

---

# МАКЕТ-ДЕМОНСТРАТОР ИМПУЛЬСНОГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ

---

С. М. Фролов, В. С. Аксёнов, В. Я. Басевич

Описана схема макета-демонстратора (МД) двухконтурного воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя (ИДД) на жидком топливе, созданного в ИХФ РАН. В отличие от существующих схем двухконтурных ИДД, в которых для инициирования детонации в первом контуре используют топливно-кислородную смесь, в МД получена устойчивая работа с периодической детонацией без использования кислорода. Ввиду приемлемых весовых и габаритных характеристик МД, предложенную схему организации рабочего процесса можно рассматривать как перспективную для практических приложений.

## 1 Введение

В течение последнего десятилетия нарастающими темпами ведутся работы по созданию нового типа реактивных двигателей — ИДД. В таких двигателях применяется новый принцип преобразования химической энергии топлива в реактивное движение: топливо сжигают в бегущей детонационной волне (ДВ). По сравнению с существующими схемами организации горения в воздушно-реактивных и ракетных двигателях детонационное сжигание топлива в бегущей волне имеет ряд принципиальных преимуществ, главное из которых — высокий термодинамический коэффициент полезного действия (КПД) детонационного цикла по сравнению с другими циклами тепловых машин [1–4]. В данной работе подробно рассмотрена конструкция и характеристики МД ИДД, созданного в ИХФ РАН.

## **2 Схема макета-демонстратора ИДД**

На рис. 1 показана схема испытательного стенда с МД. Макет-демонстратор имеет двухконтурную конструкцию с непрерывной подачей воздуха и топлива и разработан на основе поисковых исследований [5–16]. Первый контур (преддетонатор) представлял собой трубу диаметром 28 мм и длиной 1 м. На одном конце трубы была расположена полнорасходная пневматическая форсунка для тонкого распыливания жидкого топлива (размер капель 10–15 мкм) и электрический разрядник ED1 для периодического зажигания капельной ТВС. Другой конец трубы через конусную муфту был соединен с трубой диаметром 41 мм, которая была утоплена в прямую трубу второго контура диаметром 52 мм. Воздух во второй контур подавали с помощью низконапорного центробежного компрессора, а жидкое топливо — с помощью стандартной автомобильной форсунки низкого давления. Открытый конец второго контура был оборудован соплом. Полная длина МД — 1,8 м. В демонстрационных опытах в качестве топлива в обоих контурах использовали индивидуальные жидкие углеводороды — н-гексан или н-гептан. Температура топлива и воздуха в опытах — комнатная. Макет-демонстратор подвешивали на стальных тросах к потолку взрывной камеры для проведения измерений реактивной тяги по методу баллистического маятника.

## **3 Принцип работы**

Первый контур МД служил для периодического инициирования детонации в ТВС и перепуска образованной ДВ во второй контур. Для облегчения инициирования детонации за первым разрядником размещали спираль Щёлкина длиной 400 мм, свитую из стальной проволоки диаметром 4 мм с шагом 18 мм. За участком трубы со спиралью Щёлкина устанавливали дополнительный элемент в виде витка трубы длиной (вдоль оси) 365 мм. Виток способствовал газодинамической фокусировке волн сжатия, рождаемых ускоряющимся пламенем [10]. За фокусирующим элементом устанавливали второй разрядник ED2, который создавал электрический разряд в момент прихода взрывной волны на его электроды и обеспечивал надежное инициирование детонации при холодном пуске МД. Синхронизацию запуска второго раз-

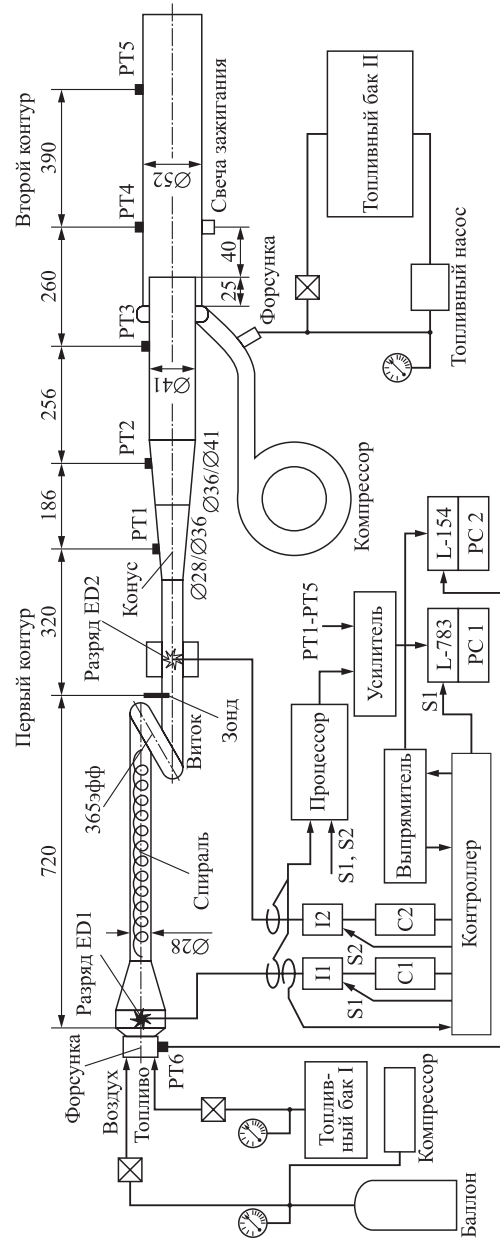


Рис. 1 Схема двухконтурного МД ИДД, разработанного в ИХФ РАН. Размеры указаны в миллиметрах

рядника с приходом взрывной волны осуществляли с помощью специального зонда. Конусную муфту использовали для перепуска детонации во второй контур. Детонационная волна, пройдя по трубе второго контура, выходила в атмосферу через сопло, придавая МД импульс реактивной тяги.

Для запуска МД разработали специальную процедуру. Сначала подавали импульсное (2 Гц) напряжение на свечу зажигания, установленную во втором контуре. Затем включали подачу воздуха и топлива во второй контур, что приводило к зажиганию смеси от свечи и последующему горению двухфазной смеси в потоке. Когда труба второго контура разогревалась до температуры около 50 °С, подачу напряжения на свечу зажигания прекращали. Одновременно включали подачу воздуха и топлива в первый контур, а также систему управления разрядниками ED1 и ED2. Разрядник ED2 отключали после 5–7 иницирующих циклов. В дальнейшем иницирование детонации в МД осуществлялось только разрядником ED1.

В детонационном режиме работы измеренные расходы топлива и воздуха в первом контуре составили  $0,4 \pm 0,1$  и  $6,7 \pm 0,5$  г/с, а во втором контуре —  $3,8 \pm 0,1$  и  $60 \pm 7$  г/с соответственно. Минимальная энергия, которая требовалась для иницирования детонации в первом контуре, составляла 24 Дж на один цикл. Если учесть, что эффективность используемых электрических разрядников составляла 15%–20%, можно ожидать, что применение других, более эффективных, разрядников позволит в дальнейшем снизить энергию иницирования до нескольких джоулей на один цикл.

При работе МД регистрировали расходы воздуха и топлива в первом и втором контурах, разрядный ток в разрядниках ED1 и ED2 и динамику волновых процессов с помощью пьезоэлектрических датчиков давления РТ1, . . . , РТ5.

#### **4 Первый контур**

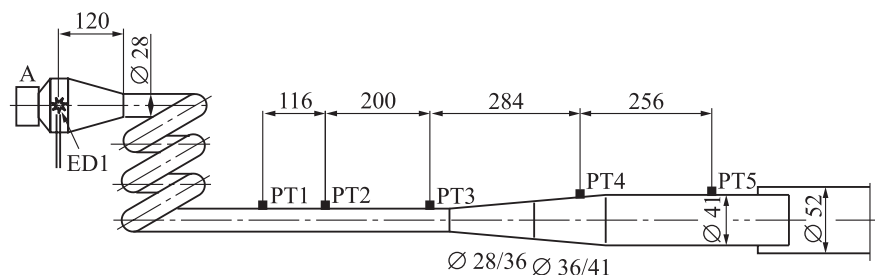
Конструкция первого контура МД, изображенного на рис. 1, основана на поисковых исследованиях, результаты которых описаны в данном разделе. Диаметр трубы-предетонатора (28 мм) выбрали, исходя из того, что энергия прямого иницирования детонации в капельных воздушных смесях *n*-гексана и *n*-гептана была минимальна именно в трубе такого диаметра [12, 13].

#### 4.1 Виток трубы

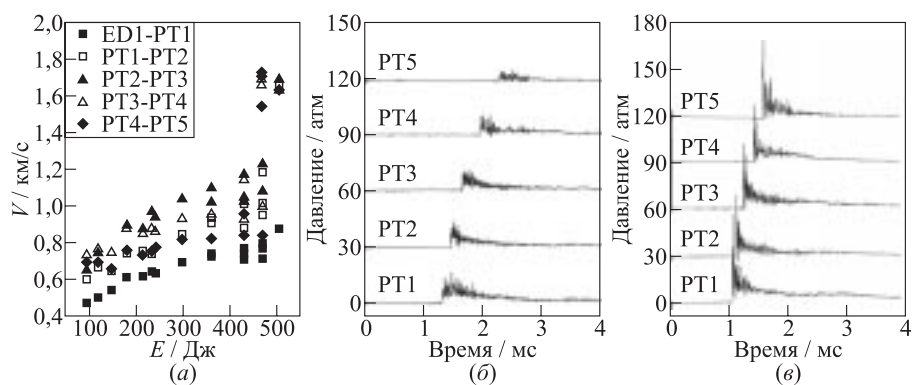
На рис. 2 показана схема трубы-предетонатора диаметром 28 мм с топливной форсункой А, электрическим разрядником ED1 и змеевиком (диаметр 140 мм), который присоединен к конической разрядной камере. Эту трубу устанавливали на испытательный стенд и проводили на ней эксперименты по однократному прямому инициированию детонации в капельной воздушной смеси н-гексана.

На рис. 3, а показаны зависимости скорости ударной волны  $V$  на разных измерительных базах от энергии разряда  $E$ , запасенной в конденсаторе. Обозначения (ED1–PT1), (PT1–PT2), (PT2–PT3) и т.д. соответствуют измерительной базе между разрядником ED1 и датчиком давления PT1, между датчиками PT1 и PT2, между датчиками PT2 и PT3 и т.д. При изменении  $E$  от 95 до 510 Дж скорость ударной волны монотонно возрастала на всех измерительных базах трубы-предетонатора. На выходе из змеевика (см. кривую давления PT1 на рис. 3, б), наблюдался прямоугольный профиль давления в ударной волне. На прямом участке трубы за змеевиком (см. кривые PT2 и PT3 на рис. 3, б) профиль давления в ударной волне трансформировался, принимая треугольную форму. При энергиях зажигания выше 470 Дж в экспериментах регистрировали детонацию (см. рис. 3, а и б). Измеренная скорость распространения ДВ на рис. 3, б составила  $1675 \pm 45$  м/с.

Эта серия экспериментов показала, что в гладкой трубе диаметром 28 мм с трехвитковым змеевиком инициирование детонации в капельной воздушной смеси н-гексана достигалось на длине около 1,4 м



**Рис. 2** Схема трубы-предетонатора с трехвитковым змеевиком. Размеры указаны в миллиметрах



**Рис. 3** Зависимость средней скорости ударной волны на разных измерительных базах от энергии инициирующего разряда для предетонатора, показанного на рис. 2 (а); записи давления при  $E = 300$  Дж (б) и  $E = 507$  Дж (в)

при энергии разряда  $E > 470$  Дж. Отметим, что в опытах с прямой трубой диаметром 28 мм для инициирования детонации тем же разрядником потребовалась энергия, как минимум,  $E = 920$  Дж [12, 13]. Таким образом, использование змеевика привело к снижению критической энергии инициирования детонации в два раза. Этот эффект можно объяснить многократными отражениями ударной волны от стенок внутри витков змеевика, которые способствуют самовоспламенению смеси и переходу ударной волны в детонацию [9, 13–15]. Отметим также, что при использовании змеевиков с одним и двумя витками минимальная энергия инициирования детонации была больше, чем в трехвитковом змеевике.

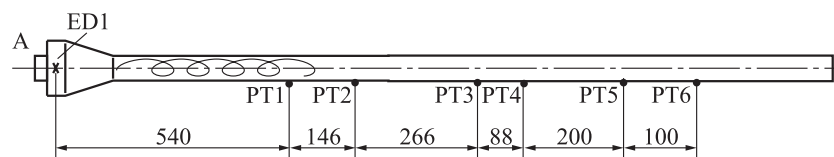
Другая важная особенность, обнаруженная в опытах со змеевиком, следует из внимательного рассмотрения рис. 3, а: детонация возникала, когда средняя скорость ударной волны в змеевике была на уровне 700–800 м/с (см. точки, соответствующие измерительной базе ED1–PT1), а на выходе из змеевика — выше 900 м/с (PT1–PT2). Это означает, что для инициирования детонации вместо мощного разрядника можно применить какой-либо генератор ударной волны, который обеспечит волну такой же интенсивности при значительно меньшей энергии зажигания. Для этой цели можно использовать, например, спираль Щёлкина [17].

## 4.2 Спираль Щёлкина

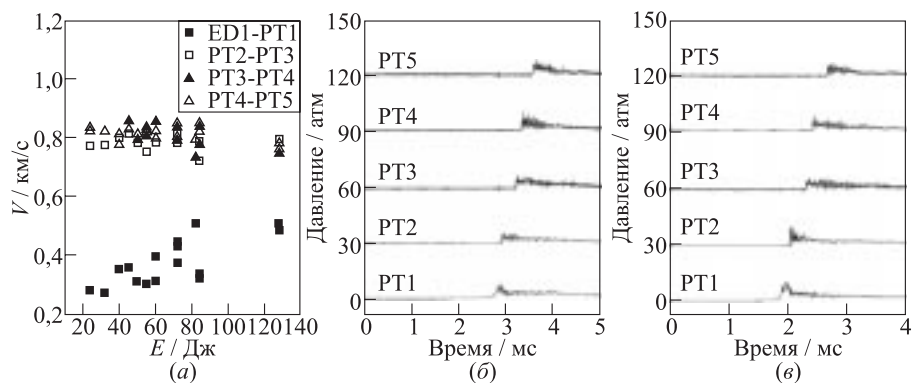
На рис. 4 показана схема трубы-предетонатора диаметром 28 мм с топливной форсункой А, разрядником ED1 и спиралью Щёлкина длиной 400 мм, свитой из стальной проволоки диаметром 4 мм с шагом 18 мм. Как и трубу со змеевиком, эту трубу устанавливали на испытательный стенд и проводили на ней эксперименты по инициированию детонации в капельной воздушной смеси н-гексана.

На рис. 5, а показаны зависимости скорости ударной волны  $V$  на разных измерительных базах от энергии разряда  $E$ , запасенной в конденсаторе. Обозначения на рис. 5, а такие же, как на рис. 3, а. Максимальная скорость ударной волны, измеренная в трубе, находилась на уровне  $800 \pm 50$  м/с в широком диапазоне изменения энергии разряда: от 24 до 130 Дж. После выхода из спирали Щёлкина ударная волна проходила расстояние 0,7–0,8 м с почти постоянной скоростью  $800 \pm 50$  м/с. На рис. 5, б и в показаны записи давления, полученные с помощью датчиков РТ1–РТ5 в двух опытах с  $E = 24$  Дж (рис. 5, б) и 60 Дж (рис. 5, в). Несмотря на большое различие в энергиях зажигания, соответствующие записи давления практически не отличаются друг от друга. В прямой трубе диаметром 28 мм со спиралью Щёлкина разной длины (до 750 мм), свитыми из проволоки разного диаметра (до 7 мм), при энергиях зажигания 24–130 Дж детонацию не наблюдали.

Тем не менее, в этой серии опытов обнаружили, что прямую трубу со спиралью Щёлкина можно использовать в качестве генератора ударной волны в капельных воздушных смесях н-гексана и н-гептана, обеспечивающего на выходе из спирали скорость волны на уровне  $800 \pm 50$  м/с. Минимальная энергия зажигания в трубе на рис. 4 составила 24 Дж. При энергиях зажигания ниже 24 Дж двухфазная смесь



**Рис. 4** Схема трубы-предетонатора со спиралью Щёлкина. Размеры указаны в миллиметрах



**Рис. 5** Зависимость средней скорости ударной волны на разных измерительных базах от энергии инициирующего разряда для трубы-предетонатора, показанной на рис. 4 (а); записи давления при  $E = 24$  Дж (б) и  $E = 60$  Дж (в)

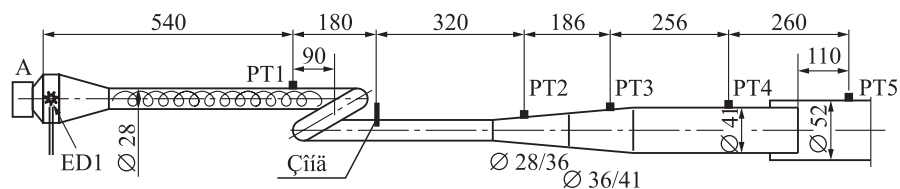
у сопла пневматической форсунки не поджигалась, так как очаг зажигания сносился потоком. Чтобы понизить минимальную энергию, необходимо принимать специальные меры по стабилизации очага зажигания.

### 4.3 Комбинация «спираль Щёлкина – виток трубы»

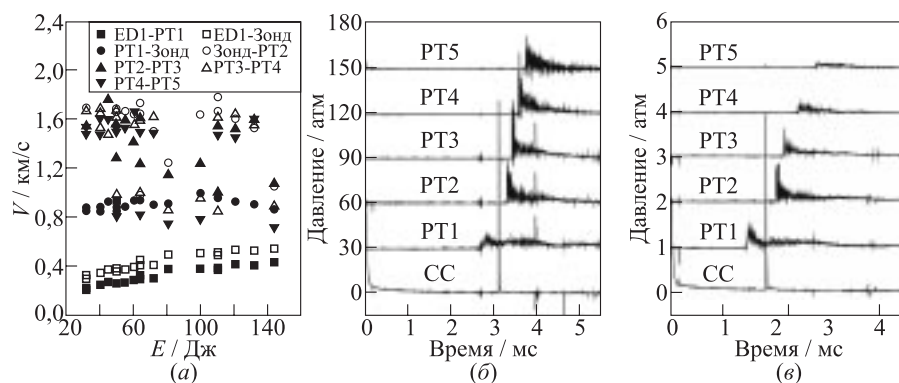
Труба-предетонатор, состоящая из прямого участка с топливной форсункой А, разрядником ED1 и спиралью Щёлкина и присоединенного к нему участка с одним витком трубы длиной 365 мм (рис. 6), оказалась эффективным средством инициирования детонации. Эта труба была такой же, как и труба первого контура МД на рис. 1, с тем лишь отличием, что в ней отсутствовал второй разрядник ED2, а датчики давления находились в других сечениях. Ее также устанавливали на испытательный стенд и проводили на ней эксперименты по однократному инициированию детонации в капельных воздушных смесях н-гексана и н-гептана.

На рис. 7, а показаны зависимости скорости ударной волны  $V$  на разных измерительных базах от энергии разряда  $E$ , запасенной в конденсаторе. Обозначения на рис. 7, а такие же, как на рис. 3, а и 5, а.





**Рис. 6** Схема комбинированной трубы-преддетонатора со спиралью Шёлкина и витком. Размеры указаны в миллиметрах



**Рис. 7** Зависимость средней скорости ударной волны на разных измерительных базах от энергии инициирующего разряда для трубы-преддетонатора, показанной на рис. 6 (а); записи давления при  $E = 30$  Дж (б) и  $E = 100$  Дж (в)

Зонд на рис. 6 — тот же, что и зонд, использованный в МД на рис. 1. При энергии разряда от 30 до 50 Дж на измерительных базах Зонд-PT2, PT2-PT3, PT3-PT4 и PT4-PT5 регистрировали детонацию. Детонационная волна возникала на расстоянии около 1 м от разрядника (приблизительно 36 диаметров трубы), перепускалась через конусную расширительную секцию в трубу диаметром 41 мм, а затем и в трубу диаметром 52 мм. Средняя скорость ДВ в разных опытах составила  $1600 \pm 100$  м/с. Давление в волне детонации достигало 15–20 атм (если не учитывать «шум»). На рис. 7, б и в представлены записи давления, полученные с помощью датчиков в разных сечениях трубы при  $E = 30$  и 100 Дж соответственно. Кривые СС соответствуют

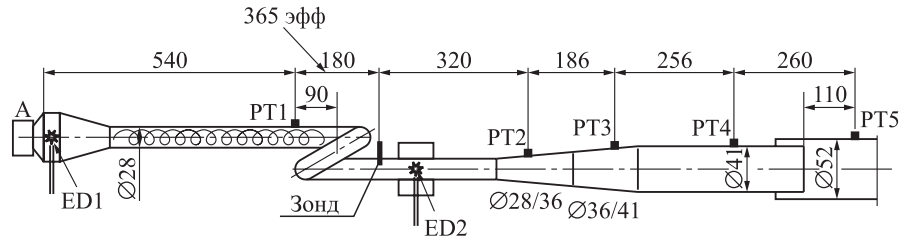
записям разрядного тока (в самом начале кривой) и сигналу зонда (тонкий всплеск большой амплитуды).

В этой серии экспериментов обнаружено интересное явление, названное нами «полуостровом детонации» [10], которое напоминает явление, обнаруженное нами ранее в [7, 12, 13]. При энергиях разряда от 30 до 50 Дж инициирование детонации на выходе из витка очень хорошо воспроизводилось от опыта к опыту, а возникающая ДВ всегда перепускалась в основную трубу (см. рис. 7, б). При энергиях разряда от 50 до 130 Дж детонация не всегда перепускалась в основную трубу (см. рис. 7, в). При энергиях разряда от 130 до 300 Дж детонация в опытах вовсе не возникала. Аналогичные эффекты наблюдали и в опытах с капельными воздушными смесями *n*-гептана. Такое поведение связано, главным образом, с витком трубы, поскольку в опытах в прямой трубе со спиралью Щёлкина в этом диапазоне энергий разряда детонация никогда не возникала. По-видимому, при низких энергиях разряда кумуляция волн сжатия (по терминологии Щёлкина [16]), образованных ускоряющимся пламенем, происходила внутри витка, а последующие отражения внутри витка приводили к возникновению детонации. При больших энергиях разряда кумулирующая ударная волна образовывалась за пределами витка и в отсутствие отражений затухала.

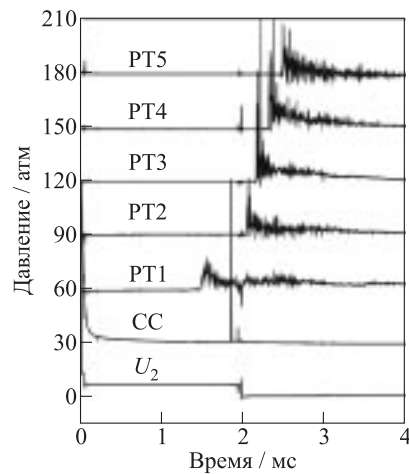
#### **4.4 Комбинация «спираль Щёлкина – виток трубы – второй разрядник»**

Для улучшения характеристик трубы-предетонатора, показанной на рис. 6, на расстоянии 90 мм от зонда поместили второй разрядник ED2 (рис. 8). Идея использования второго разрядника подробно обсуждалась в [5–7, 12, 13]. Если второй разрядник активировать в фазе с приходом ударной волны в сечение, где он расположен, можно значительно расширить «полуостров детонации». Это явление можно использовать для управления инициированием детонации при холодном пуске ИДД.

В экспериментах с такой трубой-предетонатором первый разрядник ED1 использовали для зажигания капельной воздушной смеси *n*-гексана. Вторым разрядником ED2 использовали для ускорения ударной волны, выходящей из витка, до детонации в том случае, когда



**Рис. 8** Схема комбинированной трубы-предетонатора со спиралью Щёлкина, витком и вторым разрядником. Размеры указаны в миллиметрах



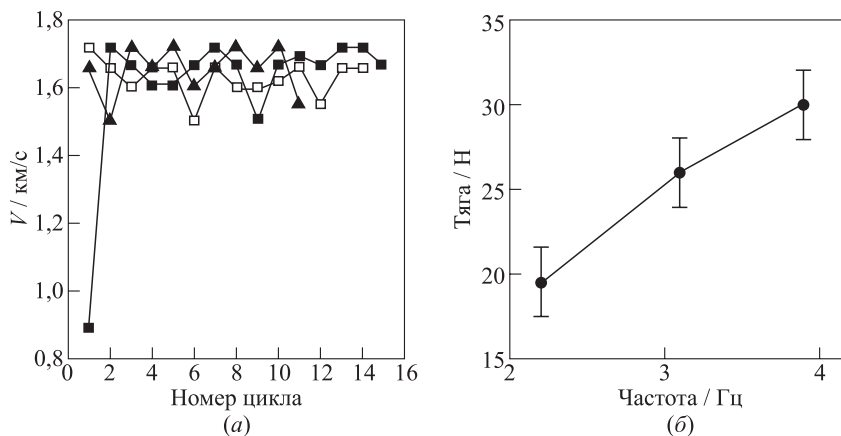
**Рис. 9** Записи давления при однократном инициировании детонации в трубе-предетонаторе, показанной на рис. 8, с последовательным запуском двух разрядников ED1 и ED2 с суммарной энергией  $E = 135$  Дж ( $C_1 = 50$  мкФ,  $C_2 = 25$  мкФ (см. рис. 1),  $U = 1900$  В и  $\Delta\tau = 80$  мкс). Кривая CC соответствует сигналам тока через разрядник ED1 и через зонд. Кривая  $U_2$  показывает падение напряжения на разряднике ED2

детонация в комбинированной трубе со спиралью и витком не инициировалась. Если же детонация в трубе со спиралью и витком инициировалась, второй разряд не влиял на распространение ДВ вдоль трубы. Зонд использовали для синхронизации второго разряда с временем прихода ударной волны в его сечение. С помощью зонда активировали блок временной задержки в цифровом управляющем устрой-

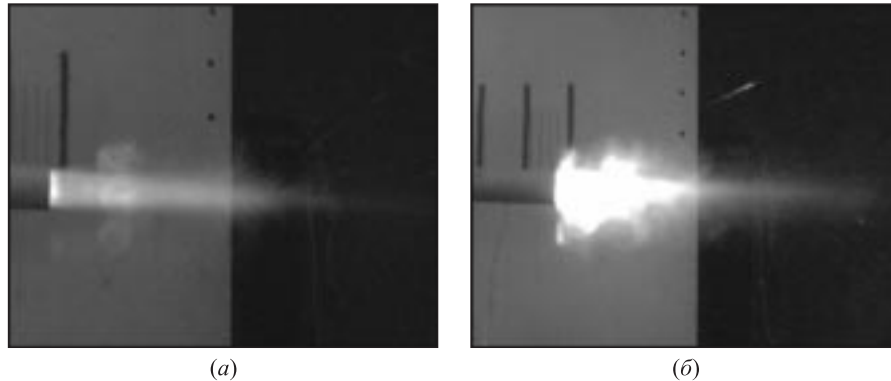
стве, который запускал второй разряд с некоторой заданной задержкой  $\Delta\tau$  (см. рис. 1). На рис. 9 показан пример записей давления в одном из опытов этой серии при полной энергии двух разрядов  $E = E_1 + E_2 = 135$  Дж ( $E_1 = 90$  Дж,  $E_2 = 45$  Дж) и  $\Delta\tau = 80$  мкс. В дополнение к кривой СС и пяти записям датчиков давления РТ1–РТ5 на рис. 9 приведена кривая напряжения  $U_2$  на втором разряднике, на которой отчетливо виден момент запуска второго разрядника с задержкой  $\Delta\tau$  после сигнала зонда (всплеск большой амплитуды на кривой СС). Момент падения напряжения на кривой  $U_2$  совпадает со вторым всплеском на кривой СС. Промежуток времени между указанными всплесками равен задержке  $\Delta\tau$ , установленной в управляющем устройстве.

## 5 Характеристики макета-демонстратора ИДД

На рис. 10, *а* приведены результаты измерений скорости взрывной волны на измерительной базе РТ4–РТ5 во втором контуре в трех независимых опытах при работе МД в детонационном режиме с час-



**Рис. 10** (а) Циклическая работа МД ИДД с рабочей частотой 3,9 Гц. Точки показывают среднюю скорость взрывной волны во втором контуре МД на измерительной базе РТ4–РТ5 (см. рис. 1) в каждом рабочем цикле в трех независимых огневых испытаниях МД. (б) Зависимость измеренной тяги МД от рабочей частоты



**Рис. 11** Фотографии выхлопных струй из трубы второго контура МД при выходе детонации (а) и дефлаграции (б). (См. вклейку, с. VII.)

тотой импульсов 3,9 Гц. Видно, что во всех циклах (кроме одного) на выходе из второго контура детонация распространялась в среднем со скоростью 1600–1700 м/с. Реактивную тягу измеряли при работе МД с частотой генерации ДВ 2,2, 3,1 и 3,9 Гц [11, 16]. На рис. 10, б показаны результаты измерений. Видно, что тяга ИДД линейно возрастала с увеличением частоты. Максимальная измеренная тяга составила  $30 \pm 2$  Н. Максимальная достигнутая частота работы установки — 8 Гц.

При работе МД на пределе инициирования детонации (например, по расходу топлива) наблюдали чередование циклов с детонацией и дефлаграцией. На рис. 11 показаны фотографии выхлопных струй при выходе ДВ (рис. 11, а) и дефлаграции (рис. 11, б) из трубы второго контура МД. При выходе ДВ на срезе трубы регулярно наблюдали свечение продуктов детонации, которое прекращалось вследствие быстрого расширения сжатого вещества в атмосферу. При выходе дефлаграции в окрестности среза трубы наблюдали относительно большую светящуюся область, в которой происходило догорание смеси.

На основе данных по тяге и секунднему расходу топлива получены оценки удельного импульса по топливу: около 800–900 с. Отметим, что этот результат получен без какой-либо доводки конструкции МД. Вследствие непрерывной подачи топлива и низкой частоты инициирования ДВ полное сгорание топлива в МД не достигалось. Можно надеяться, что мероприятия по доводке МД позволят повысить пол-

ноту сгорания и получить величину удельного импульса на уровне или выше удельного импульса лучших схем прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) — около 1800 с. Более того, удельный импульс в 800–900 с получен в статических условиях, тогда как удельный импульс ПВРД относится к полетным условиям со скоростями выше двух скоростей звука.

## **6 Заключение**

Один из перспективных способов реализации детонационного цикла в двигателях летательных аппаратов и энергетических установках — сжигание топлива в периодически генерируемых бегущих ДВ. В работе описана схема МД двухконтурного воздушно-реактивного ИДД на жидком топливе, созданного в ИХФ РАН. В отличие от существующих схем двухконтурных ИДД, в которых для инициирования детонации в первом контуре используют топливно-кислородную смесь, в МД получена устойчивая работа с периодической детонацией без использования кислорода.

Ввиду приемлемых весовых и габаритных характеристик МД предложенную схему организации рабочего процесса можно рассматривать как перспективную для практических приложений. Основные проблемы, которые еще предстоит решить — обеспечение устойчивой работы ИДД при замене легколетучего жидкого топлива (н-гексана и н-гептана) на труднолетучее топливо типа авиационного керосина и повышение тяговых показателей ИДД за счет повышения полноты сгорания топлива (оптимизация длины основной камеры и рабочей частоты).

Работа выполнена при частичной поддержке Международным научно-техническим центром (проект № 2740).

## **Литература**

1. Зельдович Я.Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // ЖТФ, 1940. Т. 10. № 17. С. 1453.

2. Фролов С. М. Перспективы использования детонационного сжигания топлива в энергетике и на транспорте // Тяжелое машиностроение, 2003. № 9. С. 18–22.
3. Roy G. D., Frolov S. M., Borisov A. A., Netzer D. W. Pulse detonation propulsion: Challenges, current status, and future perspective // Progress in Energy and Combustion Sciences, 2004. V. 30. № 6. P. 545–672.
4. Фролов С. М., Барыкин А. Е., Борисов А. А. Термодинамический цикл с детонационным сжиганием топлива // Химическая физика, 2004. Т. 23. № 3. С. 17–25.
5. Frolov S. M., Basevich V. Ya., Aksenov V. S., Polikhov S. A. Initiation of spray detonation by successive triggering of electric discharges // Advances in confined detonations / Eds. G. Roy, S. Frolov, R. Santoro, S. Tsyganov. Moscow: TORUS PRESS, 2002. P. 150–157.
6. Фролов С. М., Басевич В. Я., Аксёнов В. С., Полихов С. А. Иницирование газовой детонации бегущим импульсом принудительного зажигания // ДАН, 2004. Т. 394. № 2. С. 222–224.
7. Фролов С. М., Басевич В. Я., Аксёнов В. С., Полихов С. А. Иницирование детонации в распылах жидкого топлива последовательными электрическими разрядами // ДАН, 2004. Т. 394. № 4. С. 503–505.
8. Frolov S. M., Basevich V. Ya., Aksenov V. S. Combustion chamber with intermittent generation and amplification of propagating reactive shocks // Application of detonation to propulsion / Eds. G. Roy, S. Frolov, J. Shepherd. Moscow: TORUS PRESS, 2004. P. 240–249.
9. Frolov S. M., Basevich V. Ya., Aksenov V. S. Combustion chamber with intermittent generation and amplification of propagating reactive shocks // Application of detonation to propulsion / Eds. G. Roy, S. Frolov, J. Shepherd. Moscow: TORUS PRESS, 2004. P. 240–249.
10. Фролов С. М., Басевич В. Я., Аксёнов В. С., Полихов С. А. Сокращение преддетонационного участка в капельной взрывчатой смеси комбинированными средствами // ДАН, 2005. Т. 401. № 2. С. 201–204.
11. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Басевич В. Я. Макет-демонстратор воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя на жидком топливе // ДАН, 2005. Т. 402. № 4. С. 500–502.
12. Frolov S. M., Basevich V. Ya., Aksenov V. S., Polikhov S. A. Spray detonation initiation by controlled triggering of electric dischargers // J. Propulsion and Power, 2005. Vol. 21, No. 1. P. 54–64.
13. Frolov S. M., Basevich V. Ya., Aksenov V. S. Optimization study of spray detonation initiation by electric discharges // Shock Waves, 2005. Vol. 14. No. 3. P. 175–186.

14. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Басевич В. Я. Макет-демонстратор воздушно-реактивного двигателя с детонационным сжиганием топлива // *Химическая физика*, 2006. Т. 25. № 4. С. 14–19.
15. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Басевич В. Я. Иницирование гетерогенной детонации в трубах с витками и спиралью Щёлкина // *Теплофизика высоких температур*, 2006. Т. 44. № 2. С. 285–292.
16. Frolov S. M. Liquid-fueled air-breathing pulse detonation engine demonstrator: Operation principles and performance // *J. Propulsion and Power*, 2006. No. 6.
17. Щёлкин К. И. Быстрое горение и спиновая детонация газов. М.: Воениздат, 1949.