

X МЕЖДУНАРОДНАЯ
НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКАЯ
КОНФЕРЕНЦИЯ

05-01-038

ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ И ПРИКЛАДНЫЕ ПРОБЛЕМЫ
СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

**РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА
ДЕТОНАЦИОННОМ СЖИГАНИИ ТОПЛИВА**

С.М. Фролов
ИХФ РАН, Москва, Россия

ISBN 5-86953-146-2

г. Владимир, 27-29 июня 2005 г.
Владимирский государственный университет

РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ДЕТОНАЦИОННОМ СЖИГАНИИ ТОПЛИВА

С.М. Фролов
ИХФ РАН, Москва, Россия

© С.М. Фролов

ВВЕДЕНИЕ

В течение последнего десятилетия нарастающими темпами ведутся работы по созданию нового типа реактивных двигателей – импульсных детонационных 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 существующих демонстраторах ИДД активно применяются системы и детали поршневых автомобильных двигателей – четырехклапанные головки цилиндров с центральным расположением форсунки, форсунки высокого давления впрыскивания, карбюраторы и др. [3]. В данной работе описан принцип работы ИДД, а также фундаментальные и технические проблемы, стоящие на пути создания практического двигателя. Подробно рассмотрена конструкция и характеристики макета-демонстратора ИДД, созданного в ИХФ РАН.

ИМПУЛЬСНЫЙ ДЕТОНАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ

Импульсный детонационный двигатель в современном представлении – это труба (или связка труб), оборудованная системой подачи воздуха и топлива. Один конец трубы, называемый тяговой стенкой, закрыт, частично закрыт или периодически закрыт (если схема ИДД предусматривает использование механического клапана). Другой конец трубы оборудован реактивным соплом. По заполнению трубы топливно-воздушной смесью (ТВС) производится инициирование детонации в смеси с помощью того или иного источника инициирования. В результате по смеси распространяется ДВ, которая, сжигая ТВС, создает высокое избыточное давление на тяговой стенке. После выхода ДВ в атмосферу через сопло давление в трубе снижается. При снижении давления на тяговой стенке до определенного уровня в трубу подается новая порция ТВС, и процесс повторяется. Для обеспечения высокой эффективности ИДД необходимо обеспечить частоту

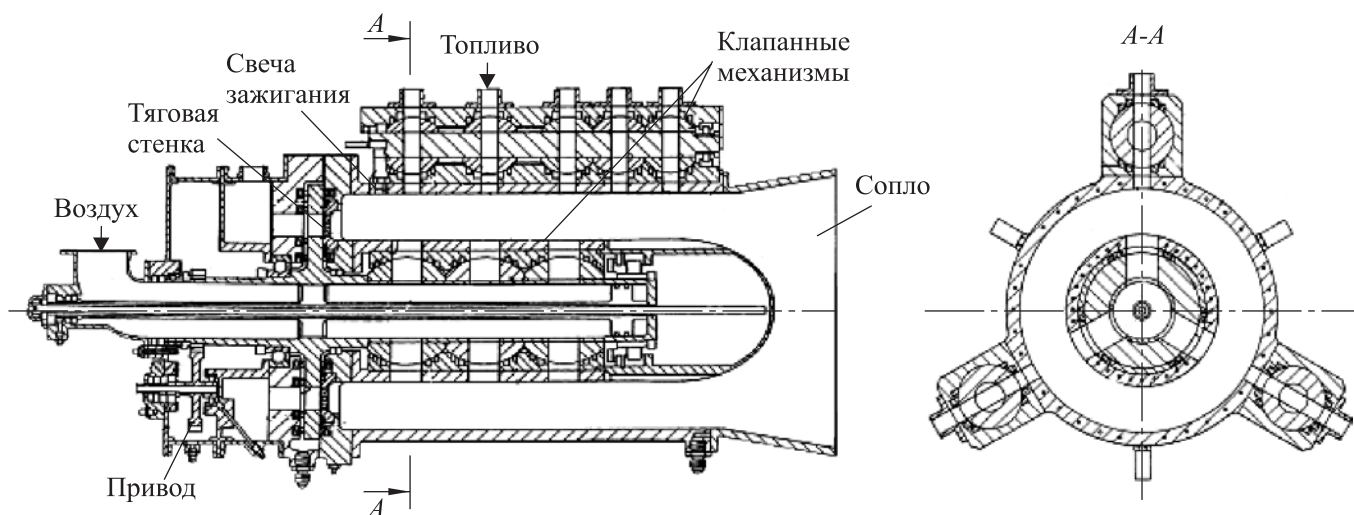


Рис. 1 Схема многоклапанного ИДД с отдельной подачей топлива и окислителя в кольцевую камеру сгорания ([5])

генерации ДВ на уровне 100 Гц и выше. Подробный анализ существующих схем ИДД приведен в [3]. На рис. 1 показан пример компоновки ИДД [5].

Наиболее привлекательными являются бесклапанные схемы ИДД. В таких схемах труба (или связка труб) периодически заполняется ТВС благодаря естественному всасыванию воздуха и топлива в трубу после выхода ДВ в атмосферу. В бесклапанной схеме отсутствуют подвижные элементы, что значительно повышает надежность и долговечность конструкции.

ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ КПД

На рис. 2 представлены расчетные КПД идеальных циклов для трех случаев сжигания топлива (на примере стехиометрической этилено-воздушной смеси) – $p = const$ (цикл Брайтона), $V = const$ (цикл Хампри) и в ДВ (цикл ИДД) – в зависимости от числа Маха полета [2–4]. КПД определен как $(H - H_0)/Q$, где H – энтальпия продуктов горения после расширения до начального давления, H_0 – энтальпия исходной смеси, Q – тепловой эффект реакции горения в расчете на моль смеси. Используются следующие значения определяющих параметров: $Q = 22000$ кал/моль, показатель адиабаты и изобарная теплоемкость смеси при начальных условиях (300 К, 1 атм) 1.394 и 7 кал/(моль·К), показатель адиабаты и изобарная теплоемкость продуктов горения 1.217 и 11.1 кал/(моль·К), соответственно.

Видно, что КПД цикла с детонационным сжиганием топлива значительно выше КПД цикла Брайтона, используемого в современных реактивных двигателях летательных аппаратов, особенно при низких степенях сжатия. Это связано с тем, что при одинаковых начальных условиях продукты детонации горючей смеси обладают меньшей энтропией, чем продукты горения в замкнутом объеме ($V = const$) и продукты горения при постоянном давлении ($p = const$), и, следовательно, при изэнтропическом расширении продуктов в атмосферу большая часть химической энергии топлива превращается в полезную работу.

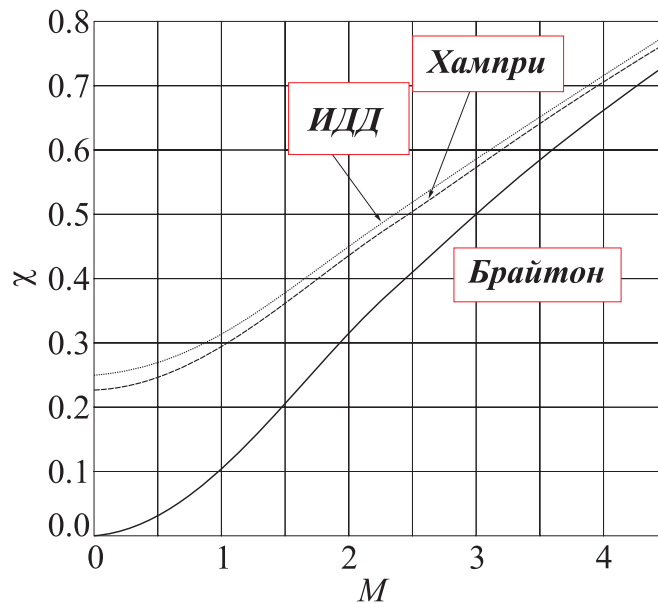


Рис. 2 Термодинамическая эффективность детонационного сжигания топлива (кривая ИДД) в по сравнению с дефлаграционным сжиганием при $p = \text{const}$ (цикл Брайтона) и при $V = \text{const}$ (цикл Хампри) в зависимости от скорости полета летательного аппарата с прямоточным бескомпрессорным двигателем [2–4].

Отмеченное повышение КПД, если оно технически достижимо, привело бы к значительному повышению экономичности двигателя. Особенно наглядны преимущества детонационного сжигания топлива применительно к бескомпрессорным прямоточным воздушно-реактивным двигателям (ПВРД): при дозвуковых и сверхзвуковых (с числом Маха до 2–3) скоростях полета.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Вследствие жестких весовых и габаритных ограничений, а также требований экономичности, устойчивости работы и долговечности, свойственных силовым установкам летательных аппаратов, кроме требований высоких тяговых характеристик к ИДД предъявляют целый ряд других требований. В соответствии с ними одна из наиболее приемлемых конфигураций ИДД – связка труб длиной до 2 м, диаметром до 100 мм с единым воздухозаборником и общим соплом.

В практических ИДД желательно использовать штатные жидкие углеводородные топлива без активных добавок с непосредственной подачей в камеру сгорания без предварительного смешения с воздухом. В настоящее время именно эти требования оказались основным барьером на пути создания ИДД, конкурирующего с существующими силовыми установками. Необходимость использования жидкого углеводородного топлива в рабочем цикле воздушно-реактивного ИДД порождает ряд фундаментальных проблем, связанных с низкой детонационной способностью таких топлив. Инициирование каждого цикла детонации требует больших энергетических затрат или длинной детонационной трубы. Инициирование детонации существенно облегчается, если использовать обогащение ТВС кислородом или применять чувствительное и легколетучее топливо. Однако для практических ИДД и то, и другое считают неприемлемым, за исключением специальных приложений.

МАКЕТ-ДЕМОНСТРАТОР ИХФ РАН

СХЕМА

Макет-демонстратор ИХФ РАН имеет двухконтурную конструкцию с непрерывной подачей воздуха и топлива и разработан на основе поисковых исследований [6–10]. Первый контур представляет собой трубу диаметром 28 мм и длиной 1 м. На одном конце трубы расположена полнорасходная пневматическая форсунка для тонкого распыливания жидкого топлива (размер капель 10–15 мкм) и электрический разрядник 1 для периодического зажигания капельной ТВС. Другой конец трубы через конусную муфту соединен с трубой диаметром 41 мм, которая утоплена в прямую трубу второго контура диаметром 52 мм. Воздух во второй контур подается с помощью низконапорного центробежного компрессора, а жидкое топливо – с помощью стандартной автомобильной форсунки низкого давления. Открытый конец второго контура оборудован соплом. 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.

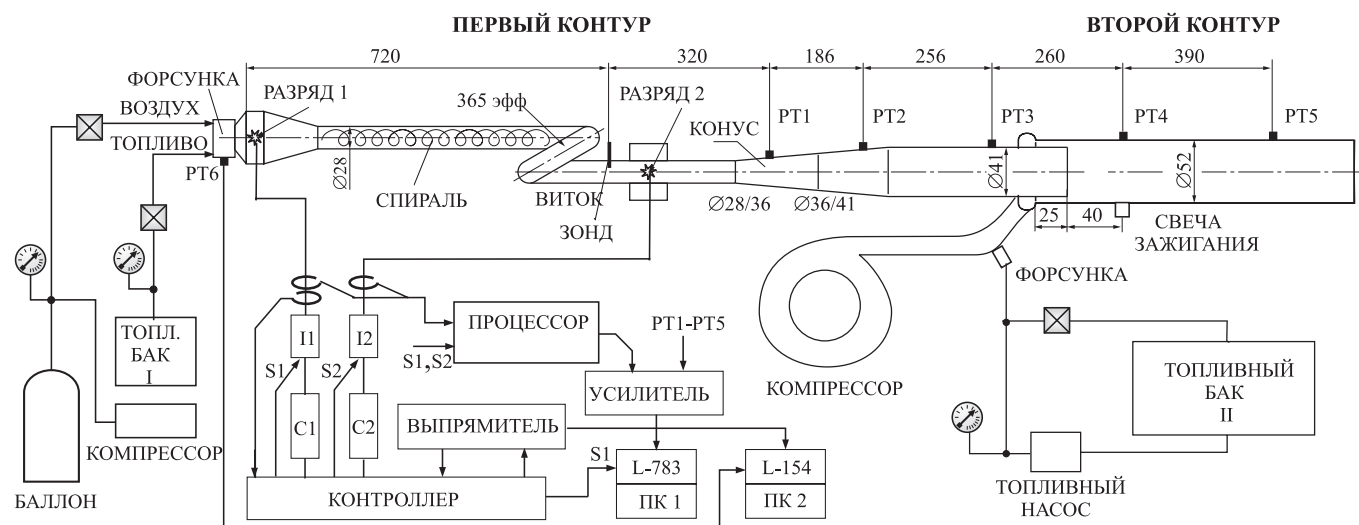


Рис. 3 Схема двухконтурного макета-демонстратора ИХФ РАН [10]

ПРИНЦИП РАБОТЫ

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 длиной 400 мм, свитой из стальной проволоки диаметром 4 мм с шагом витков 20 мм. За участком трубы со спиралью Щелкина устанавливали дополнительный элемент в виде витка трубы длиной (вдоль оси) 365 мм. Виток способствует газодинамической фокусировке волн сжатия, рождаемых ускоряющимся пламенем [9]. За фокусирующим элементом устанавливали второй разрядник 2, который создавал

электрический разряд в момент прихода взрывной волны на его электроды и обеспечивал надежное инициирование детонации на каждом цикле. Синхронизацию запуска второго разрядника 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 импульс реактивной тяги макету-демонстратору.

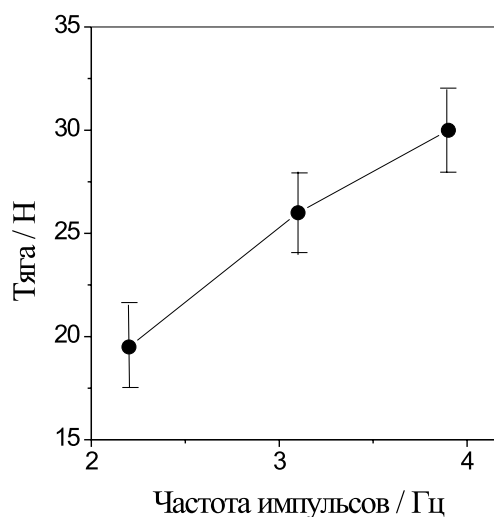
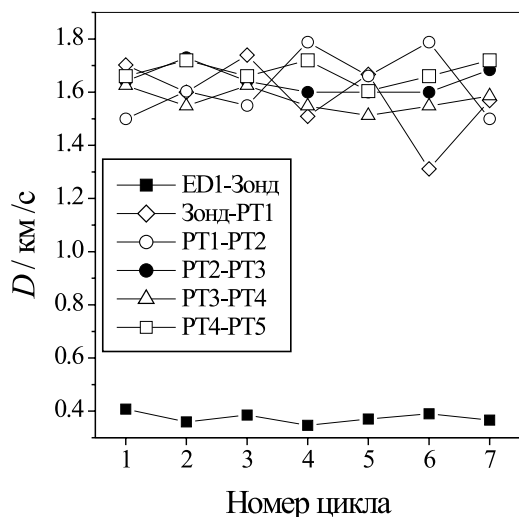
В детонационном режиме работы измеренные расходы топлива и воздуха в первом контуре – $0,4 \pm 0,1$ и $6,7 \pm 0,5$ г/с, а во втором контуре – $3,8 \pm 0,1$ и 60 ± 7 г/с, соответственно. Минимальная энергия, требуемая для инициирования детонации в первом контуре – 30 Дж на один цикл. Если учесть, что эффективность используемых электрических разрядников составляла 15-20 %, можно ожидать, что применение других, более эффективных, зажигающих устройств позволит в дальнейшем снизить энергию инициирования до нескольких Дж на один цикл.

При работе макета-демонстратора регистрировали расходы воздуха и топлива в первом и втором контурах, разрядный ток в разрядниках 1 и 2 и динамику волновых процессов с помощью пьезоэлектрических датчиков давления $PT1, \dots, PT5$ (см. рис. 3).

ХАРАКТЕРИСТИКИ

На рис. 4а приведены результаты измерений скорости взрывной волны на измерительных базах в первом и втором контурах при работе макета-демонстратора в детонационном режиме с частотой импульсов 2,2 Гц: между разрядником 1 и зондом ($ED1$ –Зонд), зондом и датчиком давления $PT1$ (Зонд– $PT1$), между датчиками $PT1$ и $PT2$ ($PT1$ – $PT2$), между датчиками $PT2$ и $PT3$ ($PT2$ – $PT3$), между датчиками $PT3$ и $PT4$ ($PT3$ – $PT4$) и между датчиками $PT4$ и $PT5$ ($PT4$ – $PT5$). 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 детонация распространяется с той же средней скоростью.

Измерения реактивной тяги проведены при работе макета-демонстратора с частотой генерации ДВ 2,2, 3,1 и 3,9 Гц [10]. На рис. 4б показаны результаты 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. На основе данных по тяге и секундному расходу топлива получены оценки удельного импульса: около 1000 с. Отметим, что этот результат получен без какой-либо доводки конструкции макета-демонстратора. Это позволяет надеяться, что мероприятия по доводке макета позволят получить величину удельного импульса на уровне или выше удельного импульса лучших схем ПВРД – около 1800 с. Более того, удельный импульс в 1000 с получен в статических условиях, тогда как удельный импульс ПВРД относится к полетным условиям со скоростями выше двух скоростей звука.



(а)

(б)

Рис. 4. (а) 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 [10]. (б) Результаты измерений реактивной тяги [10].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Один из перспективных способов реализации «детонационного» цикла в двигателях летательных аппаратов и энергетических установках – сжигание топлива в периодически генерируемых проходящих ДВ. Описаны схемы организации рабочего процесса в ИДД. Сформулированы ключевые проблемы, возникающие на пути создания ИДД. Описана схема макета-демонстратора 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 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.

Макет-демонстратор ИХФ РАН создан творческим коллективом в составе Аксенова В. С., Басевича В. Я. и автора данного сообщения. Работа частично поддержана Международным научно-техническим центром (проект № 2740).

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Зельдович Я. Б. // ЖТФ. 1940. Т. 10. № 17. С. 1453.
2. Фролов С. М. // Тяжелое машиностроение. 2003. № 9. С. 19.
3. Roy G. D., Frolov S. M., Borisov A. A., Netzer D. W. // Progress in Energy and Combustion Sciences. 2004. V. 30. № 6. P. 545.

4. *Фролов С. М., Барыкин А. Е., Борисов А. А.* // Химическая физика. 2004. Т. 23. № 3. С. 17.
5. *Hunter L. G., Louis G., Winfree D. D.* United States Patent 5,557,926. September 24, 1996.
6. *Фролов С. М., Басевич В. Я., Аксенов В. С., Полихов С. А.* // Доклады Академии наук. 2004. Т. 394. №2. С. 222.
7. *Фролов С. М., Басевич В. Я., Аксенов В. С., Полихов С. А.* // Доклады Академии наук. 2004. Т. 394. №4. С. 503.
8. *Frolov S. M., Basevich V. Ya., Aksenov V. S.* // Application of Detonation to Propulsion. Ed. by G. Roy, S. Frolov, J. Shepherd. Moscow, Torus Press, 2004. P. 240.
9. *Фролов С. М., Басевич В. Я., Аксенов В. С., Полихов С. А.* // Доклады Академии наук. 2004. Т. 401. №2.
10. *Фролов С. М., Аксенов В. С., Басевич В. Я.* // Доклады Академии наук. 2005. Т. 402. №4.

ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

ДВ – детонационная волна

ИДД – импульсный детонационный двигатель

ИХФ РАН – Институт химической физики им. Н.Н. Семенова Российской академии наук

КПД – коэффициент полезного действия

ПВРД – прямоточный воздушно-реактивный двигатель

ТВС – топливно-воздушная смесь

КОНТАКТНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Фролов Сергей Михайлович

д.ф.-м.н., заведующий лабораторией Института химической физики им. Н.Н. Семенова РАН, профессор Московского инженерно-физического института (Государственного университета)

Служебный адрес: 119991, г. Москва, ул. Косыгина, д. 4, тел.: (095) 939-72-28, e-mail: smfrol@chph.ras.ru