

МАКЕТ-ДЕМОНСТРАТОР ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ
С ДЕТОНАЦИОННЫМ СЖИГАНИЕМ ТОПЛИВА

© 2006 г. С. М. Фролов, В. С. Аксёнов, В. Я. Басевич

*Институт химической физики им. Н.Н. Семенова**Российской академии наук, Москва*

Поступила в редакцию 27.04.2005

Описаны схемы организации рабочего процесса в импульсном детонационном двигателе (ИДД). Сформулированы ключевые проблемы, возникающие на пути создания ИДД. Описана схема макета-демонстратора (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 предложенная схема организации рабочего процесса может рассматриваться как перспективная для практических приложений.

ВВЕДЕНИЕ

В течение последнего десятилетия нарастающими темпами ведутся работы по созданию импульсного детонационного двигателя (ИДД) – нового типа реактивных двигателей. 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 описан принцип работы ИДД, а также фундаментальные и технические проблемы, стоящие на пути создания практического двигателя. Подробно рассмотрена конструкция и характеристики макета-демонстратора (МД) 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 заполнении трубы топливно-воздушной сме-

сью (ТВС) производится инициирование детонации в смеси с помощью того или иного источника инициирования. В результате по смеси распространяется детонационная волна (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 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) – $p = \text{const}$ (цикл Брайтона), $V = \text{const}$ (цикл Хампри) и в ДВ (цикл ИДД) – в зависимости от числа Маха полета [2–4]. Коэффициент полезного действия 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 го-

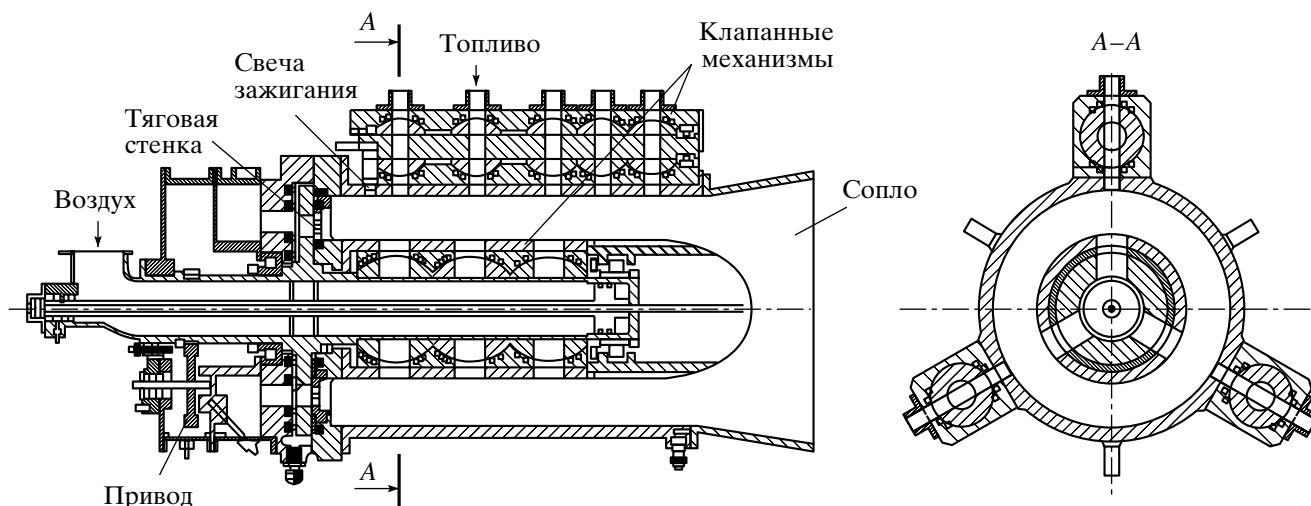


Рис. 1. Схема многоклапанного ИДД с раздельной подачей топлива и окислителя в кольцевую камеру сгорания [5].

рения 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 ($V = \text{const}$) и продукты горения при постоянном давлении ($p = \text{const}$), и, следовательно, при изэнтропическом расширении продуктов в атмосферу большая часть химической энергии топлива превращается в полезную работу.

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 2–2.5 м, диаметром до 100–140 мм с единым воздухозаборником и общим соплом.

В практических ИДД желательно использовать штатные жидкие углеводородные топлива без активных добавок с непосредственной подачей в их камеру сгорания без предварительного смешения с воздухом. В настоящее время именно эти требования оказались основным барьером на

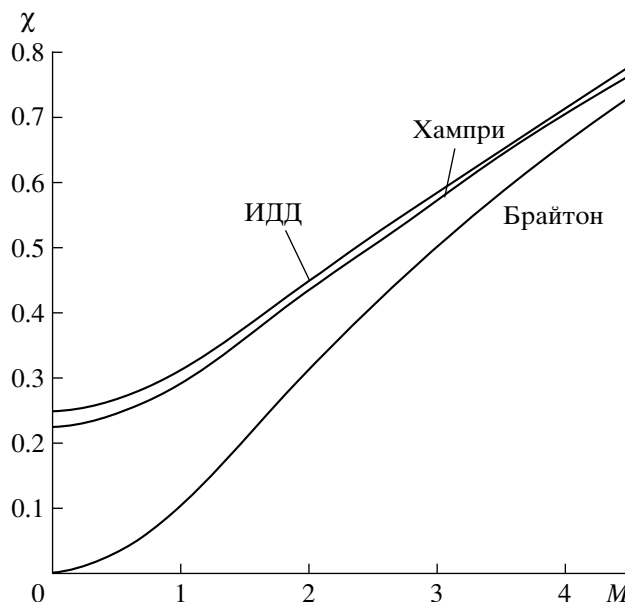


Рис. 2. Термодинамическая эффективность детонационного сжигания топлива (кривая “ИДД”) по сравнению с дефлаграционным сжиганием при $p = \text{const}$ (цикл Брайтона) и $V = \text{const}$ (цикл Хампри) в зависимости от скорости полета летательного аппарата с прямоточным бескомпрессорным двигателем [2–4].

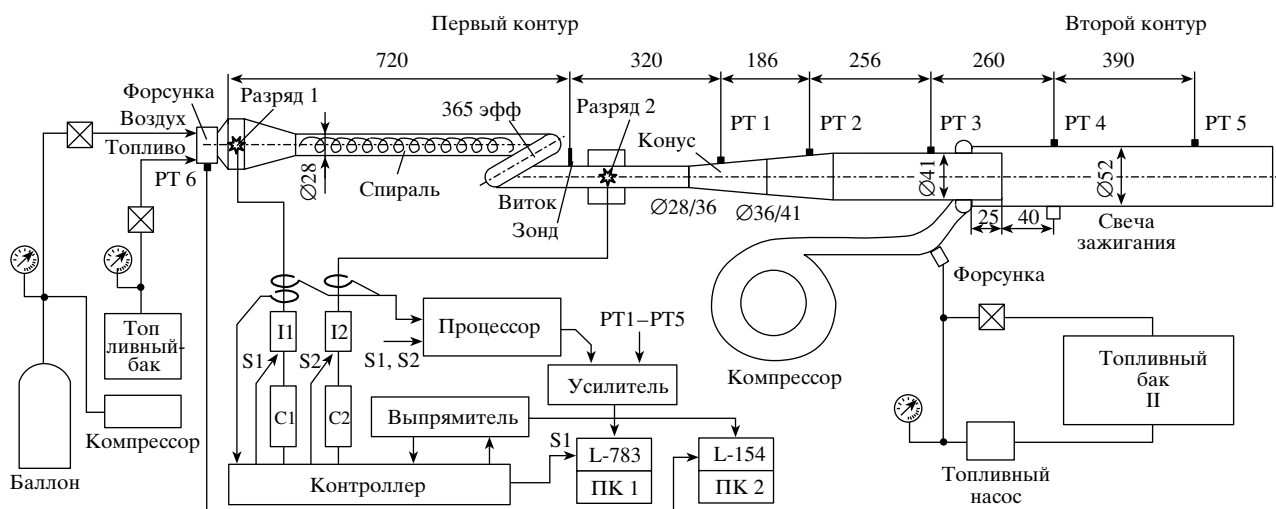


Рис. 3. Схема двухконтурного МД ИДД, разработанного в ИХФ РАН.

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. Иницирование каждого цикла детонации требует больших энергетических затрат или длинной детонационной трубы. Иницирование 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, созданный в ИХФ РАН (рис. 3), 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 распыления 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 МД составляет 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.

Принцип работы

Первый контур служит для периодического иницирования детонации в ТВС и перепуска образованной ДВ во второй контур. Для облегчения иницирования детонации за первым разрядником размещали спираль Щелкина длиной 400 мм, свитую 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 иницирование детонации при холодном пуске МД. 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 МД импульс реактивной тяги.

Для запуска макета-демонстратора разработали специальную процедуру. Сначала подавали импульсное (2 Гц) напряжение на свечу зажига-



a



б

Рис. 4. Процедура пуска МД: *a* – импульсные разряды на свече зажигания, установленной в трубе второго контура; *б* – зажигание ТВС во втором контуре.

ния, установленную во втором контуре (см. рис. 3 и рис. 4*a*). Затем включали подачу воздуха и топлива во второй контур, что приводило к зажиганию смеси от свечи и последующему горению двухфазной смеси в потоке (рис. 4*б*). Когда труба второго контура разогревалась до температуры около 50°C, подачу напряжения на свечу зажигания прекращали. Одновременно включали подачу воздуха и топлива в первый контур, а также систему управления разрядниками 1 и 2. Разрядник 2 отключали после 5–7 иницирующих циклов. В дальнейшем иницирование детонации в МД осуществлялось только разрядником 1.

В детонационном режиме работы измеренные расходы топлива и воздуха в первом контуре составляли соответственно (0.4 ± 0.1) и (6.7 ± 0.5) г/с, а во втором контуре – (3.8 ± 0.1) и (60 ± 7) г/с. Минимальная энергия, требуемая для иницирования де-

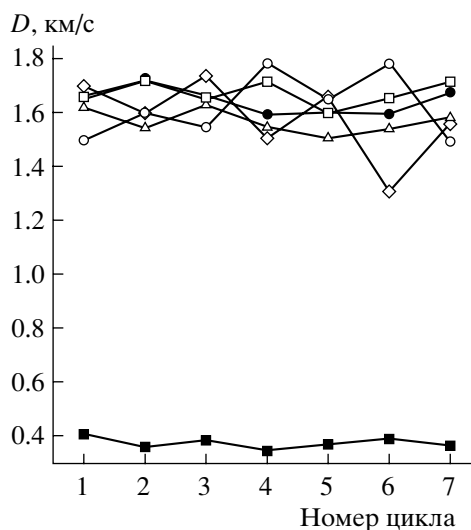


Рис. 5. Результаты измерений скорости взрывной волны, D , на разных измерительных базах в первом и втором контурах при работе МД в детонационном режиме с частотой импульсов 2.2 Гц: ■ – ED1-Зонд, ◇ – Зонд-PT1, ○ – PT1-PT2, ● – PT2-PT3, △ – PT3-PT4, □ – PT4-PT5.

тонации в первом контуре, была равна 24 Дж на один цикл. При меньших энергиях зажигания поток двухфазной смеси из форсунки не воспламенялся. Если применить дополнительные меры по стабилизации зажигания в окрестности разрядника 1 и учесть, что эффективность используемых электрических разрядников составляла 15–20%, можно ожидать, что улучшение условий зажигания и использование более эффективных зажигающих устройств позволят 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 1 и 2 и динамику волновых процессов с помощью пьезоэлектрических датчиков давления PT1, ..., PT5 (см. рис. 3).

Характеристики

На рис. 5 приведены результаты измерений скорости взрывной волны на измерительных базах в первом и втором контурах при работе МД 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

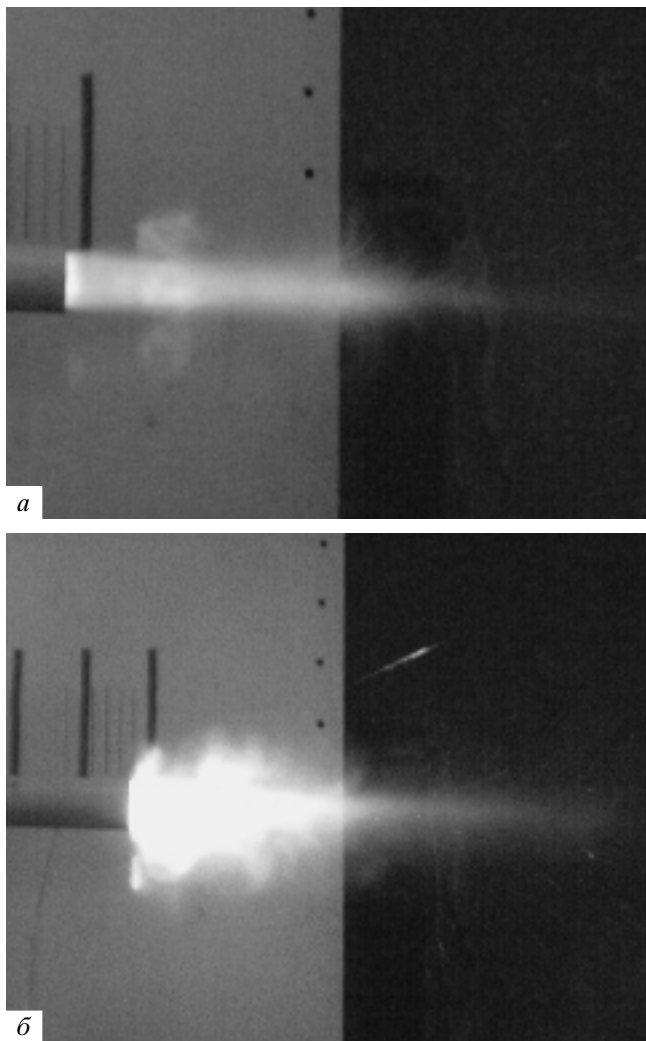


Рис. 6. Фотографии выхлопных струй из сопла МД при выходе ДВ (а) и дефлаграции (б).

1600–1700 м/с. Во втором контуре детонация распространяется с той же средней скоростью.

При работе МД на пределе инициирования детонации (например, по расходу топлива) наблюдали чередование циклов с детонацией и дефлаграцией. На рис. 6 показаны фотографии выхлопных струй при выходе ДВ (рис. 6а) и дефлаграции (рис. 6б) из сопла МД. При выходе ДВ на срезе сопла наблюдается свечение продуктов детонации, которое прекращается вследствие быстрого расширения сжатого вещества в атмосферу. При выходе дефлаграции в окрестности сопла наблюдается относительно большая светящаяся область, в которой происходит догорание смеси.

Измерения реактивной тяги проведены при работе МД с частотой генерации ДВ 2.2, 3.1 и 3.9 Гц [10]. На рис. 7 показаны результаты измерений тяги. Видно, что тяга ИДД линейно возрастает с увеличением частоты. Максимальная измеренная

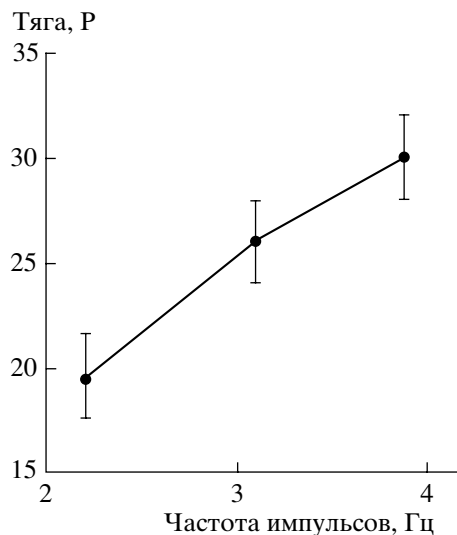


Рис. 7. Результаты измерений реактивной тяги.

тяга составила (30 ± 2) Н. Максимальная достигнутая частота работы установки – 8 Гц. На основе данных по тяге и секунднему расходу топлива получены оценки удельного импульса: около 1000 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 позволяет повысить полноту сгорания и получить величину удельного импульса на уровне или выше удельного импульса лучших схем прямооточных воздушно-реактивных двигателей (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.

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 МД двухконтурного воздушно-реактивного ИДД на жидком топливе, созданного в Институте химической физики 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 ха-

ра характеристик МД 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 ЛИТЕРАТУРЫ

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 Combust. Sci. 2004. V. 30. № 6. P. 545.
4. Фролов С.М., Барыкин А. Е., Борисов А. А. // Хим. 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. // Докл. АН. 2004. Т. 394. № 2. С. 222.
7. Фролов С.М., Басевич В.Я., Аксенов В.С., Полихов С.А. // Докл. АН. 2004. Т. 394. № 4. С. 503.
8. Frolov S.M., Basevich V.Ya., Aksenov V.S. // Application of Detonation to Propulsion / Ed. Roy G., Frolov S., Shepherd J. Moscow, Torus Press, 2004. P. 240.
9. Фролов С.М., Басевич В.Я., Аксенов В.С., Полихов С.А. // Докл. АН. 2004. Т. 401. № 2. С. 201.
10. Фролов С.М., Аксенов В.С., Басевич В.Я. // Докл. АН. 2005. Т. 402. № 4. С. 500.