

МАКЕТ-ДЕМОНСТРАТОР ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО
ИМПУЛЬСНОГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ
НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ

© 2005 г. С. М. Фролов, В. С. Аксенов, В. Я. Басевич

Представлено академиком Ал.Ал. Берлиным 22.12.2004 г.

Поступило 22.12.2004 г.

Впервые разработан и испытан макет-демонстратор нового типа воздушно-реактивного двигателя на жидком химическом топливе – импульсного детонационного двигателя (ИДД).

Работы по созданию ИДД ведутся нарастающими темпами [1, 2]. 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. Во-первых, термодинамический коэффициент полезного действия (КПД) детонационного цикла значительно превышает КПД других циклов, особенно при низких давлениях в камере сгорания [3]. Во-вторых, ИДД может работать как на специальных топливах, так и на штатном (жидком) авиационном или ракетном топливе. В-третьих, в отличие от многих существующих реактивных двигателей ИДД конструктивно прост (не требует дорогостоящих компрессорных и турбо-насосных агрегатов), надежен (в ИДД отсутствуют подвижные элементы) и самодостаточен (не требует разгонных блоков для выхода на рабочий режим). Наконец, использование многокамерных схем ИДД позволит простым увеличением числа камер повышать тяговые характеристики двигателя. Ввиду того что практическая реализация детонационного сжигания топлива приведет к экономии энергоресурсов, работают и над созданием стационарных энергетических установок.

Макет-демонстратор имеет двухконтурную конструкцию с непрерывной подачей воздуха и топлива (рис. 1) и разработан на основе предыдущих исследований авторов [4–6]. Первый контур представляет собой трубу диаметром 28 мм и длиной 1 м. На одном конце трубы расположена пол-

норасходная пневматическая форсунка 1 для тонкого распыления жидкого топлива (размер капель 10–15 мкм) и электрический разрядник ED1 для периодического зажигания капельной топливно-воздушной смеси (ТВС). Другой конец трубы через конусный переходник 5 соединен с трубой диаметром 41 мм, которая утоплена в прямую трубу второго контура 6 диаметром 52 мм. Воздух во второй контур подается с помощью низконапорного центробежного компрессора 11, а жидкое топливо – с помощью стандартной автомобильной форсунки низкого давления 10. Открытый конец второго контура оборудован соплом (на рис. 1 не показано). Полная длина макета-демонстратора 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.

Первый контур служит для периодического инициирования детонации в ТВС и перепуска образованной ДВ во второй контур. Для облегчения инициирования детонации за первым разрядником размещали спираль Щелкина 2 длиной 600 мм, свитую из стальной проволоки диаметром 4 мм с шагом витков 18 мм. За участком трубы со спиралью Щелкина устанавливали дополнительный элемент в виде витка трубы 3 длиной (вдоль оси) 365 мм. Виток способствует газодинамической фокусировке волн сжатия, рождаемых ускоряющимся пламенем [6]. За фокусирующим элементом устанавливали второй разрядник ED2, который создавал электрический разряд в момент прихода взрывной волны на его электроды и обеспечивал инициирование детонации на каждом цикле по механизму [4, 5]. Синхронизацию запуска второго разрядника с приходом взрывной волны осуществляли с помощью ионизационного зонда 4. Конусный переходник 5 использовали для обеспечения надежного перепуска ДВ во второй контур. Детонационная волна, пройдя по трубе второго

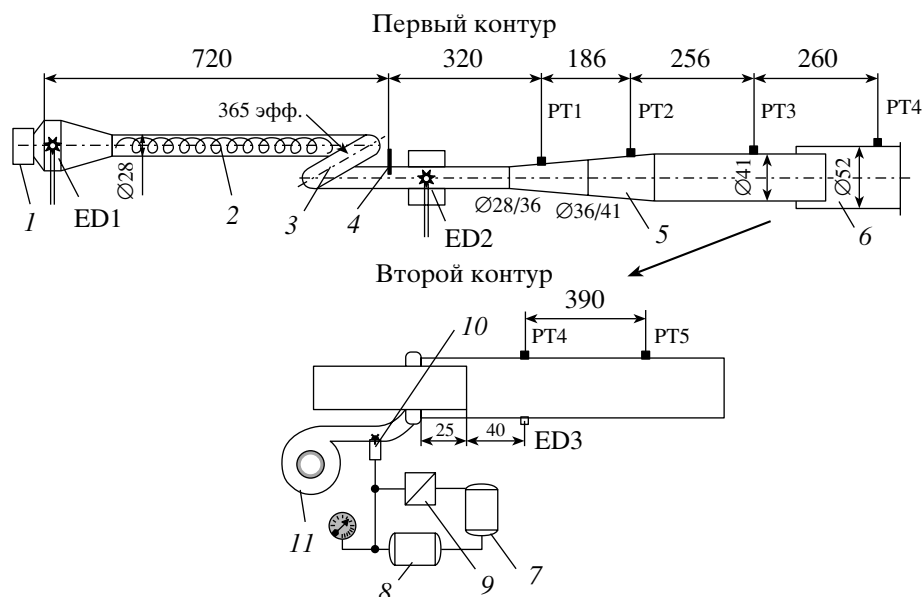


Рис. 1. Схема двухконтурного макета-демонстратора ИДД. 1 – пневматическая форсунка, 2 – спираль Щелкина, 3 – виток трубы, 4 – ионизационный зонд, 5 – конусный переходник, 6 – труба второго контура, 7 – топливный бак второго контура, 8 – топливный насос, 9 – топливный клапан, 10 – форсунка, 11 – компрессор. Размеры в мм.

контура, выходила в атмосферу через сопло, придавая импульс реактивной тяги макету-демонстратору.

Запуск макета-демонстратора осуществляли следующим образом. Сначала подавали напряжение (с частотой 2 Гц) на стандартную автомобильную свечу зажигания ED3, установленную во вто-

ром контуре (см. рис. 1). Далее включали подачу воздуха и топлива во второй контур. После зажигания ТВС во втором контуре возникало стационарное горение, приводящее к разогреву стенок трубы. Когда температура стенки достигала 50°C , включали подачу воздуха и топлива в первый контур, отключали свечу зажигания ED3 и, активируя разрядник ED1 с заданной частотой, выходили на рабочий режим периодического сжигания ТВС в бегущей ДВ. Управление всеми стадиями запуска ИДД и выхода на рабочий режим осуществлялось цифровым управляющим устройством. При работе макета-демонстратора 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 PT1, PT2, ..., PT5 (см. рис. 1).

В детонационном режиме работы измеренные расходы топлива и воздуха в первом контуре 0.4 ± 0.1 и 6.7 ± 0.5 г/с, а во втором контуре 3.8 ± 0.1 и 60 ± 7 г/с соответственно. Минимальная энергия, требуемая для инициирования детонации в первом контуре, – 30 Дж на один цикл. Если учесть, что эффективность используемых электрических разрядников составляла 15–20%, можно ожидать, что применение других, более эффективных зажигающих устройств позволит в дальнейшем снизить энергию инициирования до нескольких Джоулей на один цикл.

На рис. 2 приведены результаты измерений скорости взрывной волны на измерительных базах в первом и втором контурах при работе макета-

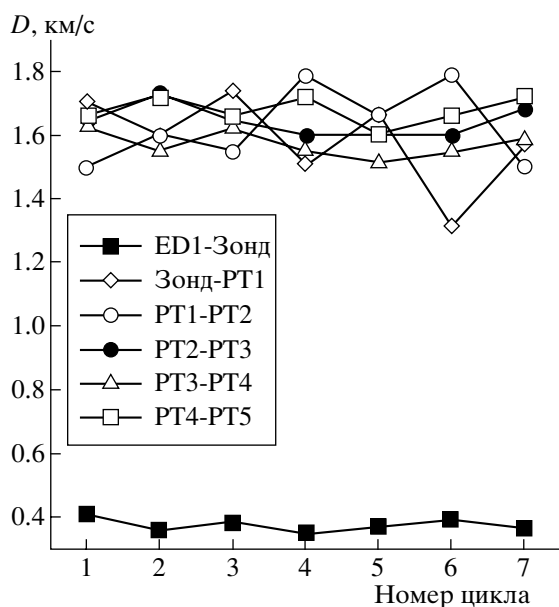


Рис. 2. Результаты измерений скорости взрывной волны D на разных измерительных базах в первом и втором контурах при работе макета-демонстратора в детонационном режиме с частотой импульсов 2.2 Гц.

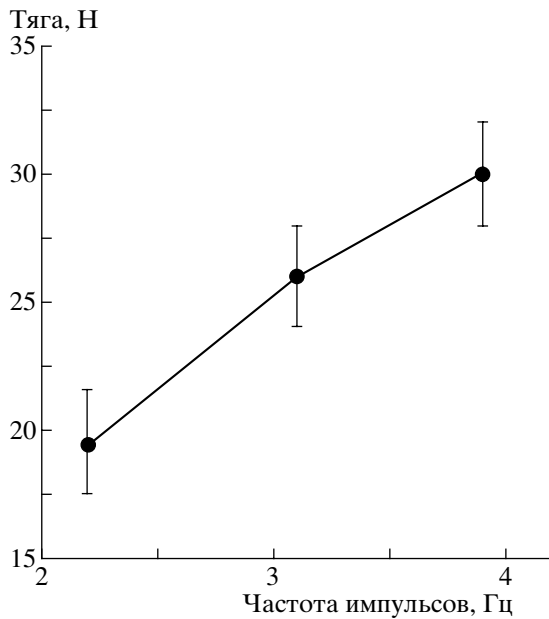


Рис. 3. Результаты измерений реактивной тяги.

та-демонстратора в детонационном режиме с частотой импульсов 2.2 Гц: между разрядником и зондом (ED1–Зонд), зондом и датчиком давления РТ1 (Зонд–РТ1), между датчиками РТ1 и РТ2 (РТ1–РТ2), между датчиками РТ2 и РТ3 (РТ2–РТ3), между датчиками РТ3 и РТ4 (РТ3–РТ4) и между датчиками РТ4 и РТ5 (РТ4–РТ5). Видно, что во всех циклах детонация в первом контуре возникает после второго разрядника и распространяется в среднем со скоростью 1600–1700 м/с. Во втором контуре ДВ распространяется с той же средней скоростью. Отметим, что при срыве детонации, например, вследствие отказа разрядника ED2, скорость на измерительной базе Зонд–РТ1 падает до 1000–1200 м/с.

Измерения реактивной тяги проведены при работе макета-демонстратора с частотой генерации ДВ 2.2, 3.1 и 3.9 Гц. На рис. 3 показаны ре-

зультаты измерений тяги. Видно, что тяга ИДД линейно возрастает с увеличением частоты. Максимальная измеренная тяга составила 30 ± 2 Н. Максимальная достигнутая частота работы установки 8 Гц.

Таким образом, впервые разработан и испытан макет-демонстратор двухконтурного воздушно-реактивного ИДД, работающий на жидком углеводородном горючем. В отличие от существующих схем двухконтурных ИДД, в которых для инициирования ДВ в первом контуре используют топливно-кислородную смесь, в макете-демонстраторе получена устойчивая работа с периодической детонацией без использования кислорода. Ввиду приемлемых весовых и габаритных характеристик макета-демонстратора предложенная схема организации рабочего процесса может рассматриваться как перспективная для практических приложений. Основная проблема, которую еще предстоит решить, – обеспечение устойчивой работы ИДД при замене легколетучего жидкого топлива (н-гексана и н-гептана) на труднолетучее топливо типа авиационного керосина.

СПИСОК ЛИТРАТУРЫ

1. Фролов С.М. // Тяжелое машиностроение. 2003. № 9. С. 19–22.
2. Roy G.D., Frolov S.M., Borisov A.A., Netzer D.W. // Progr. Energy and Combust. Sci. 2004. V. 30. № 6. P. 545–672.
3. Фролов С.М., Барыкин А.Е., Борисов А.А. // Хим. физика. 2004. Т. 23. № 3. С. 17–25.
4. Фролов С.М., Басевич В.Я., Аксенов В.С., Полихов С.А. // ДАН. 2004. Т. 394. № 2. С. 222–224.
5. Фролов С.М., Басевич В.Я., Аксенов В.С., Полихов С.А. // ДАН. 2004. Т. 394. № 4. С. 503–505.
6. Frolov S.M., Basevich V.Ya., Aksenov V.S. In: Application of Detonation to Propulsion. Moscow: Torus Press, 2004. P. 240–249.