

УДК 532.529+629

О ПРОБЛЕМЕ СОЗДАНИЯ ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ – ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ ЦИКЛ

¹Булат П.В., ²Ильина Е.Е.

¹ООО НОЦ «Динамика», Санкт-Петербург, e-mail: pavelbulat@mail.ru;

²ООО «Проблемная лаборатория «Турбомашины», Санкт-Петербург, e-mail: il-190.89@mail.ru

Задача увеличения КПД традиционных реактивных двигателей к сегодняшнему дню является в целом решенной и достигла предела своих возможностей, дальнейшее увеличение КПД возможно только в случае значительного капиталовложения. Однако эта задача имеет еще одно довольно тривиальное решение, – переход к двигателям, использующим иные принципы и иные термодинамические циклы. В статье показано преимущество использования термодинамического цикла детонационного горения по сравнению с циклами Брайтона (горение при постоянном давлении) и Хамфри (горение при постоянном объеме). Рассмотрены принципы работы пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, детонационного воздушно-реактивного и жидкостного ракетного двигателей. Сделаны выводы о необходимых направлениях исследований. Показано, что главным преимуществом импульсно-детонационного двигателя является его конструктивная простота. Реализация термодинамического превосходства цикла детонационного горения требует увеличения частоты следования ударных волн или перехода от импульсного к непрерывному детонационному горению.

Ключевые слова: детонационный двигатель, пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, детонационное горение, цикл Хамфри

THE PROBLEM OF CREATING DETONATION ENGINE – THERMODYNAMIC CYCLE

¹Bulat P.V., ²Ilina E.E.

¹SEC «Dynamics» ltd, St. Petersburg, e-mail: pavelbulat@mail.ru;

²Problem Laboratory «Turbomachine» ltd, St. Petersburg, e-mail: il-190.89@mail.ru

The task of increasing the efficiency of conventional jet engines to date is generally solved and has reached its limits, further increasing the efficiency is only possible in case of a significant capital investment. However, this problem has another fairly trivial solution – go to engines that use different principles and different thermodynamic cycles. The paper shows the advantage of the use of the thermodynamic cycle detonation combustion compared to the Brayton cycle (constant pressure combustion) and Humphrey (combustion at constant volume). The principles of operation of the pulse-jet engine, air breathing detonation jet and liquid detonation rocket engines. The conclusions of the necessary research directions. It is shown that the main advantage of pulse-detonation engine is its structural simplicity. The implementation of the thermodynamic cycle excellence detonation combustion requires an increase in the frequency of sequence of shock waves or the transition from a continuous pulse detonation combustion.

Keywords: detonation engine, pulsating jet engine, detonation combustion, cycle Humphrey

Потенциал повышения КПД традиционных реактивных двигателей, работающих в соответствии с термодинамическим циклом Брайтона (цикл подвода тепла при постоянном давлении), исчерпан в настоящее время практически полностью. В течение многих десятков лет они непрерывно совершенствовались, и их дальнейшее улучшение требует больших капитальных вложений, связанных с внедрением новых материалов, таких как высокотемпературная керамика, карбиды и нитриды, сплавы, содержащие рений и рутений. Тенденция последних 10–15 лет такова, что увеличение удельной тяги или снижение удельного расхода топлива на 5–7% ведет к увеличению стоимости двигателя на 40–60%. Выход видится в переходе к реактивным двигателям, использующим иные принципы и иные термодинамические циклы. В настоящей работе рассматриваются пульсирующие и детонационные двигатели.

Этому направлению в последнее время уделяется большое внимание. В работе

[9] описан принцип работы детонационного двигателя, а также фундаментальные и технические проблемы, стоящие на пути создания практического образца такого мотора. Подробно рассмотрены конструкция и характеристики макета-демонстратора импульсного детонационного двигателя. В работе [10] рассматриваются математические и физические аспекты проблемы детонационных двигателей, оцениваются перспективы развития и применения детонационных двигателей. Важность работы над детонационными двигателями указана и в обзоре ЦИАМ, посвященном перспективам развития двигателестроения [4].

Сравнение термодинамических циклов

Может ли быть предложено что-то лучшее, чем цикл Брайтона? Да, это цикл Хамфри – цикл подвода тепла при постоянном объеме. Сравнение термодинамических циклов показано на рис. 1.

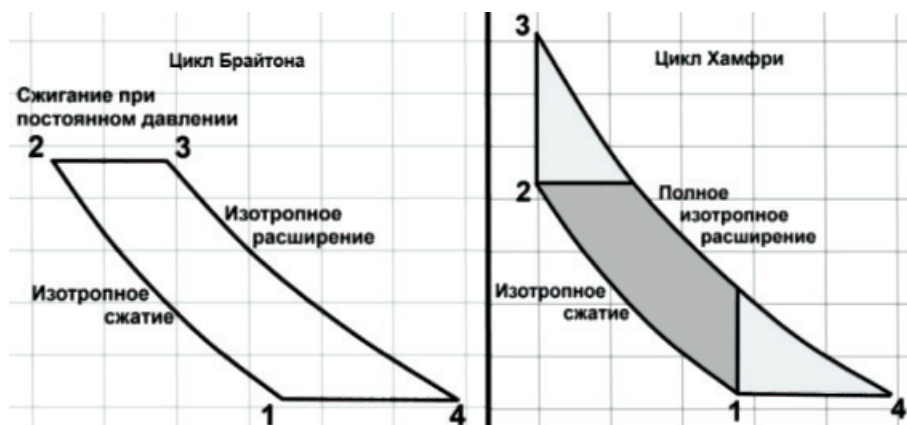


Рис. 1. Сравнение термодинамических циклов Брайтона и Хамфри

Работа тепловой машины равна площади, ограниченной кривой 1–2–3–4. Сектор 2–3 показывает преимущество термодинамического цикла Хамфри, по сравнению с циклом Брайтона. Сектор 1–4 показывает область, недоступную для циклов тепловых машин Отто и Дизеля. Тепловой коэффициент полезного действия у ВРД, действующего в соответствии с традиционным циклом Брайтона, значительно меньше во всем диапазоне коэффициентов повышения давления (рис. 2).

Примером устройства, реализующего преимущества цикла Хамфри, является пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ПуВРД или PDE). Сегодня ПуВРД применяются, главным образом, на дешевых беспилотных летательных аппаратах (БПЛА), что объясняется его простотой и дешевизной. Там, где требуются высокие удельные характеристики, ПуВРД проигрывают ТРД.

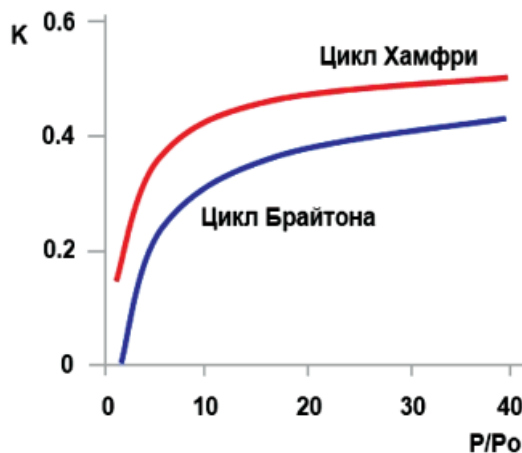


Рис. 2. Сравнение коэффициентов полезного действия циклов Брайтона и Хамфри в разных диапазонах повышения давления

Пульсирующие реактивные двигатели (ПуВРД)

Принцип действия ПуВРД понятен из схемы, приведенной на рис. 3. Во время первого такта цикла работы детонационная камера заполняется топливно-воздушной смесью (ТВС). На втором такте происходит ее воспламенение. Во время третьего такта детонационная волна пробегает по детонационной камере, поднимая давление в ней при постоянном объеме. На четвертом такте рабочая среда расширяется и совершает работу. На пятом и шестом такте детонационная камера продувается свежим воздухом.

Идея создания (ПуВРД) была запатентована в 1906 г. русским инженером В.В. Караводным. До 1925 г. ряд опытных ГТД был создан Г. Хольцвартом. Несмотря на высокие для того времени параметры, ГТД Хольцварта, равно как и установка В.В. Караводина, вследствие ряда недостатков не нашла применения в промышленности. В 1930 г. одноклапанная камера сгорания резонансного типа была предложена Паулем Шмидтом для ПуВРД. Впоследствии она была применена на беспилотных самолетах-снарядах «Фау-1». Значительный вклад в решение проблемы создания ПуВРД был внесен Б.С. Стечкиным. Несмотря на высокий КПД собственно сжигания топлива общая полезная работа у ПуВРД обычно существенно ниже, чем у традиционных ГТД. Причина заключается в том, что сжатие топливно-воздушной смеси происходит в простых изоэнтропических волнах сжатия, имеющих достаточно большую протяженность. В результате, частота следования импульсов у ПуВРД низкая и общий механический КПД – невысокий. Другим типом двигателя, работающего в соответствии с термодинамическим циклом, близким к циклу Хамфри, является детонационный двигатель.

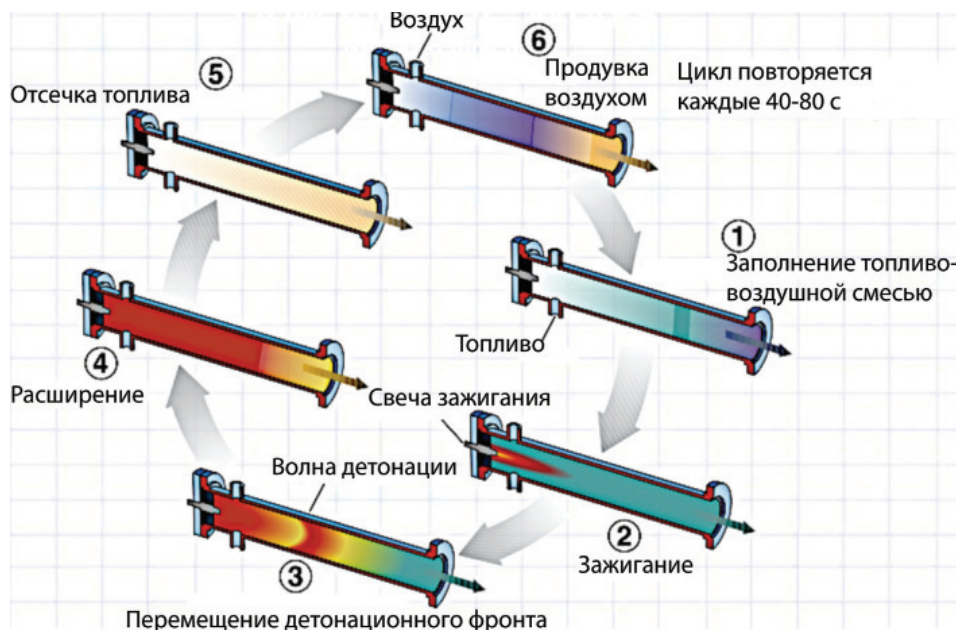


Рис. 3. Цикл пульсирующего воздушно-реактивного двигателя

Термодинамический цикл импульсно-детонационного двигателя

Логическим развитием ПуВРД являются импульсно-детонационные двигатели (ИДД), в которых волны сжатия заменены ударными волнами. Сжатие в ударных волнах широко используется в аэрокосмическом двигателестроении в конструкции сверхзвуковых воздухозаборников [6]. В самых различных отраслях техники применяются и колебания ударных волн [1, 3, 7–8]. Отличие цикла ИДД от цикла Хамфри состоит в том, что подвод тепла происходит не по изохоре, а по адиабате Гюгонио в очень узкой области течения, равной протяженности ударной волны, которая в типичных случаях имеет порядок длины свободного пробега молекул газа. Детонационное сгорание топлива в ПуВРД термодинамически более выгодно, чем изохорическое (рис. 4) во всем диапазоне чисел Маха полета летательного аппарата.

Потенциальные преимущества термодинамического цикла детонационных двигателей (рис. 5) вызвали огромное множество исследовательских работ в этом направлении [5]. В новой программе VAATE – премнике программы ИНРТЕТ – американские специалисты ставят задачу дальнейшего снижения стоимости производства газогенераторов на 32...64% для ВРД большой размерности, на 35...65% для ГТД малой размерности, а технология создания еще более дешевого пульсирующего детонационного двигателя признана «ключевой» [2].

В газогенераторах ИДД нет необходимости использования высоконапорных компрессоров, что упрощает конструкцию и снижает массу двигателя. Это делает привлекательным использование импульсно-детонационного горения в жидкостных ракетных двигателях. Термодинамический цикл ИДД имеет заметное преимущество не только перед циклом Брайтона, но и перед более эффективным циклом Хамфри. Однако реализовать его можно только с увеличением частоты следования ударных волн или переходом к непрерывному детонационному горению.

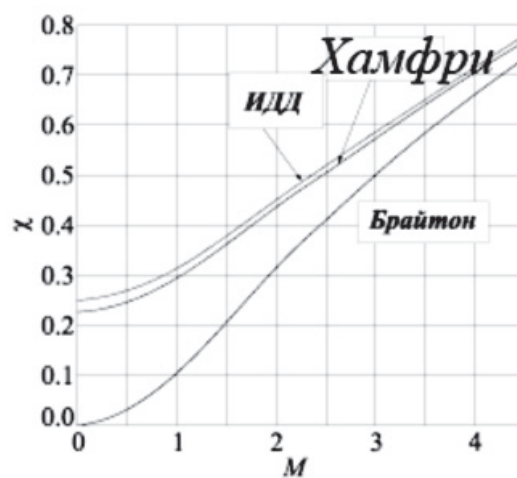


Рис. 4. Преимущество КПД термодинамического цикла прямоточного воздушно-реактивного (ПВРД) импульсно-детонационного двигателя (ИДД)

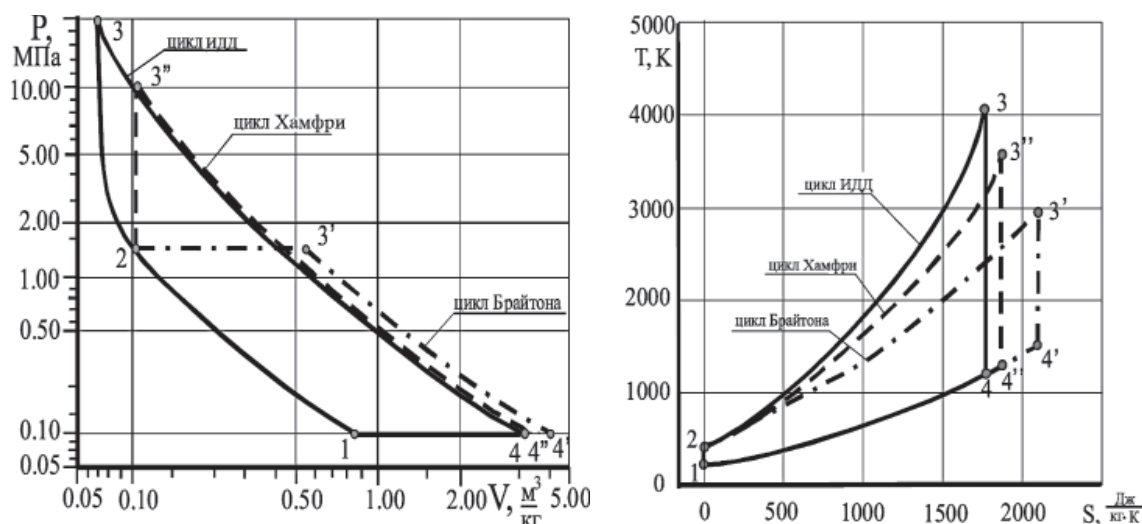


Рис. 5. Сравнение циклов ИДД, Хамфри и Брайтона в p - V и T - S координатах

Список литературы

1. Булат П.В., Засухин О.Н., Продан Н.В. Колебания донного давления // Фундаментальные исследования. – 2012. – № 3. – С. 204–207.

2. Булат П.В., Засухин О.Н., Продан Н.В. Особенности применения моделей турбулентности при расчете течений в сверхзвуковых трактах перспективных воздушно-реактивных двигателей. Двигатель. – 2012. – № 1. – С. 20–23.

3. Булат П.В., Продан Н.В. О низкочастотных расходных колебаниях донного давления. – 2013. – № 4(3). – С. 545–549.

4. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). ЦИАМ им. Баранова. – М., 2004. – 211 с.

5. Тарасов А.И., Щипаков В.А. Перспективы использования пульсирующих детонационных технологий в турбореактивных двигателях. ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки, Москва, Россия. Московский авиационный институт (ГТУ). – М.: Россия. ISSN 1727-7337. Авиационно-космическая техника и технология, 2011. – № 9 (86).

6. Усков В.Н., Булат П.В. О задаче проектирования идеального диффузора для сжатия сверхзвукового потока // Фундаментальные исследования. – 2012. – № 6 (часть 1). – С. 178–184.

7. Усков В.Н., Булат П.В. Об исследовании колебательного движения газового подвеса ротора турбохолодильных и детандерных машин. Часть I. Постановка задачи // Вестник МАХ. – 2012. – № 3. – С. 3–7.

8. Усков В.Н., Булат П.В. Об исследовании колебательного движения газового подвеса ротора турбохолодильных и детандерных машин. Часть II. Колебания давления в соплах питающей системы на сверхкритическом режиме работы // Вестник МАХ. – 2012. – № 1. – С. 57–60.

9. Фролов С.М. Реактивный двигатель на детонационном сжигании топлива // Фундаментальные и прикладные проблемы совершенствования поршневых двигателей: X Международная научно-практическая конференция. Владимирский государственный университет. ISBN 5-86953-146-2. г. – Владимир, 2005. – 8 с.

10. Проблемы математического моделирования детонационных двигателей для перспективных летательных аппаратов / Г.П. Шиндяпин, Я.Г. Сапунков, С.П. Шевырëв, В.А. Поршнева, Н.В. Федорев, В.Н. Федорев // Известия Саратовского университета. – 2006. – Т. 6. Сер. Математика. Механика. Информатика, Вып. 1/2.

References

1. Bulat P.V., Zasuhin O.N., Prodan N.V. Kolebanija donnogo davlenija // Fundamental'nye issledovanija. 2012. no. 3. pp. 204–207.

2. Bulat P.V., Zasuhin O.N., Prodan N.V. Osobennosti primeneniya modelej turbulentsnosti pri raschete techenij v sverhzvukovyh traktah perspektivnyh vozdušno-reaktivnyh dvigatelej. Dvigatel'. no. 1, 2012, pp. 20–23.

3. Bulat P.V., Prodan N.V. O nizkочастотnyh rashodnyh kolebanijah donnogo davlenija, no. 4(3). 2013. pp. 545–549.

4. Raboty vedushhih aviadvigatelistroitel'nyh kompanij po sozdaniyu perspektivnyh aviacionnyh dvigatelej (analiticheskij obzor). CIAM im. Baranova, M., 2004, 211 p.

5. Tarasov A.I., Shhipakov V.A. Perspektivy ispol'zovanija pul'sirujushhih detonacionnyh tehnologij v turboreaktivnyh dvigateljah. OAO «NPO «Saturn» NTC im. A.Ljul'ki, Moskva, Rossija. Moskovskij aviacionnyj institut (GTU), Moskva, Rossija. ISSN 1727-7337. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija, 2011, no 9 (86).

6. Uskov V.N., Bulat P.V. O zadache proektirovanija ideal'nogo diffuzora dlja szhatija sverhzvukogo potoka // Fundamental'nye issledovanija. 2012. no. 6 (chast' 1). pp. 178–184.

7. Uskov V.N., Bulat P.V. Ob issledovanii kolebatel'nogo dvizhenija gazovogo podvesa rotora turboholodil'nyh i detandernykh mashin. Chast' I. Postanovka zadachi // Vestnik MAH. 2012. no. 3. pp. 3–7.

8. Uskov V.N., Bulat P.V. Ob issledovanii kolebatel'nogo dvizhenija gazovogo podvesa rotora turboholodil'nyh i detandernykh mashin. Chast' II. Kolebanija davlenija v soplah pitajushhej sistey na sverhkriticheskom rezhime raboty // Vestnik MAH. 2012. no. 1. pp. 57–60.

9. Frolov S.M. Reaktivnyj dvigatel' na detonacionnom szhiganiu topliva. X Mezhdunarodnaja nauchno-prakticheskaja konferencija «Fundamental'nye i prikladnye problemy sovershenstvovanija porshnevnyh dvigatelej» Vladimirskej gosudarstvennoj universitet. ISBN 5-86953-146-2. Vladimir, 27–29 ijunya 2005. 8 p.

10. Shindjapin G.P., Sapunkov Ja.G., Shevyrev S.P., Porshnev V.A., Fedorec N.V., Fedorec V.N. Problemy matematicheskogo modelirovanija detonacionnyh dvigatelej dlja perspektivnyh letatel'nyh apparatov. Izvestija Saratovskogo universiteta. 2006. T. 6. Ser. Matematika. Mehanika. Informatika, vyp. 1/2.

Рецензенты:

Пеленко В.В., д.т.н., профессор, заместитель директора по учебной работе Института холода и биотехнологий ФГБОУ «Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики», г. Санкт-Петербург;

Цветков О.Б., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой «Теоретические основы тепло- и хладотехники» Института холода и биотехнологий ФГБОУ «Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики», г. Санкт-Петербург.

Работа поступила в редакцию 29.10.2013.