

ЭНЕРГЕТИКА, ТЕПЛО- И МАССООБМЕН
POWER ENGINEERING, HEAT AND MASS TRANSFER

УДК 536.46:533.6

Поступила в редакцию 24.11.2017
Received 24.11.2017**Альхусан Халед¹, М.С. Ассад², О.Г. Пенязьков², И.И. Чернухо²**¹*Национальный центр аэрокосмических исследований, KACST, Саудовская Аравия*²*Институт тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова Национальной академии наук Беларуси, Минск, Беларусь***ТЕРМОДИНАМИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Аннотация. Предпринята попытка качественно и количественно проанализировать термодинамический цикл детонационного сгорания и сопоставить его с циклами Отто и Брайтона с целью установления степени его термодинамического совершенства. Сравнение термодинамических циклов Отто, Брайтона и детонационного сгорания производилось по эквивалентным циклам Карно, обладающим той же степенью термодинамического совершенства, что и исследуемые циклы. Для определения параметров детонационного цикла использована классическая теория детонации, основанная на законах термодинамики и газодинамики.

Показано, что детонационный цикл по сравнению с циклами Брайтона и Отто имеет большую энтропию в конце подвода тепла и меньшую в конце отвода тепла. Это означает, что он обладает более высокой среднеинтегральной температурой подвода теплоты и более низкой среднеинтегральной температурой отвода теплоты. Так, в диапазоне характерных значений показателя адиабаты k температура в конце процесса сообщения тепла в цикле детонационного сгорания превышает температуру цикла Отто примерно на 7–15 %. Следовательно, детонационный цикл термически более эффективен, поскольку термический КПД цикла увеличивается с расширением температурных границ эквивалентного цикла Карно.

Ключевые слова: термодинамический КПД, детонационный цикл, цикл Отто, цикл Брайтона, среднеинтегральная температура

Для цитирования. Термодинамическая эффективность детонационного двигателя / Альхусан Халед [и др.] // Вест. Нац. акад. наук Беларусі. Сер. фіз.-тэхн. навук. – 2018. – Т. 63, № 1. – С. 93–100.

Alhussan Khaled¹, M.S. Assad², O.G. Penyazkov², I.I. Chernuho²¹*King Abdulaziz City for Science and Technology, KACST, Saudi Arabia*²*A. V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of the National Academy of Sciences of Belarus, Minsk, Republic of Belarus***THERMODYNAMICAL EFFICIENCY OF A DETONATION ENGINE**

Abstract. An attempt has been made to analyze qualitatively and quantitatively the thermodynamic cycle of detonative combustion and to compare it with the Otto and Brayton cycles in order to establish the degree of its thermodynamic perfection. A comparison of the thermodynamic cycles of Otto, Brayton, and detonation was carried out for equivalent Carnot cycles, which has the same degree of thermodynamic perfection as the investigated cycles. To determine the parameters of the detonation cycle, the classical detonation theory based on the laws of thermodynamics and gasdynamics was used.

It is shown that the detonation cycle in comparison with the cycles of Brayton and Otto has larger entropy at the end of the heat supply and smaller one at the end of the heat removal. That means it has a higher mean-integral temperature of heat input and a lower mean-integral temperature of heat removal. Thus, in the range of characteristic values of the adiabatic index k , the temperature at the end of the heat input process in the detonation cycle exceeds the Otto cycle temperature by about 7–15 %. Consequently, the detonation cycle is thermally more efficient, since the thermal efficiency of the cycle increases with the expansion of the temperature boundaries of the equivalent Carnot cycle.

Keywords: thermodynamic efficiency, detonation cycle, Otto cycle, Brayton cycle, mean-integral temperature

For citation. Alhussan Khaled, Assad M. S., Penyazkov O. G., Chernuho I. I. Thermodynamical efficiency of a detonation engine. *Vesti Natsyyanal'nai akademii navuk Belarusi. Seryya fizika-technichnykh navuk = Proceedings of the National Academy of Sciences of Belarus. Physical-technical series*, 2018, vol. 63, no. 1, pp. 93–100 (in Russian).

Введение. Сжигание топлива в бегущей детонационной волне представляет несомненный практический интерес. В последнее время появились многочисленные публикации по исследованию возможности использования детонации для получения реактивной тяги (например, [1–12]). Обнаружены и первые лабораторные образцы детонационного двигателя для летательных аппаратов. Однако рабочий процесс детонационного двигателя мало изучен с термодинамических позиций. В связи с этим интерес представляет определение термодинамического цикла детонационного сгорания и сопоставление его с известными и хорошо изученными циклами Отто и Брайтона, применяемыми в поршневых и газотурбинных установках. В настоящей работе предпринята попытка качественно и количественно проанализировать термодинамический цикл детонационного сгорания и сопоставить его с циклами Отто и Брайтона. Для определения параметров детонационного цикла будем использовать классическую теорию детонации, основанную на законах термодинамики и газодинамики.

Характерные точки циклов Отто, Брайтона и детонационного сгорания. Термодинамические параметры рабочего тела в характерных точках циклов Отто и Брайтона определялись по известным термодинамическим формулам. Эти циклы имеют с термодинамических позиций ряд известных особенностей, на которых останавливаться здесь не будем. Расчет термодинамического цикла детонационного сгорания производился нами с учетом газодинамических характеристик данного процесса. Характерные точки циклов нумеровали согласно началу и концу соответствующего процесса (рис. 1–3): 1–2 – сжатие; 2–3 – сообщение тепла (сгорание); 3–4 – расширение; 4–1 – отвод тепла.

Для детонационного сжигания справедлива газодинамическая модель в одномерной постановке для ударной волны с выделением энергии, включающая систему уравнений неразрывности, количества движения и сохранения энергии [13, 14]:

$$\frac{u_2}{V_2} = \frac{u_3}{V_3}, \quad (1)$$

$$p_2 + \frac{u_2^2}{V_2} = p_3 + \frac{u_3^2}{V_3}, \quad (2)$$

$$q_1 + E_2 + \frac{u_2^2}{2} = E_3 + \frac{u_3^2}{2}. \quad (3)$$

Из первых двух уравнений нетрудно вывести следующие формулы:

$$u_2^2 = V_2^2 \frac{p_3 - p_2}{V_2 - V_3}, \quad (4)$$

$$u_3^2 = V_3^2 \frac{p_3 - p_2}{V_2 - V_3}. \quad (5)$$

Подставляя выражения (4) и (5) в уравнение (3), получаем уравнение Гюгонио с учетом тепловыделения химической реакции

$$E_3 - E_2 = q_1 + \frac{1}{2}(p_3 - p_2)(V_2 + V_3). \quad (6)$$

Выразим изменение внутренней энергии через изменение температуры $E_3 - E_2 = c_v(T_3 - T_2)$:

$$c_v(T_3 - T_2) - q_1 = \frac{1}{2}(p_3 - p_2)(V_2 + V_3). \quad (7)$$

Зная теплоемкость газа $c_v = \frac{R}{k-1}$ (k – показатель адиабаты) и подведенную теплоту q_1 , можно выразить температуру в конце сообщения тепла T_3 как функцию степени повышения давления $\delta = \frac{p_3}{p_2}$

$$T_3 = \frac{q_1 + \left[c_v + \frac{R}{2} \left(\frac{p_3}{p_2} - 1 \right) \right] T_2}{c_v + \frac{R}{2} \left(\frac{p_2}{p_3} - 1 \right)} \quad (8)$$

или как функцию изменения скорости волны $\theta = \frac{u_3}{u_2}$

$$T_3 = \frac{q_1 + c_v T_2}{c_v - \frac{kRM_3^2}{2} \left(\frac{1}{\theta^2} - 1 \right)}. \quad (9)$$

Формула (9) получена из (3) путем выноса u_3^2 в слог $\frac{u_2^2 - u_3^2}{2}$ за скобки и выражения скорости волны в точке 3 как $u_3^2 = a_3^2 M_3^2$ (a_3, M_3 – соответственно скорость звука и число Маха в характерной точке 3" цикла детонационного сгорания), а скорости звука – как $a_3^2 = kRT_3$.

Подведенная в процессе 2–3 теплота q_1 (кДж/кмоль) определяется по известным из термодинамики формулам с учетом низшей теплоты сгорания топлива H_u и коэффициента избытка горючего ϕ :

$$\text{для газообразных топлив } q_1 = \frac{H_u}{1 + \frac{r_o(1+\beta)}{\phi}},$$

$$\text{для жидких топлив } q_1 = \frac{H_u}{\frac{1}{\mu_f} + \frac{r_o(1+\beta)}{\phi}},$$

где r_o – количество окислителя (суммарного кислорода), теоретически необходимое для полного сгорания единицы объема газообразного или единицы массы жидкого топлива, вычисляемое из стехиометрической реакции окисления $C_n H_m + r_o O_2 + r_o \beta N_2 \rightleftharpoons n CO_2 + 0,5m H_2O$ (например, для гептана $r_o = 2,464$ л/г топлива, или 0,11 моль/г топлива); β – отношение азота к кислороду в горючей смеси; μ_f – молярная масса жидкого топлива (например, для гептана $\mu_{C_7H_{16}} = 100$ г/моль).

Термодинамический КДП циклов. Термодинамический анализ выполнялся при одинаковых величинах начальных температуры T_1 и давления p_1 , степени сжатия, теплоты сгорания (теплотворной способности) горючей смеси путем сопоставления значений параметров в характерных точках рассматриваемых циклов. При этом принято, что процессы подвода и отвода теплоты являются политропными, то есть протекают при постоянной теплоемкости; процессы сжатия и расширения адиабатные. Такой подход во многом упрощает анализ и позволяет судить о преимуществах одних циклов перед другими.

Сравнение термодинамических циклов Отто, Брайтона и детонационного сгорания производили по эквивалентным циклам Карно, обладающим той же степенью термодинамического совершенства, что и исследуемые циклы. Дело в том, что в процессах подвода и отвода теплоты с переменной температурой рабочего тела термический КПД не связан непосредственно с предельными температурами этих процессов, а определяется величинами среднеинтегральных (эквивалентных) температур $T_{\text{int}(2-3)}$ и $T_{\text{int}(4-1)}$, которые являются предельными температурами эквивалентного цикла Карно для рассматриваемого цикла.

$$\eta_t = \frac{q_1 - q_2}{q_1} = \frac{T_{\text{int}(2-3)} - T_{\text{int}(4-1)}}{T_{\text{int}(2-3)}}. \quad (10)$$

Для определения верхней $T_{\text{int}(2-3)}$ и нижней $T_{\text{int}(4-1)}$ эквивалентного цикла Карно температуры в процессах сообщения и отнятия тепла рассматриваемых циклов подлежали планиметрированию [15, 16]:

$$T_{\text{int}(2-3)} = \frac{q_1}{\Delta s_{2-3}} = \frac{\int_{s_2}^{s_3} T ds}{s_3 - s_2}, \quad (11)$$

$$T_{\text{int}(4-1)} = \frac{q_2}{\Delta s_{4-1}} = \frac{\int_{s_4}^{s_1} T ds}{s_4 - s_1}. \quad (12)$$

В случае постоянной теплоемкости в процессах подвода 2–3 и отвода 4–1 теплоты среднеинтегральные температуры будут равны:

$$T_{\text{int}(2-3)} = \frac{\int_{s_2}^{s_3} c dT}{s_3 - s_2} = \frac{c(T_3 - T_2)}{s_3 - s_2} = \frac{T_3 - T_2}{\ln \frac{T_3}{T_2}}, \quad (13)$$

$$T_{\text{int}(4-1)} = \frac{\int_{s_4}^{s_1} c dT}{s_4 - s_1} = \frac{c(T_4 - T_1)}{s_4 - s_1} = \frac{T_4 - T_1}{\ln \frac{T_4}{T_1}}. \quad (14)$$

На рис. 1 изображена энтропийная диаграмма цикла детонационного сгорания 1–2–3''–4''–1 в сравнении с циклом Брайтона 1–2–3'–4'–1, на рис. 2 – в сравнении с циклом Отто 1–2–3–4–1; там же показаны эквивалентные циклы Карно для этих циклов, изотермы которых соответствуют среднеинтегральным температурам в процессах сообщения и отнятия тепла. Численные значения максимальной температуры и давления сравниваемых циклов отражены в таблице, в которой также приведены значения термического КПД и среднего индикаторного давления, чей анализ описывается далее в настоящей статье.

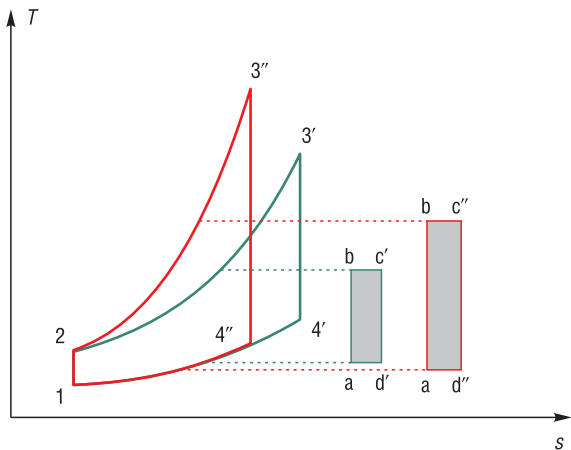


Рис. 1. Сравнительная энтропийная диаграмма циклов: (1–2–3'–4') – прямой цикл Брайтона; (1–2–3''–4'') – прямой цикл детонационного сгорания; (a–b–c'–d') – эквивалентный цикл Карно для цикла Брайтона; (a–b–c''–d'') – эквивалентный цикл Карно для цикла детонационного сгорания

Fig. 1. Comparative entropy diagram of the cycles: (1–2–3'–4') – direct Brayton cycle; (1–2–3''–4'') – direct detonation cycle; (a–b–c'–d') – the Carnot cycle equivalent to the Brayton cycle; (a–b–c''–d'') – the Carnot cycle equivalent to the detonation cycle

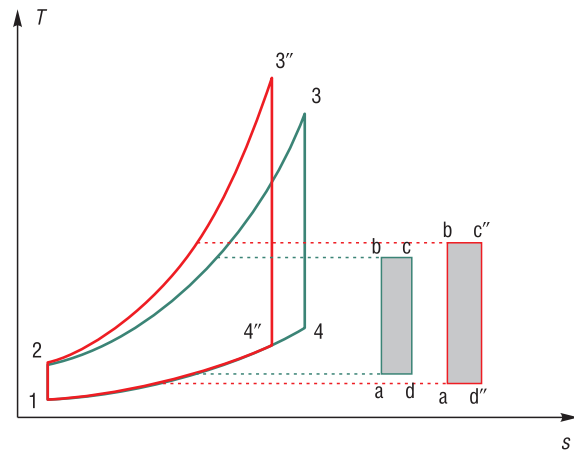


Рис. 2. Сравнительная энтропийная диаграмма циклов: (1–2–3–4) – прямой цикл Отто; (1–2–3''–4'') – прямой цикл детонационного сгорания; (a–b–c–d) – эквивалентный цикл Карно для цикла Отто; (a–b–c''–d'') – эквивалентный цикл Карно для цикла детонационного сгорания

Fig. 2. Comparative entropy diagram of the cycles: (1–2–3–4) – direct Otto cycle; (1–2–3''–4'') – direct detonation cycle; (a–b–c–d) – the Carnot cycle equivalent to the Otto cycle; (a–b–c''–d'') – the Carnot cycle equivalent to the detonation cycle

Сравнение циклов
Comparison of cycles

Цикл	T_{\max} , К	p_{\max} , атм	η_l	p_1 , атм
Отто	2971	60,83	0,40	14,58
Брайтона	2534	11,23	0,47	3,54
Детонационного сгорания	3289	121,67	0,57	6,00

Предельные температура и давление T_2 и p_2 компрессорной линии 1–2 для трех циклов при одной и той же степени сжатия одинаковые. Поэтому сравнению подлежали характерные точки только процессов подвода, расширения и отвода теплоты.

Термический КПД цикла, согласно уравнению (10), увеличивается с расширением температурных границ эквивалентного цикла Карно. Это означает, что если цикл детонационного сгорания обладает более высоким термическим КПД по сравнению с циклами Брайтона и Отто, то такое возможно при более высокой среднеинтегральной температуре подвода теплоты и/или более низкой среднеинтегральной температуре отвода теплоты. Докажем это.

Сравнение с циклом Брайтона. Вследствие равенства подведенной теплоты в обоих циклах, то есть $q_1^D = q_1^{\text{Bрайтон}}$ и выражая изменение внутренней энергии через изменение температуры $E_3 - E_2 = c_v(T_3 - T_2)$, получаем

$$c_v(T_3'' - T_2) = c_p(T_3' - T_2).$$

Так как всегда $c_p > c_v$, то имеет место неравенство

$$T_3'' > T_3'.$$

Этот вывод подтверждается как расчетом, так и экспериментом. Следовательно, согласно выражению (13), среднеинтегральная температура процесса сообщения тепла 2–3'' в цикле детонационного сгорания выше, чем среднеинтегральная температура процесса сообщения тепла 2–3' в цикле Брайтона.

Для того чтобы среднеинтегральная температура отвода тепла в цикле детонационного сгорания была ниже, чем в цикле Брайтона, значение энтропии в точке 3'' должно быть меньше ее значения в точке 3'.

Из выражения (14), с учетом последнего вывода, следует, что среднеинтегральная температура в процессе отвода тепла 4''–1 в цикле детонационного сгорания ниже, чем в процессе отвода тепла 4'–1 в цикле Брайтона. Это наглядно иллюстрируется энтропийной диаграммой на рис. 1.

Сравнение с циклом Отто. Докажем теперь, что термический КПД детонационного сгорания выше такового для цикла Отто (см. рис. 2). Из теории детонации известно [13], что температура детонационного сжигания приблизительно в $\frac{2k}{k+1}$ раз выше температуры сгорания в замкнутом объеме. Поскольку подвод теплоты и сгорание в цикле Отто происходят при $v = \text{const}$, то имеет место соотношение

$$T_{3''} \approx \frac{2k}{k+1} T_3.$$

Анализ показывает, что в диапазоне характерных значений показателя адиабаты k температура в точке 3'' в конце процесса сообщения тепла в цикле детонационного сгорания превышает температуру в точке 3 цикла Отто примерно на 7–15 %. Следовательно, среднеинтегральная температура подвода тепла в цикле детонационного сгорания выше, чем среднеинтегральная температура подвода тепла в цикле Отто. По аналогии с выкладками при сравнении циклов детонационного сгорания и Брайтона можно доказать, что точка 3'' расположена на T - s диаграмме левее точки 3 (см. рис. 2), то есть имеет место неравенство

$$s_{3''} < s_3.$$

Следовательно, среднеинтегральная температура при отводе тепла в цикле детонационного сгорания будет ниже, чем в цикле Отто.

Таким образом, из сопоставления эквивалентных циклов Карно можно заключить, что при одинаковых степени сжатия и сообщенной теплоте цикл детонационного сгорания обладает более высоким термическим КПД, чем циклы Брайтона и Отто.

Приведенное теоретическое сопоставление рассматриваемых циклов подтверждается численным расчетом, результаты которого проиллюстрированы на рис. 3. Сравнение проведено для стехиометрической смеси ($f = 1$) гептана с воздухом при $T_1 = 293$ К, $p_1 = 0,1$ МПа и $\varepsilon = 6$ с использованием термодинамических зависимостей для соответствующего цикла, а для цикла детонационного сгорания – с привлечением уравнений газовой динамики, приведенных ранее в данной работе. Из рис. 3 следует, что термический КПД цикла детонационного сгорания выше, чем η_t цикл Брайтона в 1,32 раза и чем цикл Отто в 1,38 раза. Сказанное свидетельствует о преимуществе детонации, благодаря которой диапазон предельных температур эквивалентного цикла Карно расширяется: верхняя среднеинтегральная температура возрастает на 7 % по сравнению с циклом Отто и на 18 % по сравнению с циклом Брайтона; нижняя среднеинтегральная температура становится ниже на 36 и 21 % соответственно.

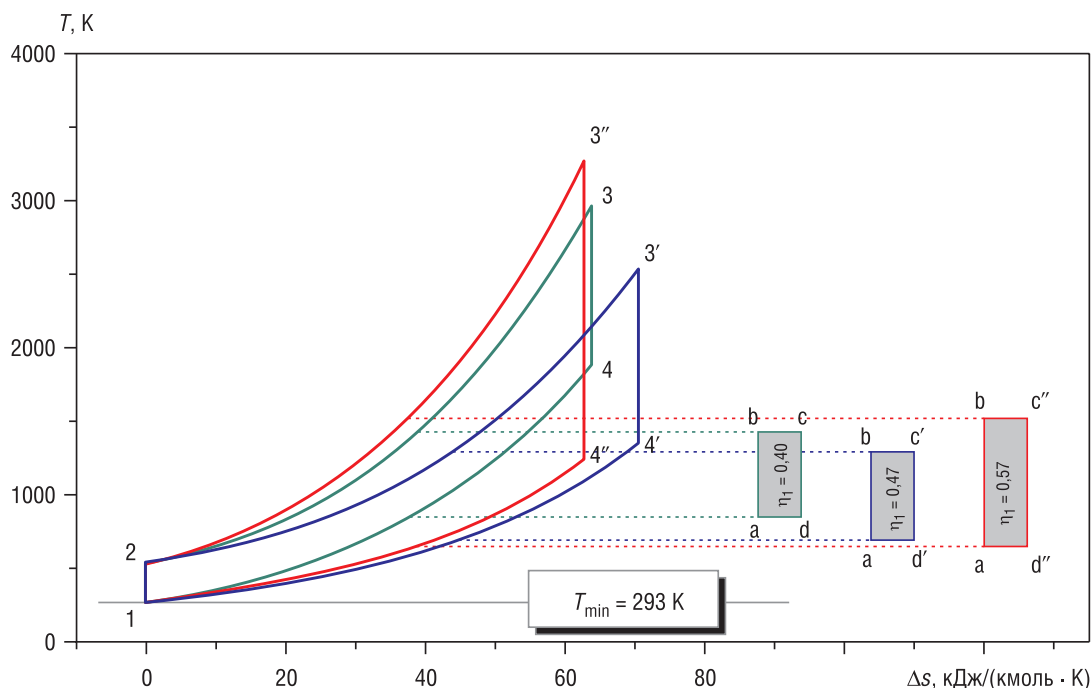


Рис. 3. Сравнительная энтропийная диаграмма циклов: (1–2–3–4–1) – прямой цикл Отто; (1–2–3'–4'–1) – прямой цикл Брайтона; (1–2–3''–4''–1) – прямой цикл детонационного сгорания; (a–b–c–d–a) – эквивалентный цикл Карно для цикла Отто; (a–b–c'–d'–a) – эквивалентный цикл Карно для цикла Брайтона; (a–b–c''–d''–a) – эквивалентный цикл Карно для цикла детонационного сгорания

Fig. 3. The entropy diagram of the cycles: (1–2–3–4) – direct Otto cycle; (a–b–c–d) – the Carnot cycle, equivalent to the Otto cycle; (1–2–3'–4') – direct Brayton cycle; (a–b–c'–d') – the Carnot cycle, equivalent to the Brayton cycle; (1–2–3''–4'') – direct detonation cycle; (a–b–c''–d'') – the Carnot cycle, equivalent to the detonation cycle

Заключение. На основании выполненного термодинамического сравнения тепловые двигатели, использующие циклы Отто, Брайтона и детонационного сгорания, термодинамически можно расположить в следующем порядке:

по величине термодинамического КПД: 1) цикл детонационного сгорания; 2) цикл Брайтона; 3) цикл Отто;

по максимальным значениям температуры и давления: 1) цикл детонационного сгорания; 2) цикл Отто; 3) цикл Брайтона;

по величине индикаторного давления: 1) цикл Отто; 2) цикл детонационного сгорания; 3) цикл Брайтона.

Список использованных источников

1. Heterogeneous catalytic decomposition of JP-10: for use in a pulsed engine / C. E. Galligan [et al.] // *Хим. физика*. – 2005. – Т. 24, №7. – С. 91–96.
2. Басевич, В. Я. Условия существования стационарной гетерогенной детонации / В. Я. Басевич, С. М. Фролов, В. С. Посвянский // *Хим. физика*. – 2005. – Т. 24, №7. – С. 58–68.
3. Переход горения в детонацию воздушных смесей бинарных горючих в канале с препятствиями / С. П. Медведев [и др.] // *Хим. физика*. – 2010. – Т. 29, №1. – С. 58–63.
4. Flame Acceleration and Deflagration-to-Detonation Transition in Nuclear Safety: State-of-the Art Report by a Group of Experts. NEA/CSNI/R(2000)7 [Electronic resource] / W. Breitung [et al.]; Nuclear Energy Agency. August 2000. – Mode of access: <https://www.oecd-nea.org/nsd/docs/2000/csni-r2000-7.pdf> – Date of access: 20.10.2017.
5. Переход горения в детонацию в турбулентном потоке в пульсирующем детонационном двигателе / Д. И. Бакланов [и др.] // *Хим. физика*. – 2005. – Т. 24, №7. – С. 11–18.
6. Фролов, С. М. Иницирование детонации в распылах жидкого топлива / С. М. Фролов, В. С. Аксенов, В. Я. Басевич // *Хим. физика*. – 2005. – Т. 24, №7. – С. 69–77.
7. Initiation of confined detonation by electric discharges / S. M. Frolov [et al.] // *Confined Detonations and Pulse Detonation Engines* / ed. by G. D. Roy [et al.]. – М.: Torus Press, 2003. – P. 157–174.
8. Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective / G. D. Roy [et al.] // *Progress in Energy and Combustion Sciences*. – 2004. – Vol. 30, Iss. 6. – P. 545–672.
9. Формирование детонации в импульсной камере сгорания с пористым препятствием / Х. Альхусан [и др.] // *Инженер.-физ. журн.* – 2012. – Т. 85, №5. – С. 968–973.
10. Detonation Acceleration Research in Pulsed Combustor / M. S. Assad [et al.] // *Proc. of 24th Int. Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems*. 2013, July 28 – Aug. 02. – Taipei, Taiwan, 2013. – P. 131.
11. Assad, M. S. Detonation in Heptane / Oxygen / Air Mixtures in a Pulsed Combustor / M. S. Assad, O. G. Penyazkov // *Proc. of 2013 International Autumn Seminar on Propellants, Explosives and Pyrotechnics (2013 IASPEP)*, Sept. 24–27. – Chengdu, Sichuan Province, China, 2013. – P. 284–286.
12. Влияние турбулентного течения на переход горения в детонацию в смесях водорода с кислородом и воздухом в импульсной камере сгорания / М. С. Ассад [и др.] // *Хим. физика*. – 2014. – Т. 33, №3 – С. 62–67.
13. Зельдович, Я. Б. Теория детонации / Я. Б. Зельдович, А. С. Компанец. – М.: Гостехиздат, 1955. – 268 с.
14. Войцеховский, Б. В. Структура фронта детонации в газах / Б. В. Войцеховский, В. В. Митрофанов, М. Е. Топчян. – Новосибирск: Изд-во СО АН СССР, 1963. – 168 с.
15. Мартыновский, В. С. Термодинамические характеристики циклов тепловых и холодильных машин / В. С. Мартыновский. – М.: Госэнергоиздат, 1952. – 216 с.
16. Андрущенко, А. И. Основы термодинамики циклов теплоэнергетических установок / А. И. Андрущенко. – М.: Высш. шк., 1968. – 288 с.

References

1. Galligan C. E., Dubois C., Stowe R., Kaliaguine S., Niaki H. Heterogeneous catalytic decomposition of JP-10: for use in a pulsed engine. *Himicheskaya fizika = Russian Journal of Physical Chemistry B.*, 2005, vol. 24, no. 7, pp. 91–96.
2. Basevich V. Ya., Frolov S. M., Posvyansky V. S. Conditions for the existence of a stationary heterogeneous detonation. *Himicheskaya fizika = Russian Journal of Physical Chemistry B.*, 2005, vol. 24, no. 7, pp. 58–68 (in Russian).
3. Medvedev S. P., Polenov A. N., Khomik S. V., Gelfand B. E. Deflagration-to-detonation transition in air-binary fuel mixtures in an obstacle-laden channel. *Russian Journal of Physical Chemistry B.*, 2010, vol. 4, no. 1, pp. 70–74. DOI: 10.1134/s1990793110010112
4. Breitung W., Chan C., Dorofeev S., Eder A., Gelfand B., Heitsch M., Klein R., Malliakos A., Shepherd E., Studer E., Thibault P. Flame Acceleration and Deflagration-to-Detonation Transition in Nuclear Safety. OECD State of the Art Report by a Group of Experts. NEA / CSNI / R (2000) 7. 2000. Available at: <https://www.oecd-nea.org/nsd/docs/2000/csni-r2000-7.pdf> (Accessed 20 October 2017).
5. Baklanov D. I., Gvozdeva L. G., Kaltaev A., Shcherbak N. B. Transition of combustion to detonation in a turbulent flow in a pulsating detonation engine. *Himicheskaya fizika = Russian Journal of Physical Chemistry B.*, 2005, vol. 24, no. 7, pp. 11–18 (in Russian).
6. Frolov S. M., Aksenov V. S., Basevich V. Ya. The initiation of detonation in the spraying of liquid fuels. *Himicheskaya fizika = Russian Journal of Physical Chemistry B.*, 2005, vol. 24, no. 7, pp. 69–77 (in Russian).
7. Frolov S. M., Basevich V. Ya., Aksenov V. S., Polikhov S. A. Initiation of confined detonation by electric discharges. Roy G. D., Frolov S. M., Santoro R., Tsyganov S. A. (eds.) *Confined Detonations and Pulse Detonation Engines*. Moscow, Torus Press, 2003, pp. 157–174.
8. 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 Sciences*, 2004, vol. 30, issue 6, pp. 545–672. DOI: 10.1016/j.pecc.2004.05.001
9. Alhussan Kh., Assad M. S., Penyazkov O. G., Sevruk K. L. Formation of detonation in a pulsed combustion chamber with a porous obstacle. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2012. vol. 85, no. 5, pp. 1052–1057. DOI: 10.1007/s10891-012-0746-2

10. Assad M. S., Penyazkov O. G., Sevrouk K. L., Yaumenchycou M. L. Detonation Acceleration Research in Pulsed Combustor. *Proceedings of 24th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems*. Taipei, 2013, p. 131.

11. Assad M. S., Penyazkov O. G. Detonation in Heptane / Oxygen / Air Mixtures in a Pulsed Combustor. *Proceedings of 2013 International Autumn Seminar on Propellants, Explosives and Pyrotechnics*. Chengdu, Sichuan Province, 2013, pp. 284–286.

12. Assad M. S., Al'khusan Kh., Penyaz'kov O. G., Sevruk K. L. Influence of turbulent flow on the transition of combustion to detonation in mixtures of hydrogen with oxygen and air in a pulsed combustion chamber. *Russian Journal of Physical Chemistry B.*, 2014, vol. 8, no. 2, pp. 181–185. DOI: 10.1134/s199079311402002x

13. Zeldovich Ya. B., Kompaneets A. S. *Detonation Theory*. Moscow, Gosteizdat Publ., 1955. 268 p. (in Russian).

14. Voitsekhoysky B. V., Mitrofanov V. V., Topchiyan M. E. *Structure of the Detonation Front in Gases*. Novosibirsk, Press of the Siberian Branch of the USSR Academy of Sciences, 1963. 168 p. (in Russian).

15. Martynovsky V. S. *Thermodynamic Characteristics of the Cycles of Thermal and Refrigerating Machines*. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1952. 216 p. (in Russian).

16. Andryushchenko A. I. *Principles of the Thermodynamic Cycles of Thermal Power Engineering Plants*. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1968. 288 p. (in Russian).

Информация об авторах

Альхусан Халед – кандидат физико-математических наук, директор, Институт аэрокосмических технологий, Научно-технологический центр им. Короля Абдулазиза (KACST) (Эр-Рияд, Саудовская Аравия). E-mail: kalhussan@kacst.edu.sa

Ассад Мохаммад Сабетович – доктор технических наук, ведущий научный сотрудник, Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова Национальной академии наук Беларуси (ул. П. Бровки, 15, 220072, Минск, Республика Беларусь). E-mail: assad@hmti.ac.by

Пеньязков Олег Глебович – академик Национальной академии наук Беларуси, доктор физико-математических наук, директор, Институт тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова Национальной академии наук Беларуси (ул. П. Бровки, 15, 220072, Минск, Республика Беларусь). E-mail: penyaz@dnpiitmo.by

Чернухо Иван Иванович – аспирант, младший научный сотрудник, Институт тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова Национальной академии наук Беларуси (ул. П. Бровки, 15, 220072, Минск, Республика Беларусь). E-mail: chernuho.ivan@mail.ru

Information about the authors

Alhussan Khaled – Ph. D. (Physics and Mathematics), Director of the National Center for Aeronautical Technology, KACST, Saudi Arabia, National Center for Aeronautical Technology (KACST) (Ryadh, Saudi Arabia). E-mail: kalhussan@kacst.edu.sa

Mohamad S. Assad – D. Sc. (Engineering), Leading Researcher, A.V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of the National Academy of Sciences of Belarus (15, P. Brovka Str., 220072, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: assad@hmti.ac.by

Oleg G. Penyazkov – Academician of the National Academy of Sciences of Belarus, D. Sc. (Physics and Mathematics), Director of the A.V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of the National Academy of Sciences of Belarus (15, P. Brovka Str., 220072, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: penyaz@dnpiitmo.by

Ivan I. Chernuho – Ph. Student, Junior Researcher, A.V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of the National Academy of Sciences of Belarus (15, P. Brovka Str., 220072, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: chernuho.ivan@mail.ru