

Actual Schemes of Supersonic Ramjet with Unsteady Detonation Combustion

Yu.V. Tunik

*Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University,
Moscow, 119192, Russia
tunik@imec.msu.ru*

Abstract

The paper provides a brief overview of ramjet and conditionally ramjet engines with detonation combustion, studies on which are ongoing at present. The first part includes works that gave an initial impetus to the development of schemes with unsteady detonation waves: pulsed detonation engines (PDE, fig. 1), engines with continuously pulsating detonation, and so-called engines with continuously rotating detonation (fig. 2). A variant of a valveless aft engine is presented, in which volume combustion is implemented instead of detonation (fig. 3).

Keywords: supersonic ramjet, unsteady detonation, pulse detonation, rotating detonation.

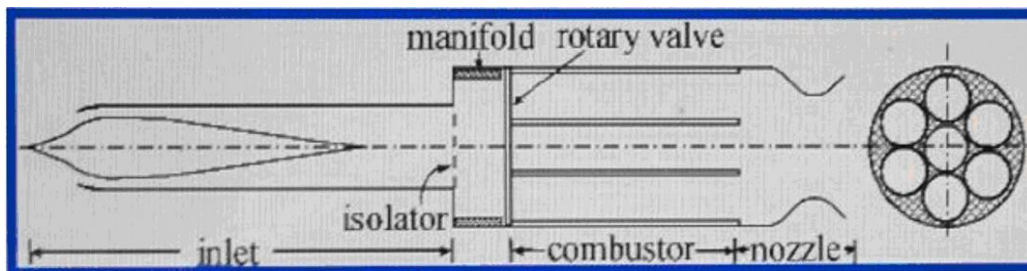


Fig. 1. Scheme of PDE with a rotary valve system

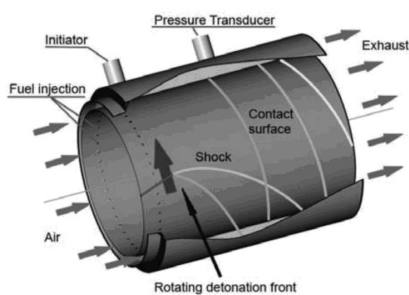


Fig. 2. Engine with rotating detonation

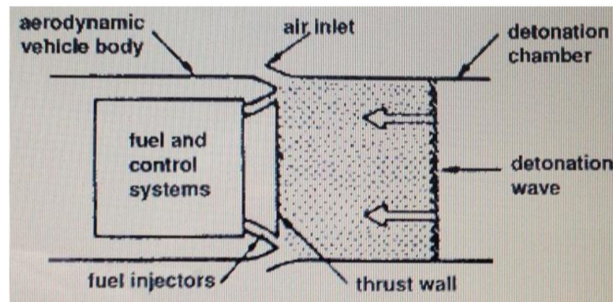


Fig. 3. Scheme of a valveless aft engine

The prospects for supersonic ramjets with pulsed detonation are not obvious, in particular, due to the need to use additional devices such as valve systems and detonation initiators. In addition, the higher energy efficiency of detonation combustion compared with burning at a constant volume is obvious only when using the kinetic energy of the detonation products. At present the most advanced is the scheme of supersonic ramjet with rotating detonation. However, it is necessary to solve the problem of reducing its drag. Of interest is the energy efficiency of diffusion combustion in chamber of a supersonic ramjet behind the aft of a flying vehicle.

УДК 533.6.011.5

Актуальные схемы сверхзвуковых ПВРД с нестационарным детонационным горением

Ю.В. Туник

НИИ механики, Московский Государственный Университет им. М.В. Ломоносова,
Россия, Москва, 119192, Мичуринский проспект д.1, к.1

tunik@imec.msu.ru

Аннотация

В работе представлен краткий обзор прямоточных и условно прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) на детонационном горении, исследования по которым продолжаются и в настоящее время. В первую часть включены работы, давшие начальный толчок развитию схем с нестационарными детонационными волнами: импульсные детонационные двигатели (PDE), двигатели с непрерывно пульсирующей детонацией и, так называемые, непрерывно – детонационные двигатели. Представлен вариант бесклапанного кормового двигателя, в котором вместо детонационного реализуется объемное горение.

Ключевые слова: сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель, нестационарная детонация, пульсирующая детонация, вращающаяся детонация.

1. Введение

Впервые вопрос об использовании детонации в энергетических устройствах рассмотрен Я.Б. Зельдовичем в 1940 году [1]. Сравнивая термодинамические циклы с детонационным горением и горением при постоянном объеме, автор приходит к выводу о том, что «принципиально достижимый к.п.д. цикла, использующего без каких-либо потерь детонационное горение, всегда несколько выше такового для цикла, использующего горение в замкнутом объеме» (рис. 1, а).

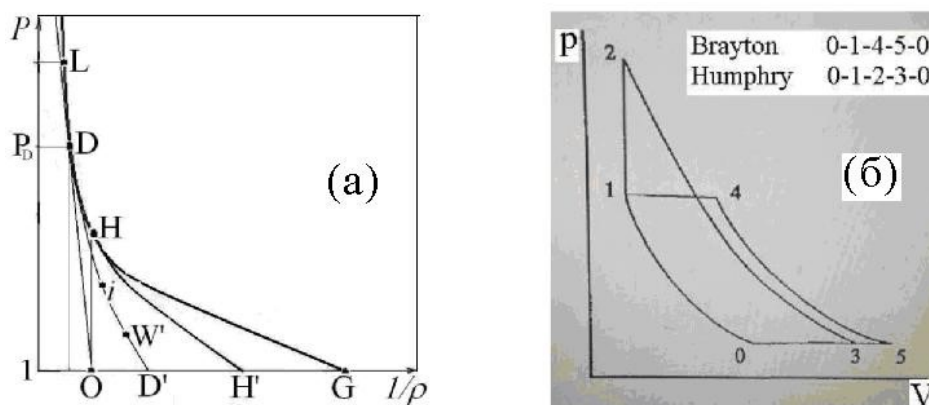


Рис. 1. Термодинамические циклы Зельдовича (ODD'O) и Хамфри (ONH'O) – (а); циклы Хамфри (0-1-2-3-0) и Брайтона (0-1-4-5-0) с предварительным сжатием рабочего тела – (б)

Известно, кроме того, что термодинамический цикл Хамфри с горением при постоянном объеме энергетически более эффективен, чем цикл Брайтона (рис. 1, б) с горением при постоянном давлении [2]. Это послужило толчком к исследованиям возможности использо-

вания детонационного горения в сверхзвуковых прямооточных воздушно-реактивных двигателях.

В работе представлен краткий обзор прямооточных и условно прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) на детонационном горении, исследования по которым продолжаются до настоящего времени. В первую часть включены работы, давшие начальный толчок развитию схем с нестационарными детонационными волнами: импульсные детонационные двигатели (Pulse Detonation Engine – PDE), двигатели с непрерывно пульсирующей и непрерывно вращающейся детонацией.

2. Основные схемы с продольными нестационарными волнами детонации

Началом исследований PDE послужили эксперименты по инициированию детонации в ударной трубе. В [3] детонационная труба циклического действия подвешивается как маятник, что позволяет измерять тягу (рис. 2).

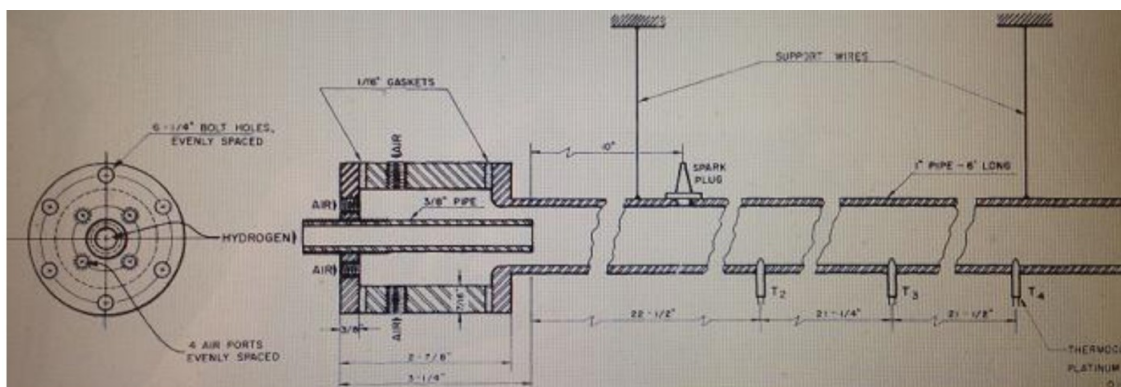


Рис. 2. Детонационная труба циклического действия. $I = 2100$ с на частоте 35 Гц; $I = 185 \div 240$ с ($H_2 + O_2$) и $I = 1100 \div 1330$ с ($H_2 + air$) на частоте 5 Гц

В качестве топлива использовался водород и ацетилен в смеси с кислородом и воздухом. На водородовоздушной смеси получен средний удельный импульс 2100 с. Позднее подобные эксперименты с детонационным сжиганием водорода были проведены в [4–5] (рис. 3).

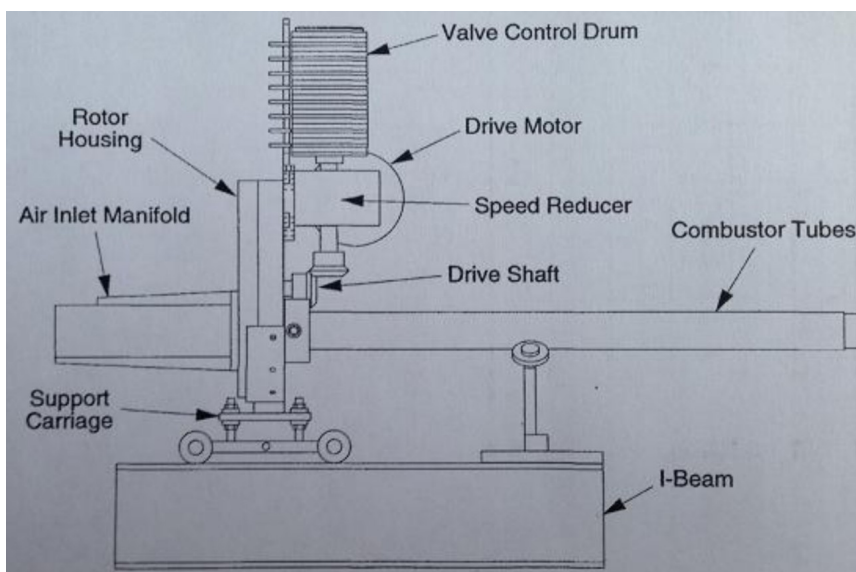


Рис. 3. Эксперимент с водородовоздушной смесью. Длина рабочих цилиндров 1 м, диаметр 5 см, цикл 3 мс. Осредненная тяга ~ 60 кг

В смесях с кислородом средний за цикл удельный импульс составил $185 \div 240$ с, а в случае водородовоздушных смесей – $1000 \div 1200$ с. Схема получила наименование импульсного детонационного двигателя – (Pulse Detonation Engine – PDE). Встал вопрос о создании многоканального устройства с тем, чтобы обеспечить непрерывное сжигание топлива без пауз на истечение продуктов горения и заполнение детонационной трубы реагентами. В [6] предлагается многоканальный детонационный двигатель «револьверного типа» (рис. 4). Поочередное сжигание топливно-воздушных смесей в цилиндрических камерах сгорания обеспечивается вращающейся клапанной системой. Выброс продуктов горения осуществляется через общее сопло. В [7] впервые испытывается двухканальный детонационный двигатель с вращающейся клапанной системой (рис. 5). В качестве топлива используются этилен, водород и запатентованные смеси газообразных углеводородов. Длина камер ~ 1 м, внутренний диаметр ~ 5 см. Тяга в импульсе достигает 120 кг, а в среднем не превышает 60 кг.

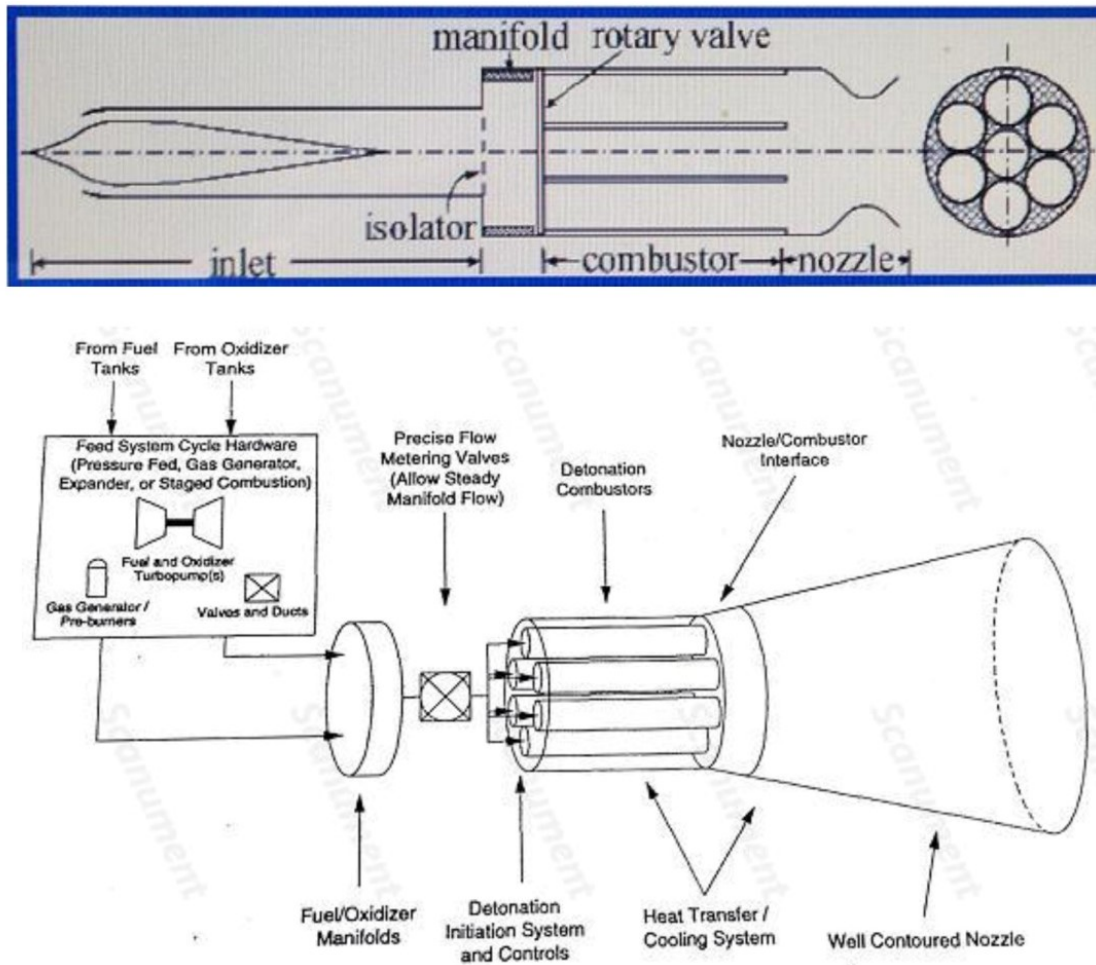


Рис. 4. Схема импульсного детонационного двигателя “револьверного типа”

В [8–9] выполнено численное моделирование детонационного сжигания стехиометрической водородовоздушной смеси в одноканальном и трехканальном PDE (рис. 6, 7). В расчетах на высоте 9 км при $M=2.1$ получен средний за цикл удельный импульс 3550 с при диаметре каждой камеры 5 см, что на 7% выше, чем у ПВРД с дефлаграционным горением. Следует, однако, отметить, что при численном моделировании расчетная область ограничена плоскостью, совмещенной с клапанной системой. Предполагается также мгновенное срабатывание клапанной системы, мгновенное смешение и инициирование самоподдерживающейся детонации.

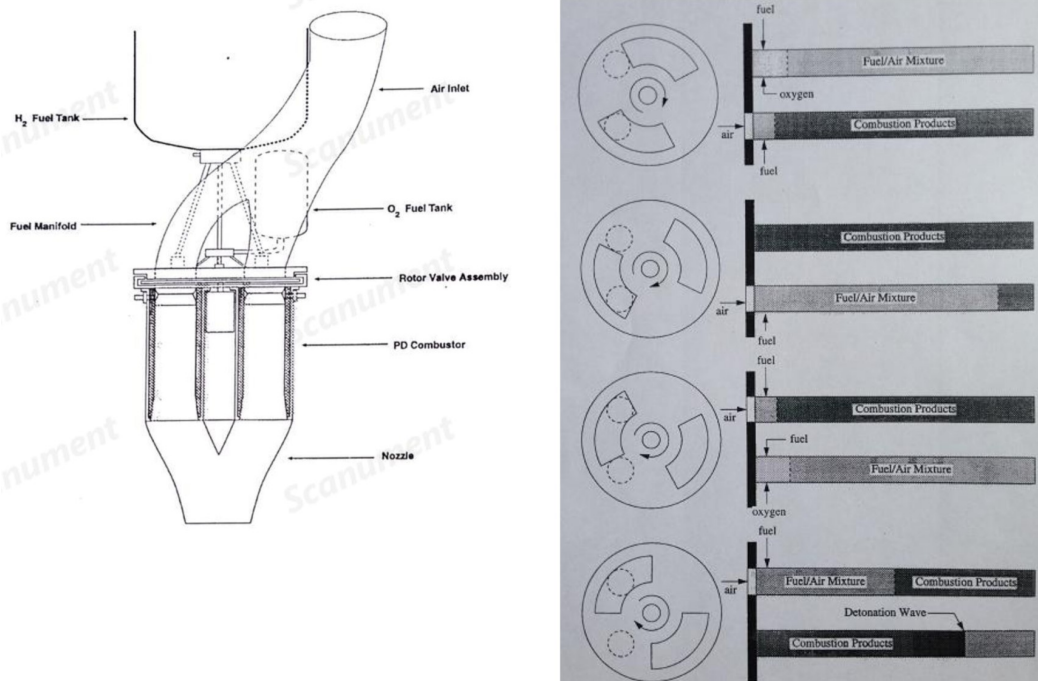


Рис. 5. Двухканальная камера сгорания с вращающейся клапанной системой

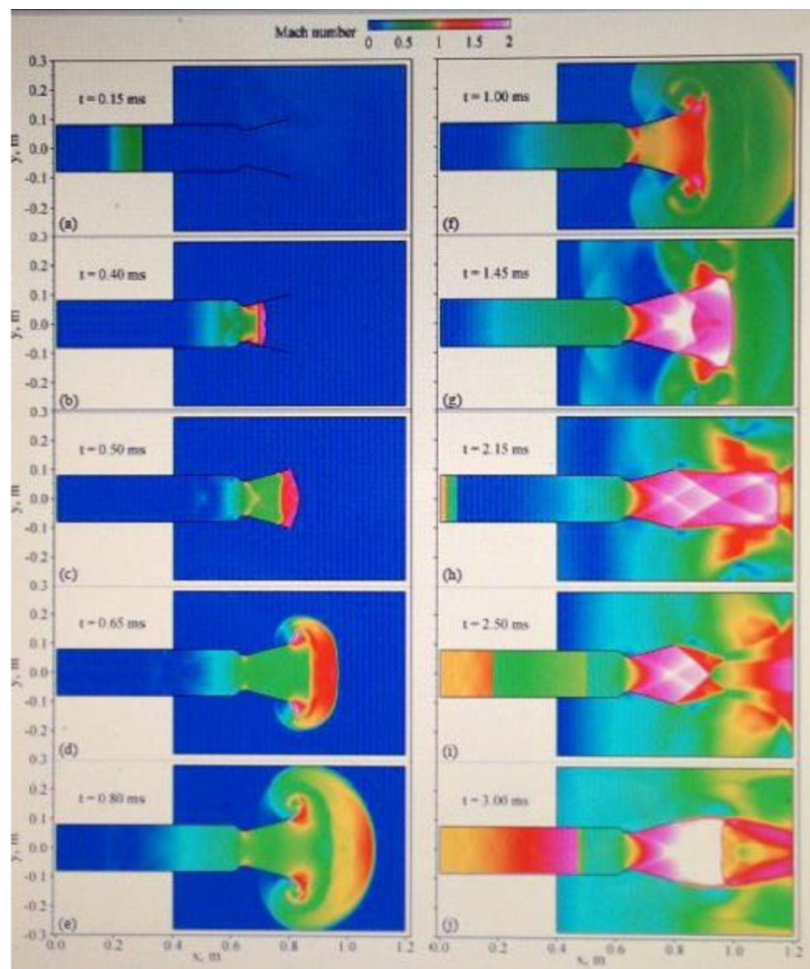


Рис. 6. Стехиометрическая водородовоздушная смесь в одноканальном PDE

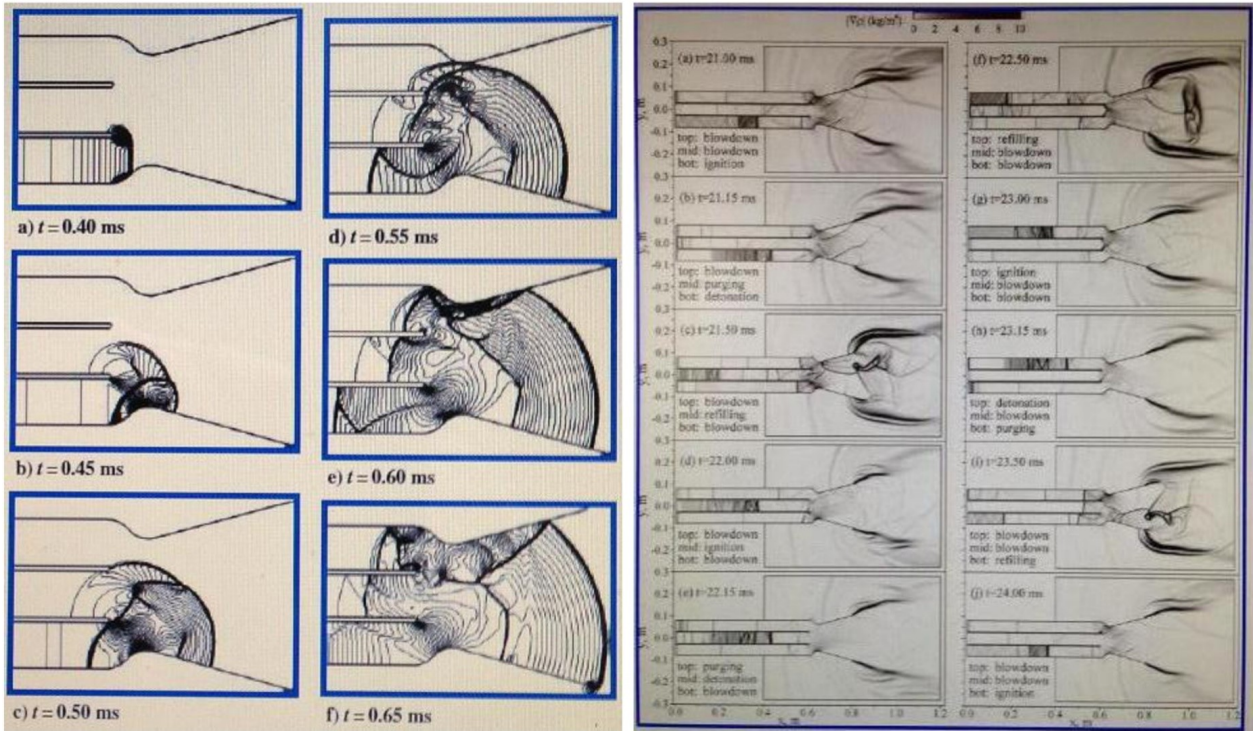


Рис. 7. Стехиометрическая водородовоздушная смесь в трехканальном PDE. $I \approx 3550$ с при $M_0 = 2.1$, $H = 9.3$ км и $d = 5$ см

Многоканальная схема обеспечивает непрерывную подачу реагентов и истечение продуктов детонационного горения, что позволяет квалифицировать данное устройство как условно прямооточный детонационный двигатель. Непрерывность процесса используется в [10–11] при оценке эффективности многоканального детонационного двигателя. Расчет осредненного по времени удельного импульса проводится по формулам для стационарного течения в прямооточной камере сгорания.

В [12] предложен бесклапанный вариант импульсного детонационного двигателя, в котором топливо сгорает в детонационной волне, периодически инициируемой в камере за кормой обтекаемого сверхзвуковым потоком тела (рис. 8). Кормовую часть тела можно рассматривать как центральное тело воздухозаборника, через который в камеру поступает заторможенный сверхзвуковой поток воздуха. Топливо подается из накопителя в кормовой части. Камера сгорания работает без принудительного прерывания подачи воздуха, поэтому ее можно считать прямооточной. Тяга двигателя создается в основном за счет воздействия импульсной детонационной волны на торцевую стенку кормы. Дополнительное усилие возникает на стенке выхлопного сопла. В [12] экспериментально установлено, что результат детонационного сжигания топлива в такой камере слабо зависит от направления движения детонационной волны.

В открытой литературе не удается найти работы с развитием этого проекта. Один из вариантов реализации проекта представлен на рис. 9. Контур центрального тела «конус-цилиндр-конус» имеет уступ в точке $x = 0$, который предназначен для инициирования детонации без подвода энергии от внешнего источника за счет торможения сверхзвукового потока перед торцевой стенкой уступа. Одно из преимуществ данной схемы по сравнению с другими проектами ПВРД на детонационном горении заключается в более простом решении проблемы смешения топлива с воздухом. В предварительных расчетах воспламенение без дополнительной инициирующей энергии не приводит к формированию детонации. После первоначального воспламенения практически во всем объеме камеры за кормой летательного аппарата горение продолжается в диффузионном режиме (см. дополнительный файл mp4) и обеспечивает тягу порядка 1300 кг.

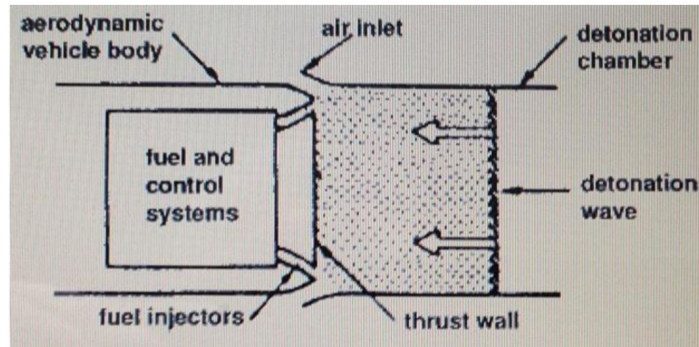


Рис. 8. Бесклапанный кормовой ПВРД

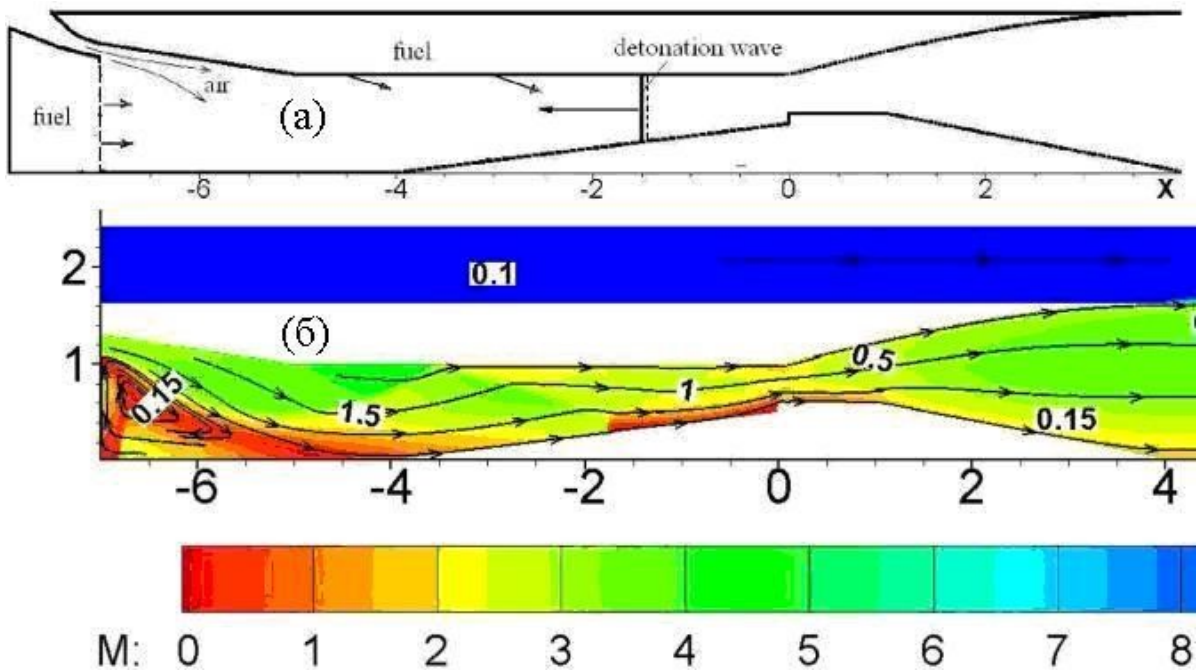
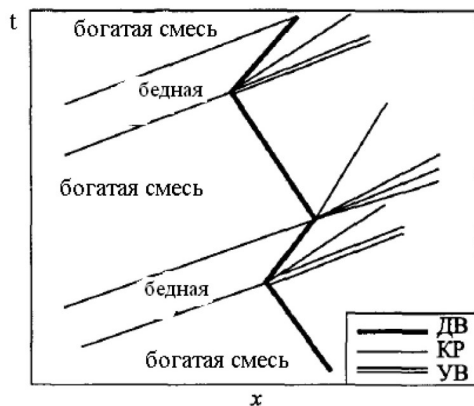


Рис. 9. (а) – вариант реализации осесимметричного бесклапанного ПВРД за кормой летательного аппарата; (б) – линии тока и давление на фоне числа Маха в стационарном потоке, сформировавшемся в результате запуска устройства в потоке с числом Маха 9 на высоте 16 км

Еще один проект бесклапанной детонационной камеры сгорания предложен и изучен в [13–14] (рис. 10). Детонационная волна непрерывно перемещается вверх и вниз в набегающем сверхзвуковом потоке. Это перемещение обусловлено периодическим изменением состава поступающей смеси.



Расчет: водородовоздушная смесь,
 $M_0 = 6.5$, $H = 10$ км, 1D. При $Mi = 3$
 СПДПД: удельный импульс $I = 3300$ сек.
 $(\alpha_{rich} = 1, \alpha_{poor} = 2)$
 СПВРД: $I = 3000$ сек
 ПВРД: $I = 3030$ и 3360 при $\sigma \sim 0.42$ и 0.21 .
 Замечание: максимум I - в условиях, обеспечивающих стабилизацию ДВ

Рис. 10. Схема перемещения продольно пульсирующей детонации

Внедрение схемы с пульсирующей детонацией сдерживается, по-видимому, трудностью формирования сверхзвукового потока переменного состава с сохранением детонационной волны в пределах камеры сгорания. Тяга должна возникать в расширяющемся сопле при истечении продуктов детонационного горения в окружающее пространство. Предлагаемая схема может использоваться, например, в сверхзвуковом прямоточном двигателе с плоской камерой сгорания под основным корпусом летательного аппарата [15–17] (рис. 11, а). В [14] в одномерном приближении горение в режиме пульсирующей детонации сравнивается по тяговым характеристикам со «сверхзвуковым» и дозвуковым горением в ПВРД. В расчетах двигатель с пульсирующей детонацией не проигрывает ПВРД с дозвуковым горением по удельному импульсу. В условиях полета на высоте 10 км с числом Маха 6.5 и при торможении потока в воздухозаборнике до числа Маха равного 3 пульсирующий детонационный режим обеспечивает удельный импульс 3300 с, что на 10 % выше, чем при «сверхзвуковом» горении. Наибольшие значения удельного импульса и удельной тяги достигаются в условиях, обеспечивающих стабилизацию детонационного горения.

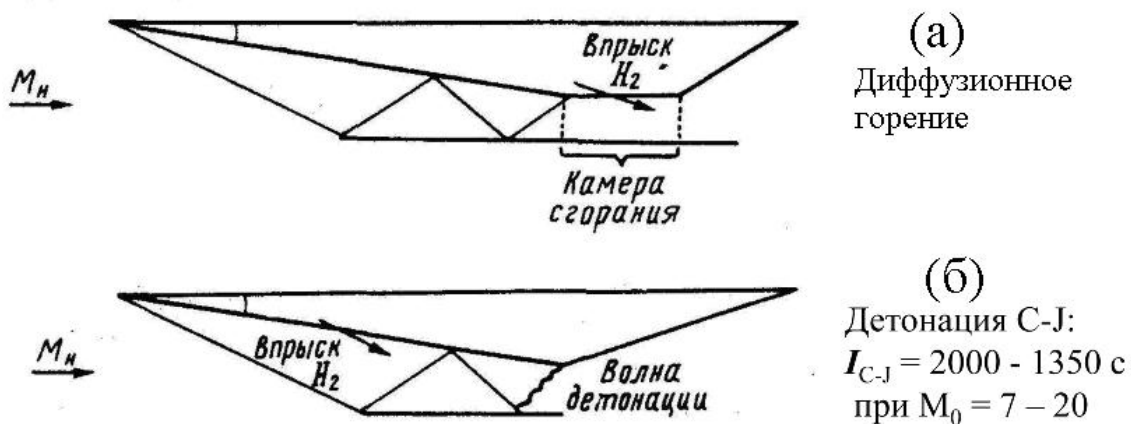


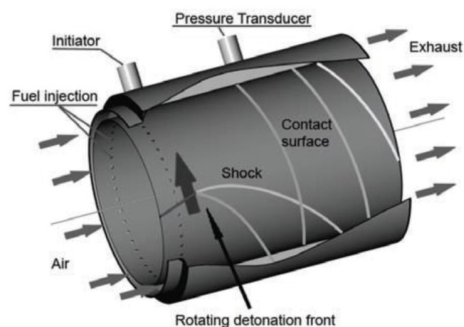
Рис. 11. Несущий ПВРД с баротропной камерой сгорания (а) и камерой детонационного горения (б).

Ранее аналогичный вывод получен в [17], где горение водорода в изобарической камере после торможения сверхзвукового потока в воздухозаборнике (рис. 11, а) сравнивается с горением в косои детонационной волне (рис. 11, б): «Двигатель с использованием детонационного горения в режиме Чепмена–Жуге (ДГПВРД) может оказаться более выгодным по сравнению с двигателем, имеющим изобарическую камеру сгорания ...».

В целом же следует отметить, что в работах, посвященных сжиганию топлива в нестационарных детонационных волнах, нет убедительного экспериментального доказательства меньшей эффективности горения при постоянном объеме. Более того, приходится согласиться с мнением Я. Б. Зельдовича о том, что «трудность осуществления и использования детонации с минимальными потерями делает нецелесообразными попытки практического применения детонационного горения с целью энергетического использования» [1].

3. Поперечная непрерывно вращающаяся детонация

В настоящее время наиболее продвинутыми являются проекты детонационных ПВРД, использующие непрерывно вращающуюся детонацию в поперечном к набегающему потоку направлении (схема Б. В. Войцеховского [18]). За рубежом эту схему начали эксплуатировать с середины шестидесятых годов прошлого столетия [19–20]. В России исследования по сжиганию газовых и пылегазовых смесей активно развивает с начала восьмидесятых в Институте гидродинамики РАН [21]. Позднее в ИХФ РАН стали проводиться исследования, направленные на разработку, так называемых, непрерывно-детонационных двигателей [22–23] (рис. 12).



$D = 31 \text{ см}, L = 105 \text{ см}$
 $T_H \approx 200 \text{ К}, p_H \sim 0.01 \text{ атм} (H \sim 30 \text{ км}):$
 $I = 3300 \text{ с}, F = 1550 \text{ Н}$ по разности
 сопротивления установки на горячей
 и холодной продувке.

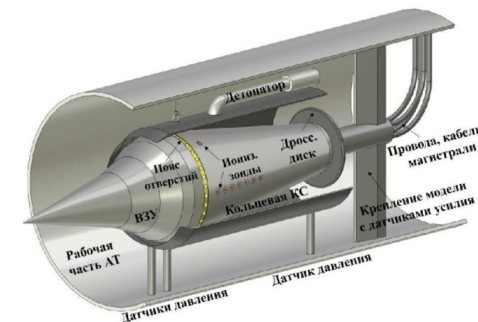


Рис. 12. ПВРД с непрерывно вращающейся детонацией (схема Б. В. Войцеховского)

На созданной экспериментальной установке в условиях близких к атмосферным на высоте 30 км получена тяга 1550 Н при удельном импульсе 3300 с [24]. Следует, однако, отметить, что эти величины рассчитаны по разности сопротивления установки на горячей и холодной продувке. Снижение аэродинамического сопротивления прямоточно непрерывно-детонационного двигателя – одна из насущных проблем проекта. Достаточно полный обзор работ по этому вопросу можно найти в [21] и [23]. Судя по открытым публикациям, работы отечественных исследователей по этому направлению в настоящее время вышли на первый план.

4. Заключение

1. Перспективы схем сверхзвуковых ПВРД с импульсной детонацией не очевидны, в частности, из-за необходимости использования дополнительных устройств таких, как клапанные системы и инициаторы детонации. Кроме того, более высокая энергетическая эффективность детонационного горения по сравнению с горением при постоянном объеме очевидна только при использовании кинетической энергии продуктов горения [25].
2. Наиболее продвинутой в настоящее время является схема сверхзвукового ПВРД с вращающейся детонацией. Однако необходимо решить проблему снижения его аэродинамического сопротивления, в частности, за счет компоновки летательного аппарата.
3. Интерес представляет энергетическая эффективность диффузионного горения в камере сверхзвукового ПВРД, расположенного за кормой летательного аппарата.

Литература

1. Зельдович Я.Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // Журнал технической физики. 1940. Т.10. № 17. С. 1453–1461.
2. Bussing T., Pappas G. Introduction to Pulse Detonation Engines. AIAA Paper 94-0263, 1994.
3. Nicholls J. A., Wilkinson H. R. and Morrison R. B. Intermittent Detonation as a Thrust-Producing Mechanism // Jet Propulsion. -1957. - V. 27, № 5. - Pp. 534–541.
4. Hinkey J. B., Bussing T. R. A, Kaye L. Shock Tube Experiments for the Development of a Hydrogen-Fueled Pulse Detonation Engine. AIAA Paper 95-2578. – 1995.

5. Aarnio M. J., Hinkey J. B., Bussing T. R. A. Multiple Cycle Detonation Experiments during the Development of a Pulse Detonation Engine // AIAA Paper 96-3263. - 1996.
6. Bussing, T. R. A. Rotary Valve Multiple Combustor Pulse Detonation Engine// U.S. Patent Number 5345758, Sept. 13, 1994.
7. Hinkey, J. B., Williams, J. T., Henderson, S. E., and Bussing, T. R. A. Rotary-Valved, Multiple-Cycle, Pulse Detonation Engine Experimental Demonstration // AIAA Paper 97-2746. 1997.
8. Ma F., Choi J-Y., Yang V. Thrust Chamber Dynamics and Propulsive Performance of Single-Tube Pulse Detonation Engines// AIAA paper. **2004-0865**. 2004.
9. Ma F., Jeong-Yeol Choi J-Y., Yang V. Thrust Chamber Dynamics and Propulsive Performance of Multitube Pulse Detonation Engines//Journal of propulsion and power. 2005. Vol. 21, No. 4. Pp. 681–691.
10. Harris P. G., Stowe R. A., Ripley R. C., Guzik S. M. Pulse Detonation Engine as a Ramjet Replacement // Journal of propulsion and power. - 2006. - Vol. 22, No. 2. - Pp. 462–473
11. Kraiko A. N., Egoryan A. D. Comparison of thermodynamic efficiency and thrust characteristics of air-breathing jet engines with subsonic combustion and burning in stationary and nonstationary detonation waves// AIP Conference Proceedings **2027**, 020006 (2018); <https://doi.org/10.1063/1.5065084>
12. Eidelman S., Grossmann W., Lottati I. Computational Analysis of Pulsed Detonation Engines and Applications//AIAA Paper 90-0460. 1990. 13 p.
13. Александров В.Г., Ведешкин Г.К., Крайко А.Н., Огородников Д.А., Реент К.С., Скибин В.А., Черный Г.Г. Патент ЦИАМ 2157909. Публикация 20.10.2000.
14. Крайко А.Н. Теоретическое и экспериментальное обоснование концепции пульсирующего двигателя с детонационной волной, движущейся против сверхзвукового потока // Импульсные детонационные двигатели / Под ред. С.М. Фролова. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. С. 569–590.
15. Pratt D.W., Humphrey J.W. and Glenn D. E. Morphology of Standing Oblique Detonation Waves// Journal of Propulsion and Power. 1991. Vol. 7. No. 5. Pp. 837–845.
16. Menees G. P., Adelman H. G., Cambier J. L., and Bowles J. V. Wave Combustors for Trans-Atmospheric Vehicles// Journal of Propulsion and Power. 1992. Vol. 8. No. 3. Pp. 709–713.
17. Кузнецов М. М., Нейланд В. Я., Саяпин Г. Н. Исследование эффективности ГПВРД с детонационным и безударным горением // Ученые записки ЦАГИ. 1992. Т. XXIII, № 2. С. 30–37.
18. Войцеховский Б.В. Спиновая стационарная детонация // Журнал прикладной механики и технической физики. – 1960. – Т. 1. – Н. 3. – С. 157–164.
19. Nicholls J. A., Cullen R. E., Ragland K. W. Feasibility Studies of a Rotating Detonation Wave Rocket Motor// Journal of Spacecraft and Rockets. 1966. Vol. 3, No. 6. Pp. 893–898.
20. Adamson T. C., Olsson G. R. Performance Analysis of a Rotating Detonation Wave Rocket Engine// Astronautica Acta. 1967. V. 13. No. 4. Pp. 405–415.
21. Быковский Ф.А., Ждан С.А. Непрерывная спиновая детонация. Новосибирск: изд-во СО РАН. 2013. 423 с.
22. Аксенов В.С., Гусев П.А., Иванов В.С., Медведев С.Н., Фролов С.М., Шамшин И.О. Экспериментальные исследования непрерывного детонационного горения водорода в кольцевой камере сгорания. В книге «Горение и взрыв». Вып. 7. Ред. С.М. Фролова. 504 С. Изд-во М.: Торус Пресс. 2014. – С. 121–128.
23. Иванов В.С. Непрерывно-детонационные двигатели. Докторская диссертация. ИХФ им. Н.Н. Семенова, РАН. 2018. 288 с.
24. Фролов С.М., Звезгинцев В.И., Иванов В.С. и др. Модель детонационного прямогочного воздушно-реактивного двигателя: испытания в аэродинамической трубе при обтекании воздушным потоком с числом Маха 5.7 и температурой торможения 1500 К// ФГВ. 2018. Т. 11. № 1. С. 54–62.
25. Туник Ю.В., “Об энергетической эффективности незамкнутого термодинамического процесса с детонационным горением,” Доклады РАН. Физика. Технические науки. Т. 493, 2020, С. 66–69.

References

1. Zel'dovich, Ja. B., "K voprosu ob jenergeticheskom ispol'zovanii detonacionnogo gorenija," *Zhurnal tehnicheckoj fiziki*, Vol. 10, No. 17, 1940, pp. 1453–1461.
2. Bussing, T. R. A., Pappas, G., "Introduction to Pulse Detonation Engines," *32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA Paper 94-0263, Jan. 1994.
3. Nicholls, J. A., Wilkinson, H. R., and Morrison, R. B., "Intermittent Detonation as a Thrust-Producing Mechanism," *Jet Propulsion*, Vol. 27, No. 5, 1957, pp. 534–541.
4. Hinkey, J. B., Bussing, T. R. A., Kaye, L., "Shock Tube Experiments for the Development of a Hydrogen-Fueled Pulse Detonation Engine," *31st Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA Paper 95-2578, July 1995.
5. Aarnio, M. J., Hinkey, J. B., Bussing, T. R. A., "Multiple Cycle Detonation Experiments during the Development of a Pulse Detonation Engine," *32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA Paper 96-3263, July 1996.
6. Bussing, T. R. A., "Rotary Valve Multiple Combustor Pulse Detonation Engine," *Patent U.S. 5345758*, 09.1994.
7. Hinkey, J. B., Williams, J. T., Henderson, S. E., and Bussing, T. R. A., "Rotary-Valved, Multiple-Cycle, Pulse Detonation Engine Experimental Demonstration," *35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA Paper 97-2746, Jan. 1997.
8. Ma, F., Choi, J-Y., Yang, V., "Thrust Chamber Dynamics and Propulsive Performance of Single-Tube Pulse Detonation Engines," *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA Paper 2004-0865, Jan. 2004.
9. Ma, F., Choi, J-Y., Yang, V., "Thrust Chamber Dynamics and Propulsive Performance of Multitube Pulse Detonation Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 4, 2005, pp. 681–691.
10. Harris, P. G., Stowe, R. A., Ripley, R. C., Guzik, S. M., "Pulse Detonation Engine as a Ramjet Replacement," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 2, 2006, pp. 462–473.
11. Kraiko, A. N., Egoryan, A. D., "Comparison of thermodynamic efficiency and thrust characteristics of air-breathing jet engines with subsonic combustion and burning in stationary and nonstationary detonation waves," *AIP Conference Proceedings*, **2027**, 020006, 2018. doi.org/10.1063/1.5065084
12. Eidelman, S., Grossmann, W., Lottati, I., "Computational Analysis of Pulsed Detonation Engines and Applications," *28th Aerospace Sciences Meeting*, AIAA Paper 90-0460, Jan. 1990.
13. Aleksandrov, V. G., Vedeshkin, G. K., Krajko, A. N., Ogorodnikov, D. A., Reent, K. S., Skibin V. A., Chernyj, G. G. *Patent CIAM 2157909*, 20.10.2000.
14. Krajko, A. N., *Teoreticheskoe i jeksperimental'noe obosnovanie koncepcii pul'sirujushhego dvigatelja s detonacionnoj volnoj, dvizhushhejsja protiv sverhzvukovogo potoka // Impul'snye detonacionnye dvigateli* (Theoretical and experimental substantiation of the concept of a pulsating engine with a detonation wave moving against a supersonic flow//Pulsed detonation engines). Ed. by S.M. Frolov. M.: TORUS PRESS, 2006, pp. 569–590.
15. Pratt, D. W., Humphrey, J. W., and Glenn, D. E., "Morphology of Standing Oblique Detonation Waves," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 7, No. 5, 1991, pp. 837–845.
16. Menees, G. P., Adelman, H. G., Cambier, J. L., and Bowles, J. V., "Wave Combustors for Trans-Atmospheric Vehicles," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 3, 1992, pp. 709–713.
17. Kuznecov, M. M., Nejland, V. Ja., Sajapin, G. N., "Issledovanie jeffektivnosti GPVRD s detonacionnym i bezudarnym gorenijem," *Uchenye zapiski CAGI*, Vol. XXIII, No. 2, 1992. pp. 30–37.
18. Vojcehovskij, B. V., "Spinovaja stacionarnaja detonacija," *Zhurnal prikladnoj mehaniki i tehnicheckoj fiziki*, Vol. 1, No. 3, 1960, pp. 157–164.
19. Nicholls, J. A., Cullen, R. E., Ragland, K. W., "Feasibility Studies of a Rotating Detonation Wave Rocket Motor," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 3, No. 6, 1966, pp. 893–898.

20. Adamson, T. C., Olsson, G. R., "Performance Analysis of a Rotating Detonation Wave Rocket Engine," *Astronautica Acta*, Vol. 13, No. 4, 1967, pp. 405–415.
21. Bykovskij, F. A., Zhdan, S. A. *Nepreryvnaja spinovaja detonacija* (Continuous spin detonation), Novosibirsk: Izd-vo SO RAN, 2013, 423 p.
22. Aksenov, V. S., Gusev, P. A., Ivanov, V. S., Medvedev, S. N., Frolov, S. M., Shamshin, I. O., *Jeksperimental'nye issledovanija nepreryvnogo detonacionnogo gorenija vodoroda v kol'cevoj kamere sgoranija. V knige "Gorenie i vzryv"* (Experimental study of continuous detonation combustion of hydrogen in an annular combustion chamber. In the book "Combustion and explosion»), Iss. 7. Ed. by S. M. Frolov. 504 p. Izd-vo M.: Torus Press, 2014, pp. 121–128.
23. Ivanov, V. S. *Nepreryvno-detonacionnye dvigateli* (Continuously detonation engines), Doctoral thesis, IHF im. N. N. Semanova, RAN, 2018, 288 p.
24. Frolov, S. M., Zvegincev, V. I., Ivanov, V. S., et al, "Model' detonacionnogo prjamotochnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelja: ispytaniya v ajerodinamicheskoj trube pri obtekanii vozdušnym potokom s chislom Maha 5.7 i temperaturaj tormozhenija 1500 K," (Model of detonation ramjet: tests in a wind tunnel at the flow around by air with Mach number of 5.7 and stagnation temperature of 1500 K), *Fizika gorenija i vzryva*, Vol. 11, No. 1, 2018, pp. 54–62.
25. Tunik, Yu. V., "Energy Efficiency of an Incomplete Thermodynamic Process with Detonation Combustion," *Doklady Physics*, Vol. 65, No. 7, 2020, pp. 34–36. © Pleiades Publishing, Ltd., 2020.

Статья поступила в редакцию 29 марта 2020 г.