ mixtures by excitation of electronic states of oxygen molecules // Ibid. P. 102–103.
20. Зайцев С. Г., Солоухин Р. И. К вопросу о воспламенении адиабатически нагретой газовой смеси // Докл. АН СССР. 1958. Т. 122, № 6. С. 1039–1043.
21. Bazhenova T. V., Soloukhin R. I. Gas ignition behind the shock wave // Proc. of the VII Intern. Symp. on Combustion. London, 1959. P. 866–875.
22. Васильев А. А., Митрофанов В. В., Топчий М. Е. Детонационные волны в газах // Физика горения и взрыва. 1987. Т. 23, № 5. С. 109–131.
23. Левин В. А., Марков В. В., Осинкин С. Ф. Моделирование инициирования детонации в горючей газовой смеси электрическим разрядом // Журн. хим. физики. 1984. Т. 4, № 3. С. 611–619.
24. Baklanov D. I., Bormotova T. A., Golub V. V., et al. The influence of shear layer control on DDT // AIAA Paper 2003–1207.
25. Зельдович Я. Б., Когарко С. М., Симонов Н. И. Экспериментальное исследование сферической детонации // Журн. техн. физики. 1957. Т. 26, вып. 8. С. 1744–1752.
26. Гвоздева Л. Г. Экспериментальное исследование дифракции детонационных волн в стехиометрической смеси метана с кислородом // Журн. прикл. механики и техн. физики. 1961. № 5. С. 53–56.
27. Митрофанов В. В., Солоухин Р. И. О дифракции многофронтной волны // Докл. АН СССР. 1964. Т. 159, № 5. С. 1003–1006.
28. Баженова Т. В., Гвоздева Л. Г., Лагутов Ю. П. и др. Нестационарные взаимодействия ударных и детонационных волн в газах. М.: Наука, 1987. С. 164–167.

29. **Бакланов Д. И., Гвоздева Л. Г.** Нестационарные процессы при распространении детонационных волн в каналах переменного сечения // Теплофизика высоких температур. 1995. Т. 33, № 6. С. 958–966.
30. **Baklanov D. I., Gvozdeva L. G., Scherbak N. B.** Pulsed detonation combustion chamber for PDE // High-Speed Deflagration and Detonation: Fundamentals and Control / G. D. Roy, et al. (Eds). Moscow: ELEX-KM Publishers, 2001. P. 239–250.
31. **Edwards D. A., Thomas G. O., Nettleton M. A.** The diffraction of a planar detonation wave at an abrupt change in area // J. Fluid Mech. 1979. N 95. P. 79–92.
32. **Нетлетон М. А.** Детонация в газах. М.: Мир, 1989.
33. **Urtiew P. A., Traver C. M.** Effects of the cellular structure on the behavior of gaseous detonation waves in transient conditions // Proc. Astronaut. Aeronaut. 1981. N 75. P. 370–391.
34. **Eckett C. A., Quirk J. J., Shepherd J. E.** The role of unsteadiness in direct initiation of gaseous detonation // J. Fluid Mech. 2000. V. 421. P. 147–183.
35. **Shepherd J. E., Austin J., Chao T., et al.** Detonation initiation, diffraction and impulse // Proc. 13th ONR Propulsion Meeting, University of Minnesota / G. D. Roy and J. Strykowski (Eds). 2000. P. 172–177.
36. **Dorofeev S. B., Sidorov V. P., Kuznetsov M. S., et al.** Effect of scale on the onset of detonations // Shock Waves. 2000. V. 10, N 2. P. 137–149.
37. **Baklanov D. I., Gvozdeva L. G., Scherbak N. B.** The formation of high-speed gas flow in frequency mode during non-stationary propagation of detonation // AIAA Paper 98-2562.
38. **Бакланов Д. И., Жимерин Д. Г., Киселев Ю. Н. и др.** О некоторых технических аспектах использования детонационного режима сгорания // Физика горения и взрыва. 1976. Т. 12, № 1. С. 47–52.
39. **Baklanov D. I., Gvozdeva L. G., Scherbak N. B.** Estimation of frequency characteristics of pulsed detonation engine / 13 ONR Propulsion Meeting 2000 / G. Roy and P. Strikowsky (Eds). Minneapolis: Univ. of Minnesota, 2000. P. 233–238.
40. **Baklanov D., Golub V., Divakov O., Eremin A.** Use of thermochemical conversion in pulse detonation engine // CD Proc. of 18th ICDERS. Seattle, 2001. ISBN 0-9711740-0-8. Paper 60.
41. **Korabelnikov A. V., Kuranov A. L.** Thermochemical conversion of hydrocarbon fuel under the concept «AJAX» // AIAA Paper 99-4921.
42. **Курганов В. А., Зейгарник Ю. А. и др.** Термохимический принцип охлаждения на основе реакции паровой конверсии метана // Теплоэнергетика. 1996. № 3. С. 18–29.
43. **Курганов В. А., Гладунцов А. И.** Некоторые результаты экспериментального исследования теплоотдачи при нагревании в трубах турбулентного потока газа, каталитически диссоциирующего на стенке // Теплофизика высоких температур. 1977. Т. 15, № 1. С. 84–94.
44. **Borisov A. A.** Initiation of detonation in gaseous and two-phase mixtures // Gaseous and Heterogeneous Detonations: Science to Applications. Moscow: ENAS Publishers, 1999. P. 3–24.
45. **Nicholls J. A., Wilkinson H. R., Morrison R. B.** Intermittent detonation as a thrust-producing mechanism // Jet Propulsion. 1957. V. 27, N 5. P. 534–411.
46. **Eidelman S., Grossman W.** Pulsed detonation engine. Experimental and theoretical review // AIAA Paper 92-3168.
47. **Schauer F., Stutrud J., Bradley R.** Detonation initiation studies and performance results for pulsed detonation engine applications // AIAA Paper 2001-1129.
48. **Пат. РФ 2034996.** Способ получения тяги и устройство для его осуществления / В. Ф. Антоненко, Р. М. Пушкин, А. И. Тарасов и др. Бюл. изобрет. 1995. № 3. С. 208.
49. **Левин В. А., Смехов Г. Д., Тарасов А. И. и др.** Численные и экспериментальные исследования модели устройства с пульсирующей детонацией. М.: Ин-т механики МГУ, 1998. (Препринт № 42-98).
50. **Levin V. A., Nechaev Y. N., Tarasov A. L.** A new approach to organizing operation cycles in pulsed detonation engines // Control of Detonation Processes / G. Roy (Ed.). Moscow: Elex-KM Publishers, 2000. P. 197–201.
51. **Левин В. А., Нечаев Ю. И., Тарасов А. И.** Новый подход к организации рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей // Хим. физика. 2001. Т. 20, № 6. С. 90–98.
52. **Ремеев Н. Х., Власенко В. В., Хакимов Р. А., Иванов В. В.** Состояние и проблемы разработки технологии детонационного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя // Хим. физика. 2001. Т. 20, № 7. С. 119–129.
53. **Moretti J.** A new technique for the numerical analysis of nonequilibrium flows // AIAA Journal. 1965. V. 3, N 2; См. также: Ракетная техника и космонавтика. 1965. № 2. С. 18–26.
54. **Александров В. Г., Крайко А. Н., Реент К. С.** Определение характеристик сверхзвукового пульсирующего детонационного прямого двигателя (СПДПД) // Аэромеханика и газовая динамика. 2001. № 2. С. 3–15.

-
55. **Smirnov N. N., Nikitin V. F., Boichenko A. P., et al.** Control of deflagration to detonation transition in gases and its application to pulsed detonation devices // *Gaseous and Heterogeneous Detonations* / G. Roy (Ed.). Moscow: ENAS Publishers, 1999. P. 65–94.
56. **Пат.** России 2080261. Устройство для переработки изношенных автопокрышек / А. И. Харитонов, Д. И. Бакланов, В. В. Голуб и др. Бюл. изобрет. 1994. № 13.
57. **Пат.** России 2015892. Устройство для переработки изделий из полимерных материалов / Д. И. Бакланов, Л. Г. Гвоздева, В. В. Голуб и др. Бюл. изобрет. 1997. № 15.

Поступила в редакцию 18/XI 2002 г.
