

Детонационные реактивные двигатели. Часть I - термодинамический цикл

Константин Николаевич Волков,

Faculty of Science, Engineering and Computing, Kingston University, London, UK

Павел Викторович Булат,

Университет ИТМО

Аннотация. Представлены наиболее актуальные работы по созданию двигателей, использующих термодинамический цикл детонационного горения. Показано преимущество в эффективности термодинамического цикла детонационного горения по сравнению с циклом Хамфри горения при постоянном объеме и цикла Брайтона горения при постоянном давлении. Рассмотрен идеальный детонационный цикл Фике-Джакобса, а также термодинамический цикл реального детонационного двигателя, использующего пересжатую детонацию. Описаны основные тенденции развития детонационных двигателей. Сформулированы актуальные задачи и направления исследований на ближайшее время.

КЛЮЧЕВЫЕ СЛОВА: ДЕТОНАЦИЯ, ДЕТОНАЦИОННАЯ ВОЛНА, ДЕТОНАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, РОТАЦИОННЫЙ ДЕТОНАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ИМПУЛЬСНО-ДЕТОНАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ.

ВВЕДЕНИЕ

Цель - освещение истории работ по созданию принципиально новых двигателей, использующих термодинамический цикл детонационного горения.

Исторически наибольший вклад в развитие принципов детонационного горения внесли советские, а затем российские ученые. Первым использование детонации в двигателях и энергетических устройствах предложил Зельдович [1; 1940]. Теоретические основы импульсно-детонационного двигателя заложил Бам-Зеликович, рассмотревший в своей работе [2] задачу о распаде произвольного разрыва в реагирующей среде. Он же первым дал ясное и простое теоретическое обоснование возникновения пульсаций при горении топливной смеси в цилиндрическом канале [3]. В дальнейшем работы велись в лаборатории газовой динамики Центрального Института Авиационного Моторостроения (ЦИАМ),

им. Баранова под руководством Седова, а затем после некоторого перерыва уже под руководством Черного. Левин разработал основные положения теории детонации, решил ряд важных модельных задач. Затем он создал научную школу детонации в Институте Механики Московского Государственного Университета (МГУ). Этой научной школе принадлежат сотни научных работ, в которых освещены важнейшие аспекты теории детонации и её приложений.

Другим научным центром исследования проблемы детонации стал Новосибирский институт гидродинамики им. Лаврентьева (ИГиЛ), в котором Войцеховским было открыто явление спиновой детонации и предложена схема ротационного двигателя с непрерывной детонацией. Сегодня эти работы продолжаются Быковским, Ведерниковым и Жданом в широкой кооперации с зарубежными специалистами, наиболее полные сведения об исследованиях ротационных детонационных двигателей приведены в их монографии [4].

Большой объем работы по клапанным детонационным двигателям выполнен в Институте химической физики РАН (ИХФ). Актуальный обзор этих работ приведен в монографии Фролова [5]. В настоящее время в России над этой актуальной проблемой в теоретическом плане работают следующие университеты и институты Российской Академии Наук (РАН): ЦИАМ им. Баранова, Институт химической физики РАН (ИХФ), Институт машиноведения РАН, Институт высоких температур РАН (ИВТРАН), Новосибирский институт гидродинамики им. Лаврентьева (ИГиЛ), Институт теоретической и прикладной механики им. Христиановича (ИТПМ), Физико-технический институт им. Иоффе, Московский государственный университет (МГУ), Московский государственный авиационный институт (МАИ), Новосибирский государственный университет, Чебоксарский государственный университет, Саратовский государственный университет и др.

Потенциальные преимущества термодинамического цикла детонационных двигателей вызвали огромное множество исследовательских работ в этом направлении. Ведущие позиции по разработке детонационных двигателей занимает специализированный центр Seattle Aerosciences Center (SAC), выкупленный в 2001 г. компанией Pratt and Whitney у фирмы Adroit Systems. Большая часть работ центра

финансируется ВВС и NASA из бюджета межведомственной программы Integrated High Payoff Rocket Propulsion Technology Program (IHPRPTP), направленной на создание новых технологий для реактивных двигателей различных типов. Кроме компании Pratt and Whitney в работах принимают участие Исследовательский центр United Technologies Research Center (UTRC) и фирма Boeing Phantom Works.

Проекты по детонационному горению в США включены в программу разработок перспективных двигателей ИРТЕТ [6]. В кооперацию входят практически все исследовательские центры, работающие в области двигателестроения, многие научные центры и университеты: ASI, NPS, NRL, APRI, MURI, Stanford, USAF RL, NASA Glenn, DARPA-GE C&RD, Combustion Dynamics Ltd, Defense Research Establishments, Suffield and Valcartier, University of Poitiers, University of Texas at Arlington, University of Poitiers, McGill University, Pennsylvania State University, Princeton University.

В новой программе VAATE - преемнике программы ИРТЕТ - ставится задача дальнейшего снижения стоимости производства газогенераторов на 32...64 % для двигателей большой размерности, и на 35...65 % для малой, а технология создания еще более дешевого пульсирующего детонационного двигателя признана "ключевой".

1 Проблема совершенствования реактивных двигателей на современном этапе

Современные двигательные установки в авиационной технике представлены газотурбинными двигателями (ГТД), работающими по термодинамическому циклу Брайтона (цикл с горением при постоянном давлении). *Цикл Брайтона* используется также в прямоточных воздушно-реактивных двигателях (ПВРД) и в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД). И топливо, и окислитель поступают в область горения непрерывно. Продукты сгорания, расширяясь, совершают полезную работу.

Совершенствование современных двигателей и энергетических машин традиционных схем подошло к своему технологическому пределу. По оценке ЦИАМ [7], в рамках эволюционного развития традиционных технологий можно

рассчитывать на рост удельных показателей (термодинамический КПД, удельный импульс, снижение удельного веса - отношение веса двигателя к развиваемой тяге, снижение удельного расхода топлива) на 5-10%, что связывается с доработками отдельных узлов и решений [8].

Камера сгорания типичного реактивного двигателя состоит из форсунок для смешения топлива с окислителем, устройства поджигания топливной смеси и собственно жаровой трубы, в которой идут окислительно-восстановительные реакции (горение). Жаровая труба заканчивается соплом. Как правило, это сопло Лаваля, имеющее сужающуюся часть, минимальное критическое сечение, в котором скорость продуктов сгорания равна местной скорости звука, расширяющуюся часть, в которой статическое давление продуктов сгорания снижается до давления в окружающей среде, насколько это возможно. Очень грубо, можно оценить тягу двигателя как площадь критического сечения сопла, умноженную на разность давления в камере сгорания и окружающей среде. Поэтому тяга тем выше, чем выше давление в камере сгорания.

Если энергия газов, истекающих из камеры сгорания приводит в действие турбину, то она, в свою очередь, может использоваться для совершения полезной работы по приводу исполнительного механизма и компрессора для сжатия воздуха (окислителя). Давление в камере сгорания можно увеличить, подняв температуру горения, а также подавая окислитель (воздух в случае ГТД) под возможно большим давлением. Это ведет к необходимости использования все более дорогостоящих жаростойких материалов, а также увеличению массы и стоимости компрессоров. Температура сгорания в современных ГТД вплотную приблизилась к предельной, а в конструкции стали применять такие редкие металлы, как рений и рутений, цена которых намного больше цены на золото.

Существует другой способ увеличения давления в камере сгорания - увеличение скорости сгорания смеси.

По своей термодинамической эффективности наиболее привлекательным режимом быстрого горения является детонация [9].

В детонационной волне, распространяющейся со скоростью 1500-2500 м/с, достигается максимальная концентрация химической энергии, запасенной в горючем (энергия выделяется в тонком слое ударно-сжатой смеси).

Благодаря тому, что в детонационном двигателе сжигание топлива происходит в ударных волнах примерно в 100 раз быстрее, чем при обычном медленном горении (дефлаграции), этот тип двигателя теоретически отличается рекордной мощностью, снимаемой с единицы объема, по сравнению со всеми другими типами тепловых двигателей (рисунок 1).

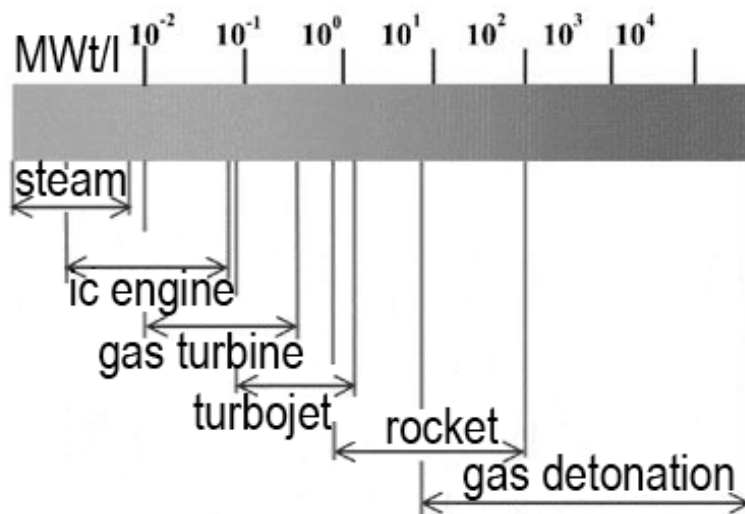


Рисунок 1 - Сравнение литровой мощности современных тепловых двигателей.

Помимо высокой удельной мощности детонационные двигатели потенциально имеют и другие существенные преимущества. Например, в ходе цикла детонационного горения температура сгорания очень высокая. Но скорость сгорания также очень большая и окислы азота не успевают образоваться, поэтому детонационные двигатели потенциально являются экологически чистыми [10]. Проще решается и задача охлаждения стенок камеры сгорания. Несмотря на более высокие температуры и давление во фронте детонационной волны из-за скоротечности процессов детонационного горения их воздействие на конструкцию двигателя меньше, чем у классических моторов.

Применение детонационного горения дает ощутимые преимущества и в ЖРД, типичное давление в камере сгорания которого - более 200 атм. Чтобы обеспечить аналогичные условия сжигания топлива в ударных волнах, компоненты топлива

нужно подавать под давлением не более 10 атм, что позволяет отказаться от использования турбонасосных агрегатов (ТНА) и усиленных трубопроводов [11].

Теория детонации [12], детонационного двигателя и распространения детонационных волн в различных средах рассмотрена в фундаментальных трудах Черного [13], Маркова [14] и Левина [15, 16]. Перспективы развития двигателей вообще рассмотрены в работе Тинга [17]. Основные тенденции развития детонационных двигателей представлены в работах [18, 19, 20]. Обзор детонационных двигателей приведен в работе Волнаски [21]

В зависимости от скорости распространения детонационной волны в системе координат, связанной с двигателем, различают **стационарную детонацию** (stationary detonation, [22]), **ротационную детонацию** (rotating detonation, [23]), когда детонация является стационарной во вращающейся системе координат [24], **нестационарную детонацию** (transient detonation) и **пульсирующую детонацию** (pulsating detonation, [25]). Соответственно, могут быть созданы детонационные двигатели с непрерывной детонацией (CDE, [26, 27, 28]), ротационно-детонационные двигатели (RDE, [29]) и импульсно-детонационные двигатели (PDE, [30]).

Физические основы и принципы организации рабочего процесса в детонационных двигателях рассматриваются в работе [31], а вопросы, связанные с численным моделированием горения и детонации - в работе [32].

Методы экспериментальной отработки конструкции детонационного двигателя рассмотрены в работах [33, 34, 35]. Приводятся примеры экспериментальной реализации и численного моделирования физико-химических процессов в камерах сгорания детонационных двигателей различной конструкции [36].

Несмотря на многолетние исследования и множество имеющихся экспериментальных конструкций реальный работающий образец воздушно-реактивного или ракетного двигателя, использующего детонационное горение, пока не создан.

2 Термодинамический цикл детонационного двигателя

Подробный анализ и сравнение различных термодинамических циклов реактивных двигателей проведено в работе [37] (рисунок 2).

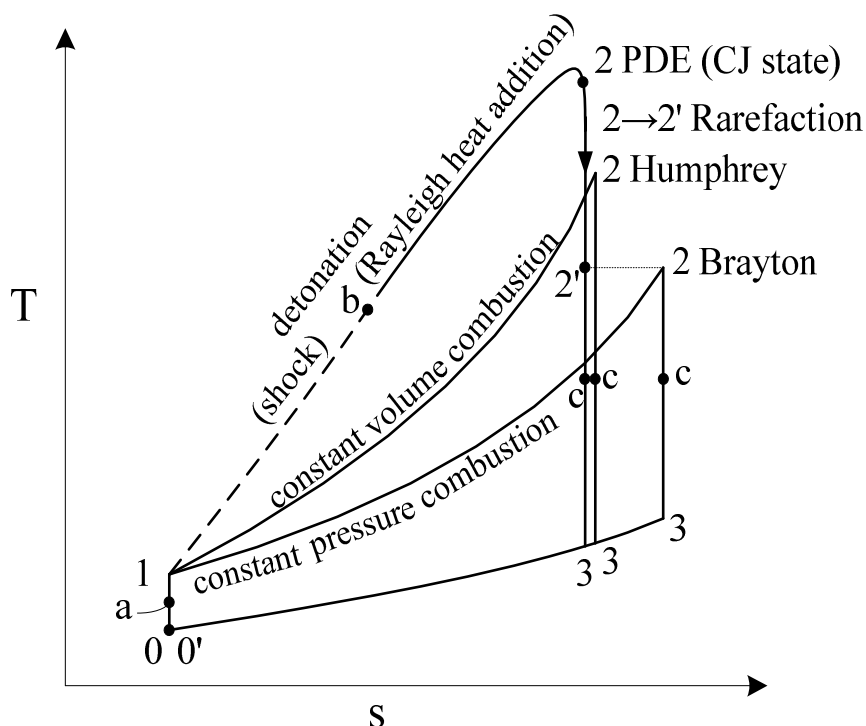


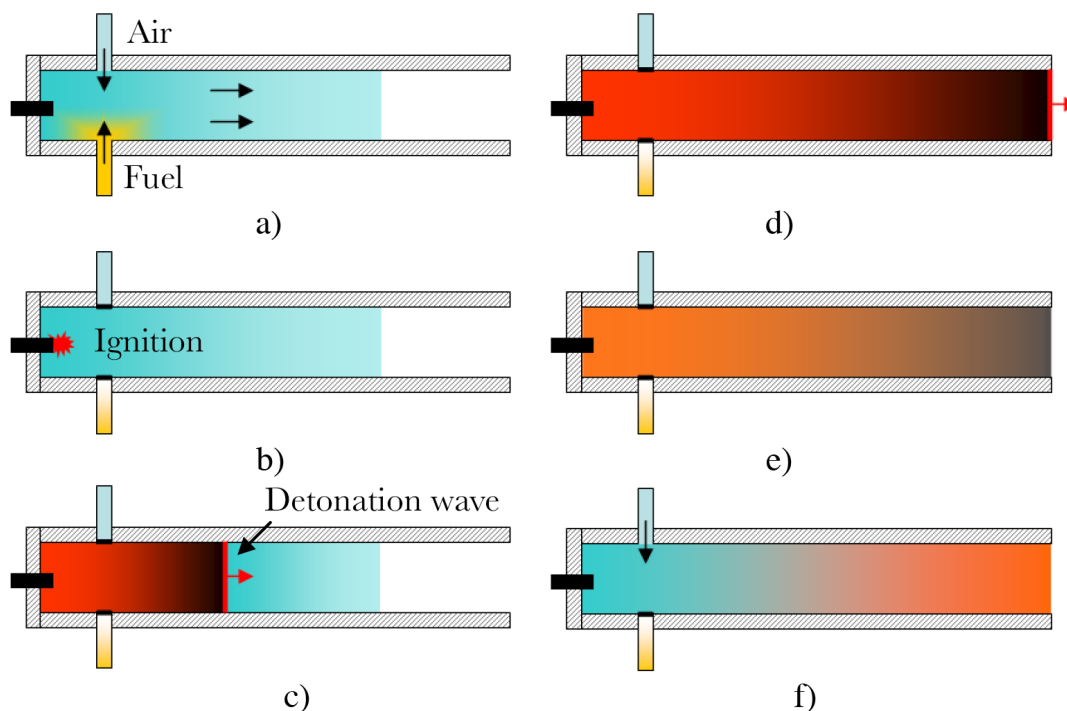
Рисунок 2 - Сравнение различных термодинамических циклов в координатах температура (Т) - энтропия (S) [38].

При замене цикла с горением при постоянном давлении (цикл Брайтона) на цикл с горением при постоянном объеме (цикл Хамфри) термодинамическая эффективность возрастает почти на 20%. При степени сжатия равной 5, термодинамическая эффективность цикла Брайтона составляет 36.9% для водорода и 31.4% для метана. При переходе к циклу Хамфри термодинамическая эффективность составляет 54.3% для водорода и 50.5% для метана.

Примером двигателя, реализующего данный вид термодинамического процесса, является двигатель Стирлинга, применяющийся в некоторых подводных лодках. Среди реактивных двигателей в соответствии с циклом Хамфри работает пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ПуВРД), которым, в частности, был оснащен немецкий самолет-снаряд V-1 времен второй мировой войны.

Еще выше эффективность идеального детонационного термодинамического цикла Фике - Джакобса (Fickett-Jacobs cycle, FJ). Фике, основываясь на более ранних

идеях Джакобса, независимо от Зельдовича развил концепцию использования детонационного сжигания топлива в реактивных двигателях. На рисунке 3 представлена типичная последовательность смены фаз работы PDE.



а) Заполнение топливной смесью, б) зажигание - инициирование детонации, в) детонация, г) продукты детонации, д) расширение продуктов детонации в окружающую среду, е) продувка воздухом.

Рисунок 3 - Цикл работы PDE.

После инициирования детонации в топливно-воздушной смеси распространяется детонационная волна постоянной интенсивности. Её скорость относительно продуктов сгорания в точности равняется скорости звука, поэтому химические превращения и волны сжатия, возникающие при горении, не могут догнать детонационную волну и не могут повлиять на её интенсивность. Такая детонация называется установившейся детонацией Чемпена-Жуге (*CJ*) и отличается наименьшей из возможных скоростью распространения детонационной волны.

Быстрое сжатие и горение в цикле PDE дает дополнительную работу по сравнению с циклом Хамфри (см. рисунок 2). Отличие цикла *FJ* от цикла Хамфри состоит в том, что подвод тепла происходит не по изохоре (участок цикла 1-2), а по

адиабате Рэнкина-Гюгоньо (участок 1-b). Затем следует неравновесный нагрев, так называемый нагрев Рэллея [39], соответствующий участку (b-2).

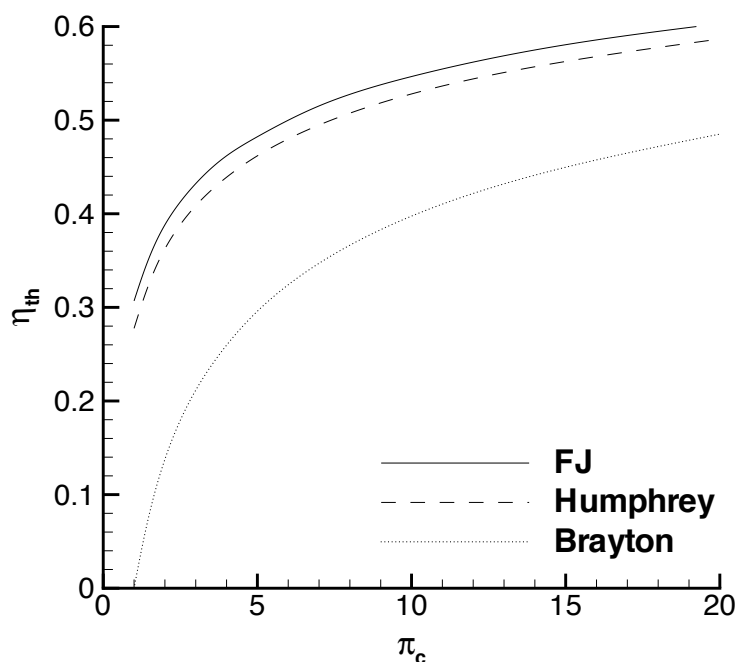


Рисунок 4 - Термодинамический КПД при различных степенях сжатия в компрессоре.

Цикл *FJ* превосходит по термодинамической эффективности цикл Хамфри и значительно превосходит цикл Брайтона (рисунок 4) во всем диапазоне степени повышения давления при сжатии. Так, для достижения такого же КПД, как у цикла *FJ*, традиционному реактивному двигателю нужно иметь степень сжатия в компрессоре в 5 раз больше.

Поскольку интенсивность сжатия в ударной волне пропорциональна квадрату числа Маха (скорости её распространения), то КПД цикла *FJ* с ростом числа Маха существенно растет (рисунок 5). В интервале чисел Маха от 2 до 4 удельный импульс PDE составляет примерно 8500 с для водорода и 3800 с для углеводородного топлива [40].

КПД реального детонационного двигателя отличается от идеального цикла *FJ*. Его можно повысить еще больше, если использовать пересжатую детонацию. Пояснения приведены на рисунке 6. В цикле Хамфри сжатие происходит при постоянном объеме (участок цикла 1-2H), в цикле *FJ* по прямой Рэллея (1-2CJ) в точку, соответствующую установившейся детонации Чепмена - Жуге [41]. В

реальном же детонационном двигателе смесь сначала сжимается в ударной волне (1-1'), а затем расширяется в процессе нагрева Рэлля (1'-СJ).

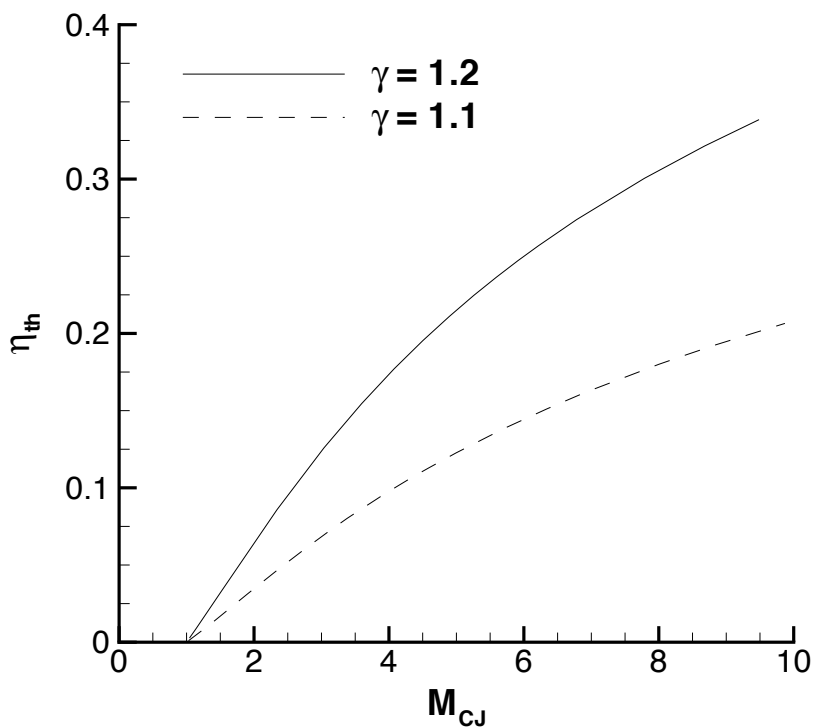


Рисунок 5 - Термодинамический КПД при различных числах Маха распространения детонационной волны Чепмена-Жуге.

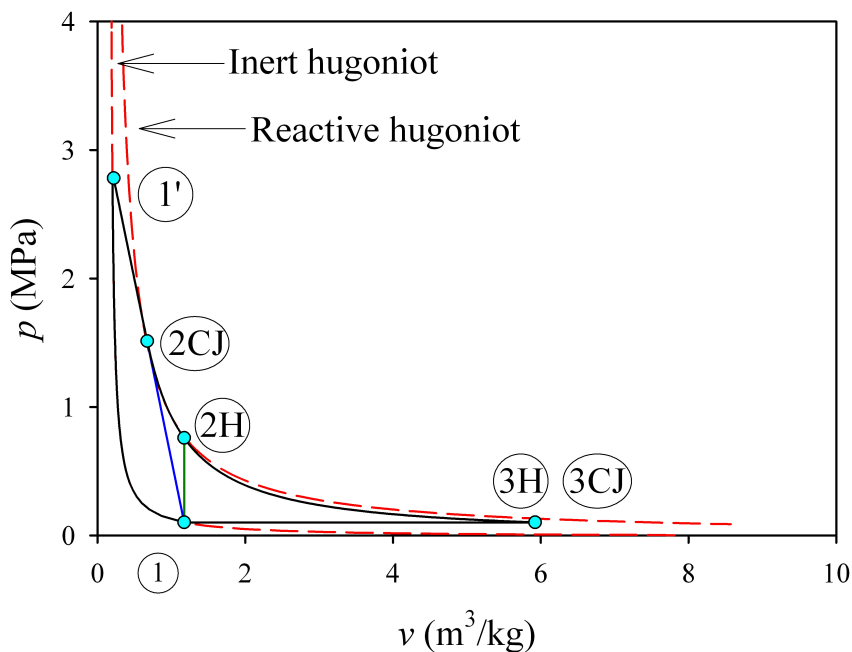


Рисунок 6 - Диаграмма давление (p) - удельный объем (v) для циклов Хамфри (H), Фике - Джексона (CJ) и реального детонационного двигателя.

Однако ничто не мешает из исходной точки 1 переместиться в любую точку ударной адиабаты Гюгонио, соответствующей заданной интенсивности ударной волны в исходной топливной смеси, а затем спуститься в точку 3 по адиабате Гюгонио для продуктов сгорания. Пересжатая детонационная волна при этом будет неустановившейся, но такой режим дает дополнительный выигрыш в полезной работе, что приводит к повышению КПД.

В процессе исследований ставится задача разработки конструкции, позволяющей реализовать потенциальные преимущества термодинамического цикла детонационного двигателя.

3 Классификация детонационных двигателей

Конструкции детонационных двигателей отличаются друг от друга по устройству и по принципу действия. Различают клапанные пульсирующие воздушно-реактивные детонационные двигатели с потреблением атмосферного кислорода (Pulse Detonation Engine, PDE) и ракетные детонационные двигатели (Pulse Detonation Rocket Engine, PDRE). Альтернативой им являются двигатели с непрерывной детонацией (Continuous Detonation Engine, CDE) и ротационные детонационные двигатели (Rotation Detonation Engine, RDE), работающие в непрерывном режиме, которым не требуются клапаны и периодическая инициация процесса детонации.

При значительном разнообразии конструктивных решений можно выделить небольшое количество основных направлений развития детонационных двигателей.

Направление №1 - Классический клапанный импульсный детонационный двигатель (PDE).

Направление №2 - Многотрубный PDE. В таких двигателях частота работы отдельной трубы остается низкой, но за счет чередования импульсов в разных трубах пытаются получить приемлемые удельные характеристики.

Направление №3 – PDE с высокочастотным резонатором, предварительно активированная топливная смесь подается в резонатор, в котором происходит фокусировка волн сжатия с образованием пересжатой детонационной волны.

Направление №4 – Детонационный ЖРД с вытеснительной подачей топлива.

Направление №5 – Организация детонационного горения в стационарной системе ударных волн (CDE) или в периодически перемещающейся ударной волне (CPDE).

Направление №6 – Ротационный детонационный двигатель Николса.

Направление №7 – Ротационный двигатель Войцеховского.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ термодинамических циклов детонационного горения показывает, что реализовать его потенциальные преимущества непросто. Основная сложность заключается в необходимости обеспечить высокую частоту повторения циклов работы детонационного двигателя. С этим связаны проблемы периодического заполнения камеры сгорания свежей топливной смесью, её инициирования и удаления продуктов сгорания. Установившаяся детонация Чепмена - Жуге обеспечивает наименьшую скорость распространения детонационной волны и степень сжатия топливной смеси, что приводит к снижению интегральной эффективности работы детонационных двигателей, использующих этот режим. Выход видится в использовании пересжатой детонации, которая может быть получена, например, в резонаторах, фокусирующих ударные волны.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- ¹ Зельдович Я. Б. Об энергетическом использовании детонационного сгорания // Журнал технической физики. 1940. № 1(17). С. 1453-1461.
- ² Бам-Зеликович Г.М. Распад произвольного разрыва в горючей смеси// Теоретическая гидромеханика/Под ред. Седова. Сб. статей.№4. М.:Оборонгиз. 1949. С.112-141.
- ³ Бам-Зеликович Г.М. О колебаниях при горении газа в трубах// Теоретическая гидромеханика/Под ред. Седова. Вып.2. Сб. статей.№9. М.:Оборонгиз.1952. С.184-208.
- ⁴ Быковский Ф.А., Ждан С.А. Непрерывная спиновая детонация/ Рос.акад.наук, Сиб. отд-ние, Институт гидродинамики им.М.А.Лаврентьева.- Новосибирск:Изд-во СО РАН, 2013.-423 с.
- ⁵ Фролов С.М. Импульсные детонационные двигатели: введение. Импульсные Детонационные Двигатели// Под Редакцией Фролова С.М., М.:ТОРУС ПРЕСС. - 2006. - С. 19–32.
- ⁶ Булат П.В., Засухин О.Н., П. Н. В. Особенности применения моделей турбулентности при расчете течений в сверхзвуковых трактах перспективы воздушно-реактивных двигателей. Двигатель. - 2012. - №1, С.20–23.
- ⁷ Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). ЦИАМ им.Баранова, М:2004, 211 с.
- ⁸ Sehra A.K., Whitlow W. Propulsion and power for 21st century aviation // Progress in Aerospace Sciences. 2004. Vol. 40. No. 4-5. P. 199-235.
- ⁹ Тарасов А.И., Щипаков В.А. Перспективы использования пульсирующих детонационных технологий в турбореактивных двигателях // Авиационно-космическая техника и технология. 2011. № 9(86). С. 46-49.
- ¹⁰ Vasil`ev, A. A. The Principal Aspects of Application of Detonation in Propulsion Systems/ A. A. Vasil`ev // The Scientific World Journal. – 2013. – Vol. 2013 – P. 1–15.
- ¹¹ Булат П.В., Ильина Е.Е. О проблеме создания детонационного двигателя - современные тенденции в аэрокосмическом двигателестроении. "Фундаментальные исследования". -2013. №10 (часть 10). - С. 2140-2142.
- ¹² Митрофанов В.В. Теория детонации. Новосибирск: Новосибирский государственный университет, 1982. 91 с.
- ¹³ Черный Г.Г. Асимптотический закон распространения плоской детонационной волны // Доклады АН СССР. 1967. Т. 172. № 3. С. 558-560.

- ¹⁴ Марков В.В. Численное моделирование образования многофронтной структуры детонационной волны // Доклады АН СССР. 1981. Т. 258. № 2. С. 158-163.
- ¹⁵ Левин В.А., Черный Г.Г. Асимптотические законы поведения детонационных волн // Прикладная математика и механика. 1967. Т. 31. Вып. 3. С. 383-405.
- ¹⁶ Korobeinikov V.P., Levin V.A., Markov V.V., Chernyi G.G. Propagation of blast waves in a combustible gas // Acta Astronautica. 1972. Vol. 17. No. 5-6. P. 529-537.
- ¹⁷ Ting J.M., Bussing T.R.A., Hinkey J.B. Experimental characterization of the detonation properties of hydrocarbon fuels for the development of a pulse detonation engine // AIAA Paper. 1995. No. 95-3154.
- ¹⁸ Булат П.В., Продан Н.В. Обзор проектов детонационных двигателей. Импульсные двигатели. "Фундаментальные исследования", №10 (часть 9), 2013, с. 1951-1954.
- ¹⁹ Булат П.В., Продан Н. В. Обзор проектов детонационных двигателей. Ротационные детонационные двигатели. Журн.Фундаментальные исследования. №10, - 2013, - С.1672–1675 (2013).
- ²⁰ Bulat P.V. About the detonation engine. Am. J. Appl. Sci. - 2014, Vol.11, P.1357–1364.
- ²¹ Wolanski P. Detonative propulsion // Proceedings of the Combustion Institute. 2013. Vol. 34. No. 1. P. 125-158.
- ²² Nicholls J.A., Dabora E.K. Recent results on standing detonation waves // Proceedings of the Combustion Institute. 1961. Vol. 8. P. 644-655.
- ²³ Hishida M., Fujiwara T., Wolanski P. Fundamentals of rotating detonations // Shock Waves. 2009. Vol. 19. No. 1. P. 1-10.
- ²⁴ Bykovskii F.A., Zhdan S.A., Vedernikov E.F. Continuous spin detonations // Journal of Propulsion and Power. 2006. Vol. 22. No. 6. P. 1204-1216.
- ²⁵ Phylippov Yu.G., Dushin V.R., Nikitin V.F., Nerchenko V.A., Korolkova N.V., Guendugov V.M. Fluid mechanics of pulse detonation thrusters // Acta Astronautica. 2012. Vol. 76. P. 115-126.
- ²⁶ Yetao S., Meng L., Jianping W. Continuous detonation engine and effects of different types of nozzle on its propulsion performance // Chinese Journal of Aeronautics. 2010. Vol. 23. No. 6. P. 647-652.
- ²⁷ Dabora E.K., Broda J.C. Standing normal detonations and oblique detonations for propulsion // AIAA Paper. 1993. No. 93-2325.
- ²⁸ Yetao S., Meng L., Jianping W. Continuous detonation engine and effects of different types of nozzle on its propulsion performance // Chinese Journal of Aeronautics. 2010. Vol. 23. No. 6. P. 647-652.

- ²⁹ Adamson T.C., Olsson G.R. Performance analysis of a rotating detonation wave rocket engine // *Astronautica Acta*. 1967. Vol. 13. No. 4. P. 405-415.
- ³⁰ Bussing T., Hinkey J.B., Kaye L. Pulse detonation engine preliminary design considerations // *AIAA Paper*. 1994. No. 94-3220.
- ³¹ 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. No. 6. P. 545-672.
- ³² Westbrook C.K., Mizobuchi Y., Poinso T.J., Smith P.J., Warnatz J. Computational combustion // *Proceedings of the Combustion Institute*. 2005. Vol. 30. No. 1. P. 125-157.
- ³³ Hinkey J.B., Bussing T.R.A., Kaye L. Shock tube experiments for the development of a hydrogen-fuelled pulse detonation engine // *AIAA Paper*. 1995. No. 95-2578.
- ³⁴ Eidelman S., Grossman W. Pulsed detonation engine: experimental and theoretical review // *AIAA Paper*. 1992. No. 92-3168.
- ³⁵ Lu J., Zheng L., Wang Z., Peng C., Chen X. Thrust measurement method verification and analytical studies on a liquid-fueled pulse detonation engine // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2014. Vol. 27. No. 3. P. 497-504.
- ³⁶ Ремеев Н.Х., Власенко В.В., Рахимов Р.А., Иванов В.В. Численное моделирование и экспериментальное исследование рабочего процесса в детонационной камере сгорания // *Химическая физика*. 2003. Т. 22. No. 8. С. 45-56.
- ³⁷ E. Wintenberger and J. E. Shepherd. Thermodynamic cycle analysis of propagating detonations. *Journal of Propulsion and Power*, 2006 & val.22(3). - P. 694-698,.
- ³⁸ Tangirala VE, Dean AJ, Tsuboi N, Hayashi AK, Performance of a pulse detonation engine under subsonic and supersonic flight conditions. Paper AIAA 2007-1245, 2007
- ³⁹ Rao.S. Effect of Friction on the Zel'dovich-von Neumann-Doering to Chapman-Jouguet Transition. MSAE thesis, Univ Texas Arlington.
- ⁴⁰ Wolanski, P., Kindracki, J., Fujiwara, T., Oka, Y., and Shima-uchi, K., (2005). An Experimental Study of Rotating Detonation Engine, 20th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems 31 July - 5 August, 2005, Montreal, Canada.
- ⁴¹ Пухначев В.В. Об устойчивости детонации Чепмена-Жуге // *Доклады АН СССР*. 1963. Т. 149. № 4. С. 798-801.