
ИМПУЛЬСНЫЕ ДЕТОНАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ: ВВЕДЕНИЕ

С. М. Фролов

Вопрос об использовании детонационного горения в реактивных двигателях и стационарных энергетических установках впервые поставлен Я. Б. Зельдовичем в 1940 г. [1]. По его оценкам, двигатели, использующие детонационное сгорание топлива, должны быть термодинамически более эффективными, чем двигатели, работающие на медленном (дефлаграционном) сжигании топлива. 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 бóльшая часть химической энергии топлива превращается в полезную работу.

Практически одновременно с [1] появилась работа Г. Хоффмана [2], в которой опубликованы результаты экспериментов, направленных на изучение возможности использования детонационного сжигания топлива в периодически генерируемых детонационных волнах для создания реактивной тяги.

После работ Я. Б. Зельдовича и Г. Хоффмана систематических исследований не последовало. В 1950–1970-е годы появилось несколько публикаций о работах, в основном в США, с целью выяснить перспективность использования периодической детонации в воздушно-реактивных и ракетных двигателях летательных аппаратов (ЛА). Выяснилось, что для получения приемлемых тяговых характеристик необходимо сжигать топливо с высокой частотой генерации детонационных волн. Ввиду возникших технических сложностей организации рабочего процесса с периодическим заполнением камеры сгорания топливно-воздушной смесью (ТВС) и инициированием детонации был

сделан вывод о нецелесообразности применения детонационного горения в двигателях ЛА.

В 1990-е годы интерес к данной проблеме вновь возродился: появилось множество патентов и научных публикаций. В связи с последними достижениями микропроцессорной техники и лазерной диагностики, материаловедения и химических технологий ряд технических проблем по организации контролируемого периодического детонационного сжигания топлива в камере сгорания, казавшихся ранее непреодолимыми, удалось решить. Исследования стали проводиться во многих научных центрах, связанных с авиационной и двигательной тематикой и работами по детонации. В настоящее время за рубежом наиболее интенсивно эти работы проводятся в США, Франции, Японии, Швеции и Китае.

1 Импульсный детонационный двигатель

Импульсный детонационный двигатель (ИДД) в современном представлении — это труба (или связка труб), оборудованная системой подачи воздуха и топлива [3]. 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 ТВС (полном или частичном) производится инициирование детонации в смеси с помощью того или иного источника инициирования. В результате по смеси распространяется детонационная волна, которая, сжигая ТВС, создает высокое избыточное давление на тяговой стенке. После выхода детонационной волны 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 высокую частоту генерации детонационных волн (порядка 100 Гц и выше). Подробный анализ существующих схем ИДД приведен в [3]. На рис. 1 приведен пример компоновки ИДД.

Наиболее привлекательными являются бесклапанные схемы ИДД. В таких схемах труба (или связка труб) периодически заполняется ТВС благодаря естественному всасыванию воздуха и топлива в трубу

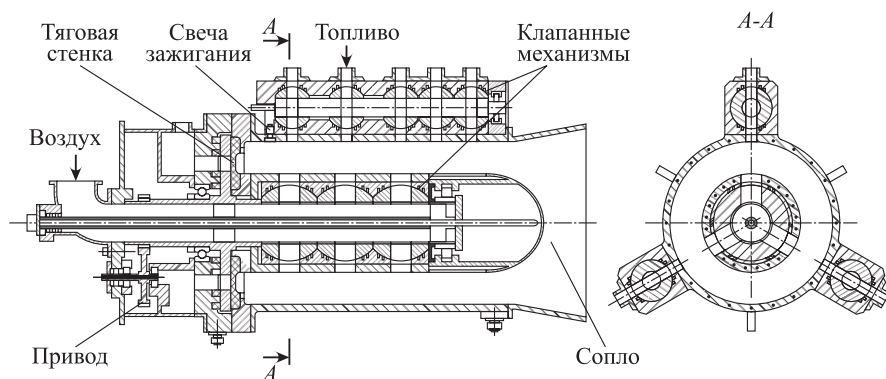


Рис. 1 Схема многоклапанного ИДД с раздельной подачей топлива и окислителя в кольцевую камеру сгорания [4]

после выхода детонационной волны в атмосферу. В бесклапанной схеме отсутствуют подвижные элементы, что значительно повышает надежность и долговечность конструкции.

На рис. 2, *a* представлены расчетные термодинамические коэффициенты полезного действия (КПД) идеальных циклов для трех случаев сжигания стехиометрической этилено-воздушной смеси: (1) $p = const$ (цикл Брайтона), (2) $V = const$ (цикл Хампри) и (3) в детонационной волне (цикл ИДД) [3, 5]. 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 горения в расчете на моль смеси. Использовали следующие значения определяющих параметров: $Q = 22\,000$ 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 ЛА), особенно при низких степенях сжатия. Такое повышение КПД, если оно технически достижимо, привело бы к значительному повышению экономичности двигателя. Особенно наглядны преимущества детонационного сжигания топлива применительно к бескомпрессорным прямоточным двигателям (ПВРД). На

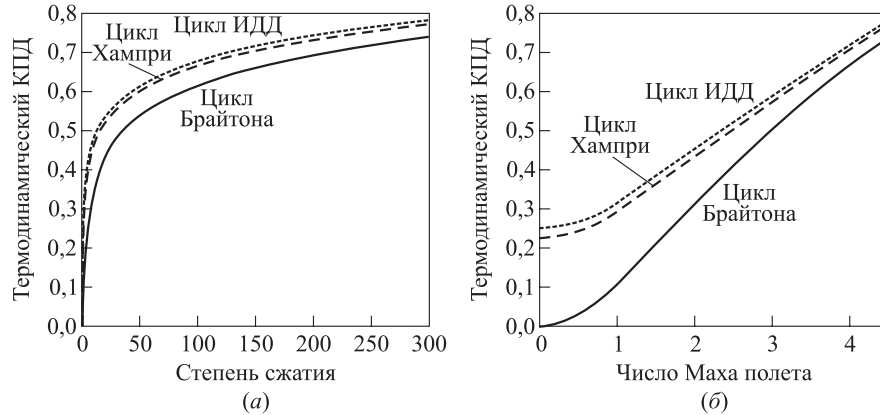


Рис. 2 Термодинамическая эффективность детонационного сжигания топлива (кривые ИДД) в двигательной установке ЛА в сравнении с дефлаграционным сжиганием топлива при $p = const$ (цикл Брайтона) и при $V = const$ (цикл Хампри) [3, 5]: (а) зависимость КПД циклов от степени сжатия потока; (б) зависимость КПД циклов от скорости полета ЛА с прямоточным бескомпрессорным двигателем

рис. 2, б проведено сравнение расчетных КПД идеальных циклов в зависимости от скорости полета ЛА с ПВРД. Видно, что при дозвуковых и сверхзвуковых (с числом Маха до 2–3) скоростях полета КПД детонационного цикла значительно превышает КПД цикла Брайтона.

Приведенные расчеты не учитывают многие особенности реальных процессов торможения воздуха во входном устройстве, сжигания топлива и расширения продуктов горения в сопле при циклической работе ИДД. Более точные термодинамические расчеты, учитывающие диссоциацию продуктов горения, показывают, что с энергетической точки зрения детонационное горение всегда эффективнее, чем горение при $p = const$ и $V = const$. Например, термодинамический расчет для стехиометрической этилено-воздушной смеси при степени сжатия потока 10 дает следующие результаты в приближении равновесного состава продуктов горения при расширении [3, 5]: 0,365 в цикле $p = const$, 0,485 в цикле $V = const$ и 0,502 в цикле ИДД. Для сравнения приведем расчетные КПД указанных циклов в приближении постоянной теплоемкости (см. рис. 2, а): 0,347, 0,458 и 0,475 соответственно. Вследствие того, что в детонационной волне сгора-

ние вещества происходит при давлении, существенно превышающем начальное, конструкция агрегата упрощается, так как для получения приемлемых КПД нет необходимости в дополнительном механическом сжатии горючей смеси или воздуха, как в турбореактивном двигателе.

Расчеты тяговых характеристик идеального ИДД обычно основаны на следующих упрощениях: (1) топливо и окислитель идеально перемешаны, (2) начальные условия в камере сгорания одинаковы для всех циклов, (3) детонация инициируется локально и мгновенно, (4) детонационная волна имеет структуру и параметры классической детонации Чепмена–Жуге (ЧЖ), (5) коэффициент восстановления давления во входном устройстве равен 1, (6) в реактивном сопле происходит полное расширение продуктов детонации. Расчетная динамика изменения давления на тяговой стенке в единичном цикле идеального ИДД, работающего на стехиометрической водородно-воздушной смеси, показана на рис. 3, *а* [6]. Расчетные значения приведенного импульса в единичном цикле идеального ИДД, работающего на разных стехиометрических горючих смесях, показаны на рис. 3, *б* [7].

Приведенный импульс (на единицу площади поверхности тяговой стенки) определен по формуле:

$$I = \int_0^t [P(\tau) - P_0] d\tau,$$

где P_0 — атмосферное давление, P — давление на тяговой стенке, а t — время. По оси абсцисс на рис. 3, *б* отложен параметр $(P_3 - P_0)t_{CJ}$, где

$$P_3 = P_{CJ} \left(1 - \frac{\gamma_{CJ} - 1}{2} M_{CJ} \right)^{2\gamma_{CJ}/(\gamma_{CJ}-1)}, \quad t_{CJ} = \frac{L}{D_{CJ}},$$

P_{CJ} и γ_{CJ} — давление и показатель адиабаты продуктов детонации ЧЖ, M_{CJ} — число Маха продуктов детонации в состоянии ЧЖ относительно стенок ИДД, L — длина камеры сгорания ИДД, D_{CJ} — скорость детонации ЧЖ. Давление P_3 приблизительно соответствует давлению в заторможенных продуктах детонации на тяговой стенке («плато» на рис. 3, *а*). В соответствии с рис. 3, *б* приведенный импульс, создаваемый идеальным ИДД за один цикл, можно оценить, зная термодинамические параметры детонации ЧЖ той или иной горючей смеси (D_{CJ} , P_{CJ} , γ_{CJ} и M_{CJ}) и длину камеры сгорания L . Зная I

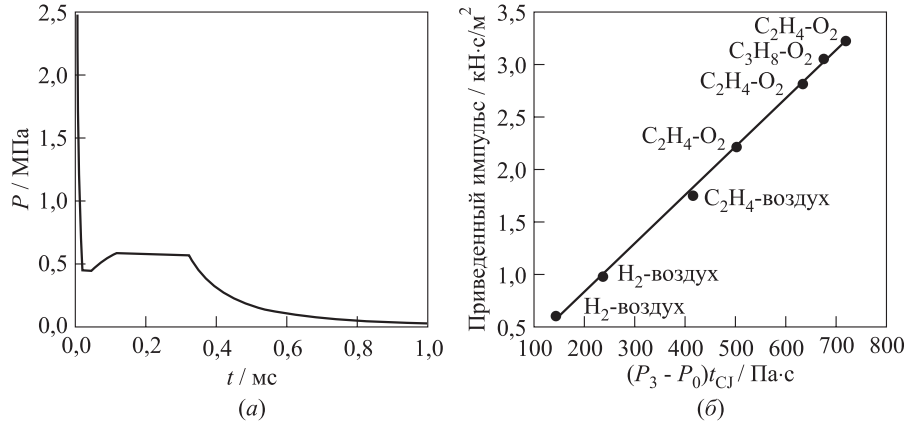


Рис. 3 (а) Расчетная динамика изменения давления на тяговой стенке идеального ИДД длиной 200 мм (стехиометрическая водородно-воздушная смесь) [6]. Начальный пик давления соответствует инициированию детонации. Постоянное давление на стенке держится до тех пор, пока волна разрежения, возникшая на срезе сопла после выхода детонационной волны в атмосферу, не достигнет тяговой стенки. (б) Приведенный импульс идеального ИДД, работающего на разных горючих смесях. Точки получены в результате численного решения нестационарной одномерной задачи [7]. Аппроксимация прямой: $I = 4,65(P_3 - P_0)t_{CJ}$. Несколько точек для одинаковых смесей соответствуют разным длинам камеры сгорания ИДД

и L , можно определить удельный импульс на единицу массы топлива $I_f = I/(L\rho_f g)$, где ρ_f — плотность топлива, а g — ускорение силы тяжести. По данным разных авторов для стехиометрической водородно-воздушной смеси удельный импульс в единичном цикле превышает 4000 с. Удельный импульс при работе ИДД в циклическом режиме несколько отличается от значений, полученных для одного цикла. Наиболее детальные многомерные расчеты показывают, что при работе ИДД на стехиометрической водородно-воздушной смеси с частотой 333 Гц в условиях полета с числом Маха 2,1 на высоте 9,3 км достигается удельный импульс 3543 с [8].

2 Перспективы применения ИДД

Простота конструкции и принципа работы ИДД, а также высокая потенциальная термодинамическая эффективность рабочего цик-

ла делают его очень привлекательным для приложений, особенно в авиации и ракетной технике. В авиации наиболее перспективным считают использование ИДД для форсирования тяги: предлагают заменить существующие форсажные камеры в турбореактивных двигателях ЛА на трубчато-кольцевые камеры ИДД [9]. Ввиду того, что на форсажных режимах потребление топлива значительно возрастает, использование эффективных ИДД позволит существенно расширить маневренные показатели и увеличить дальность полета ЛА. Также изучают возможности использования ИДД в основной силовой установке ЛА [10] и рассматривают схемы с комбинированными силовыми установками [10, 11]. В ракетной технике основное внимание уделяют возможности замены дорогостоящих малогабаритных газотурбинных двигателей на воздушно-реактивные ИДД. Разрабатывают схемы ИДД для ракет-носителей [11].

Вследствие жестких весовых и габаритных ограничений, а также требований экономичности, устойчивости и долговечности, свойственных силовым установкам ЛА, 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 1–2 м, диаметром 70–100 мм с единым воздухозаборником и общим соплом.

Что касается энергетических приложений, известна разработка фирмы Адройт Системс (США) [12] — энергетическая установка (ЭУ), работающая на циклическом детонационном сжигании природного газа. В разработке предусмотрено использование специального устройства (предетонатора) или организация перехода горения в детонацию (ПГД) для получения детонационной волны в камере сгорания ЭУ. Для использования предетонатора требуются дополнительный окислитель (например, кислород) и/или топливо (например, водород) или активная добавка, повышающая детонационную способность смеси. Для организации ПГД требуются большие длины камеры сгорания (больше 100 диаметров в случае гладкой трубы) или размещение препятствий внутри камеры, которые сокращают в несколько раз необходимую длину камеры, но значительно увеличивают потери кинетической энергии. Кроме того, возрастает продолжительность заполнения камеры смесью, что приводит к низкой частоте работы ЭУ и необходимости использования большого числа камер сгорания. Тем не менее, ввиду того, что для стационарных ЭУ ограничения по

весу, геометрическим размерам и рабочей частоте не являются определяющими, успех на пути создания такой установки следует рассматривать как технологический прорыв.

Подобные ЭУ в настоящее время отсутствуют, хотя имеются фундаментальные обоснования возможности их реализации. По сравнению с существующими аналогами (ЭУ на основе поршневых двигателей, газовых или паровых турбин), такая установка отличается повышенным термодинамическим КПД, простотой конструкции и масштабирования, то есть перехода от модели к полноразмерным агрегатам промышленного масштаба. Наилучшее предназначение таких ЭУ — покрытие пиковых нагрузок в электроэнергетических сетях. Такие разработки могут использоваться и для создания автономных источников энергии для целого ряда приложений (например, судовых ЭУ, автономных электростанций и т.д.). Установки с импульсным детонационным сжиганием топлива можно использовать и в качестве горелочных устройств, эффективность которых может превышать эффективность существующих горелок, главным образом, благодаря пульсирующему высокоскоростному потоку горячих продуктов детонации, обеспечивающему высокую теплопередачу.

3 Проблемы

Несмотря на значительные успехи, достигнутые за последние годы в исследовательских и опытно-конструкторских работах по созданию ИДД, пока нет достоверных сведений об их полетных испытаниях. Созданы лабораторные образцы ИДД, работающие на газовом (водород, этилен, пропан) и жидком (н-гексан, н-гептан, бензин, частично испаренный керосин) топливе и воздухе с частотой от 1 до 90 Гц (см., например, [3, 13–15]). На стендах измерены тяговые характеристики таких двигателей. Однако в литературе отмечаются многочисленные отклонения от идеальной схемы ИДД, связанные с (1) несовершенным смешением компонентов ТВС, (2) неравномерным заполнением камеры сгорания свежей ТВС, (3) конечными значениями длины и времени развития детонационной волны, (4) ее неустановившимся характером распространения, (5) несоответствием параметров детонации параметрам детонации ЧЖ и другими факторами.

В практических ИДД желательно использовать штатные жидкие топлива (типа авиационного керосина) без активных добавок с непо-

средственной подачей в камеру сгорания без предварительного смешения с воздухом. В настоящее время именно эти факторы оказались основным барьером на пути создания ИДД, конкурирующего с существующими силовыми установками.

Необходимость использования жидкого углеводородного топлива типа авиационного керосина в рабочем цикле воздушно-реактивного ИДД порождает ряд фундаментальных проблем, связанных с низкой детонационной способностью таких топлив и необходимостью больших энергетических затрат на инициирование детонации [16]. Традиционные для других типов силовых установок проблемы смешения топливных струй с воздухом в случае ИДД осложняются импульсным характером течения в камере и чрезвычайно малым временем, располагаемым для заполнения камеры. В основном, предлагаются схемы ИДД с предварительным испарением топлива. Однако такие схемы считают непрактичными вследствие взрывоопасности испарителей.

Предлагаются подходы, связанные с предварительной подготовкой (обработкой) топлива (пиролизом и др.), направленной на повышение его детонационной способности [17]. Рассматриваются схемы на двух топливах с существенно различной детонационной способностью [18]. Изучаются способы инициирования детонации с помощью энергетически слабых источников зажигания, например, контролируемый ПГД в канале с препятствиями [19–21], перепуск детонационной волны из трубки с чувствительной смесью в рабочий объем [13, 22], кумуляция ударных волн от кольцевого разряда [23] или сверхзвуковых струй [24], разгон инициирующей ударной волны последовательными электрическими разрядами [25–27], управляемый переход ударной волны в детонацию в витках и U-образных поворотах труб [28–30], переход ударной волны в детонацию при взаимодействии с зоной форкамерно-факельного зажигания [31] и др.

Продолжаются исследования по интенсификации смешения жидкого топлива с воздухом — фактора, предопределяющего возможность инициирования детонации. Большое внимание уделяют вопросам оптимизации характеристик работы ИДД на переходных режимах работы, а также активному управлению рабочим процессом (управление полнотой заполнения камеры сгорания, однородностью заполнения, полнотой сгорания топлива, чистотой выхлопа, тепловым режимом стенок камеры сгорания, шумом и т.д.).

До настоящего времени в нескольких научных центрах Российской Федерации (ИХФ РАН, ОИВТ РАН, ИАП РАН, ИГ СО РАН, ИТПМ СО РАН, ЦАГИ, ЦИАМ, НИИ механики МГУ, МФТИ и др.) проводились инициативные научные исследования различных концепций ИДД. Изучались способы управления важнейшими физико-химическими процессами (смещением топлива и окислителя, инициированием детонации на коротких расстояниях с минимальными затратами энергии и др.). Созданы лабораторные прототипы ИДД, работающие на газовом и жидком топливе. Например, в ИХФ РАН создан лабораторный макет-демонстратор воздушно-реактивного ИДД на жидком топливе [32–34]. Испытания макета-демонстратора показали, что удельный импульс ИДД в статических условиях достигает половины удельного импульса, развиваемого лучшими образцами существующих ПВРД при числах Маха полета выше 2. Этот результат получен при неполном сгорании топлива (вследствие низкой рабочей частоты) и без какой-либо специальной доводки демонстратора и свидетельствует о высоком потенциале таких систем.

Начиная с 1997 г., ИХФ РАН организовал и провел 5 международных коллоквиумов по применению быстрого горения и детонации в двигательных установках при поддержке Российским фондом фундаментальных исследований и Управлением военно-морских исследований ВМФ США. В работе коллоквиумов приняли участие более 400 экспертов, включая около 150 иностранных специалистов. Материалы коллоквиумов изданы на английском языке в виде 9 книг [35–43] и распространены по всему миру. По общему мнению специалистов, эти книги, — уникальный источник информации по ИДД.

Цель данной книги — представить результаты новейших исследований по ИДД, отражающие современное состояние вопроса, и привлечь внимание к этой стратегически важной области науки и технологии. Руководствуясь этой целью, я обратился к моим коллегам — ведущим специалистам по физике горения и детонации в Российской Федерации и за рубежом и попросил их принять участие в этом, несомненно, полезном начинании. Часть публикуемых работ написана специально для этой книги, а несколько работ были опубликованы ранее на английском языке в книгах [38, 40, 42] и публикуются здесь на русском языке с разрешения авторов. Заинтересованный читатель найдет в этой книге практически все научные аспекты про-

блем, возникающих на пути создания новых систем реактивного движения, основанных на детонационном сжигании топлива. Кроме того, он познакомится с оригинальными научно-техническими решениями, позволяющими управлять детонационным взрывом — явлением, которое до недавнего времени рассматривалось лишь как крайне нежелательный сценарий развития аварийного взрыва, недопустимый режим горения в поршневом двигателе или как мощный источник разрушения в военном деле.

Статьи в книге размещены по принципу «от фундаментальной науки к приложениям». Вначале обсуждаются вопросы управления ПГД и инициирования детонации в газовых и капельных взрывчатых смесях. Затем рассматриваются конкретные проблемы организации рабочего процесса в разных схемах воздушно-реактивных и ракетных ИДД. Далее обсуждаются проблемы повышения тяговых характеристик ИДД, неразрывно связанные с проблемами компоновки камеры сгорания с входными и выходными устройствами. Несколько работ посвящено двигателям с непрерывным детонационным сжиганием топлива во вращающихся детонационных волнах — концепции, идейно близкой к ИДД с компоновкой в виде связки труб. В книге рассмотрены и принципы работы и характеристики нескольких существующих макетов-демонстраторов ИДД.

Литература

1. Зельдович Я. Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // ЖТФ, 1940. Т. 10. Вып. 17. С. 1453–1461.
2. Hoffman H. Reaction propulsion by intermittent detonative combustion. Ministry of Supply, Volkenrode Translation, 1940.
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 Science, 2004. Vol. 30. Issue 6. P. 545–672.
4. Hunter L. G., Louis G., Winfree D. D., U.S. Patent No. 5,557,926. Date of Patent: September 24, 1996.
5. Фролов С. М., Барыкин А. Е., Борисов А. А. Термодинамический цикл с детонационным сжиганием топлива // Химическая физика, 2004. Т. 23. № 3. С. 17–25.
6. Kailasanath K., Patnaik G., Li C. On factors controlling the performance of pulsed detonation engines // High-speed deflagration and detonation:

- Fundamentals and control / Eds. G. Roy, S. Frolov, D. Netzer, A. Borisov. Moscow: ELEX-KM Publ., 2001. P. 193–206.
7. Kailasanath K. On the performance of pulse detonation engines // Confined detonations and pulse detonation engines / Eds. G. Roy, S. Frolov, R. Santoro, S. Tsyganov. Moscow: TORUS PRESS, 2003. P. 191–202.
 8. Ma F., Choi J.-Y., Wu Y., Yang V. Modeling of multitube pulse detonation engine dynamics. *Ibid.* P. 233–248.
 9. Furlong E. R., Leyva I. A., Sanderson S. R. MEMS-based pulse detonation engine for small scale propulsion applications // Control of detonation processes / Eds. G. Roy, S. Frolov, D. Netzer, A. Borisov. Moscow: ELEX-KM Publ., 2000. P. 219–221.
 10. Fernandez R., Slater J. W., Paxson D. E. Pulsed ejector wave propagation test program // Confined detonations and pulse detonation engines / Eds. G. Roy, S. Frolov, R. Santoro, S. Tsyganov. Moscow: TORUS PRESS, 2003. P. 303–326.
 11. Perkins H. D. Status of NASA GRC PDE programs // 14th ONR Propulsion Meeting Proceedings / Eds. G. Roy, F. Mashayek. Chicago, 2001. P. 239–243.
 12. Bussing T. US Patent No. 6,062,018. Date of Patent: May 16, 2000.
 13. Brophy C. M., Netzer D. W., Sinibaldi J., Johnson R. Detonation of JP-10 aerosol for pulse detonation applications // High-speed deflagration and detonation: Fundamentals and control / Eds. G. Roy, S. Frolov, D. Netzer, A. Borisov. Moscow: ELEX-KM Publ., 2001. P. 207–222.
 14. Baklanov D. I., Gvozdeva L. G., Scherbak N. B. Pulsed detonation combustion chamber for PDE. *Ibid.* P. 239–250.
 15. Shauer F., Stutrud J., Bradley R., Katta V., Hoke J. Detonation studies and performance results for a research pulse detonation engine // Confined detonations and pulse detonation engines / Eds. G. Roy, S. Frolov, R. Santoro, S. Tsyganov. Moscow: TORUS PRESS, 2003. P. 287–302.
 16. Borisov A. A. Initiation of detonation in gaseous and two-phase mixtures // Gaseous and heterogeneous detonations: Science to applications / Eds. G. Roy, S. Frolov, K. Kailasanath, N. Smirnov. Moscow: ENAS Publ., 1999. P. 3–24.
 17. Levin V. A., Nechaev J. N., Tarasov A. I. A new approach to organizing operation cycles in pulsed detonation engines // High-speed deflagration and detonation: Fundamentals and control / Eds. G. Roy, S. Frolov, D. Netzer, A. Borisov. Moscow: ELEX-KM Publ., 2001. P. 223–238.
 18. Frolov S. M., Basevich V. Ya., Vasil'ev A. A. Dual-fuel concept for advanced propulsion. *Ibid.* P. 315–332.
 19. Smirnov N. N., Nikitin V. F., Tyurnikov M. V., Boichenko A. P., Legros J. C., Shevtsova V. M. Control of detonation onset in combustible gases. *Ibid.* P. 3–30.

20. Higgins A. J., Pinard P., Yoshinaka A. C., Lee J. H. S. Sensitization of fuel-air mixtures for deflagration-to-detonation transition. *Ibid.* P. 45–62.
21. Semenov I., Frolov S., Markov V., Utkin P. Shock-to-detonation transition in tubes with shaped obstacles // Pulsed and continuous detonations / Eds. G. Roy, S. Frolov, J. Sinibaldi. Moscow: TORUS PRESS, 2006. P. 159–169.
22. Murray S.B., Thibault P.A., Zhang F., Bjerketvedt D., Sulmistras A., Thomas G.O., Jenssen A., Moen I.O. The role of energy distribution on the transmission of detonation // High-speed deflagration and detonation: Fundamentals and control / Eds. G. Roy, S. Frolov, D. Netzer, A. Borisov. Moscow: ELEX-KM Publ., 2001. P. 139–162.
23. Korobeinikov V. P., Markov V. V., Semenov I. V., Pedrow P. D., Wojcicki S. Electrochemical pulse detonation engine. *Ibid.* P. 289–302.
24. Achasov O. V., Penyazkov O. G. Some gasdynamic methods for control of detonation initiation and propagation. *Ibid.* P. 31–44.
25. 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.
26. Фролов С. М., Басевич В. Я., Аксенов В. С., Полихов С. А. Иницирование детонации в распылах жидкого топлива последовательными электрическими разрядами // ДАН, 2004. Т. 394. № 4. С. 503–505.
27. Фролов С. М., Басевич В. Я., Аксенов В. С., Полихов С. А. Иницирование газовой детонации бегущим импульсом принудительного зажигания // ДАН, 2004. Т. 394. № 2. С. 222–224.
28. Фролов С. М., Аксенов В. С., Басевич В. Я. Сокращение преддетонационного участка в капельной взрывчатой смеси комбинированными средствами // ДАН, 2005. Т. 401. № 2. С. 201–204.
29. Фролов С. М., Аксенов В. С., Басевич В. Я. Иницирование гетерогенной детонации в трубах с витками и спиралью Щёлкина // ТВТ, 2006. Т. 44. № 2. С. 285–292.
30. Frolov S. M., Aksenov V. S., Shamshin I. O. Shock wave and detonation propagation through U-bend tubes // Proc. of the Combustion Institute, 2007. Vol. 31. P. 2421–2428.
31. Фролов С. М., Аксенов В. С., Басевич В. Я. Иницирование детонации при взаимодействии ударной волны с зоной форкамерно-факельного зажигания // ДАН, 2006. Т. 410. № 1. С. 1–5.
32. Фролов С. М., Аксенов В. С., Басевич В. Я. Макет-демонстратор воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя на жидком топливе // ДАН, 2005. Т. 402. № 4. С. 500–502.

33. Фролов С.М., Аксенов В.С., Басевич В.Я. Макет-демонстратор воздушно-реактивного двигателя с детонационным сжиганием топлива // *Химическая физика*, 2006. Т. 25. № 4. С. 14–19.
34. Frolov S. M. Liquid-fueled air-breathing pulse detonation engine demonstrator: Operation principles and performance // *J. Propulsion and Power*, 2006. No. 6.
35. Roy G. D., Frolov S. M., Kailasanath K., Smirnov N. N., eds. Advances in experimentation and computation of detonations. Moscow: ENAS Publ., 1998.
36. Roy G. D., Frolov S. M., Kailasanath K., Smirnov N. N., eds. Gaseous and heterogeneous detonations: Science to applications. Moscow: ENAS Publ., 1999.
37. Roy G. D., Frolov S. M., Netzer D., Borisov A. A., eds. Control of detonation processes. Moscow: ELEX-KM Publ., 2000.
38. Roy G. D., Frolov S. M., Netzer D., Borisov A. A., eds. High-speed deflagration and detonation: Fundamentals and control. Moscow: ELEX-KM Publ., 2001.
39. Roy G. D., Frolov S. M., Santoro R., Tsyganov S. A., eds. Advances in confined detonations. Moscow: TORUS-PRESS, 2002.
40. Roy G. D., Frolov S. M., Santoro R., Tsyganov S. A., eds. Confined detonations and pulse detonation engines. Moscow: TORUS PRESS, 2003.
41. Roy G., Frolov S., Shepherd J., eds. Application of detonation to propulsion. Moscow: TORUS PRESS, 2004.
42. Roy G., Frolov S., eds. Pulse and continuous detonation propulsion. Moscow: TORUS PRESS, 2006.
43. Roy G. D., Frolov S. M., Sinibaldi J. O., eds. Pulse and continuous detonations. Moscow: TORUS PRESS, 2006.