

УДК 621.452.225

О ВЛИЯНИИ ПЕРЕБОГАЩЕНИЯ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В ПРЕДЕТОНАТОРЕ НА ИНИЦИИРОВАНИЕ ДЕТОНАЦИОННО-ПОДОБНОГО РЕЖИМА ГОРЕНИЯ В ОСНОВНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

А. К. Дормидонтов

dormidontov_a@mail.ru

ПАО «Научно-производственное объединение «Сатурн» («НПО «Сатурн»)

Поступила в редакцию 08.06.2016

Аннотация. В статье аналитически показано положительное влияние переобогащения топливовоздушной смеси в преддетонаторе на инициирование детонационно-подобного режима горения в основной камере сгорания двигателя (ГПВРД). Расчетом определена зависимость между относительным изменением ускорения реакции в основной камере и коэффициентом избытка воздуха в преддетонаторе.

Ключевые слова: ГПВРД; преддетонатор; детонационно-подобный режим горения; формула Аррениуса, ускорение химической реакции.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время активно ведутся исследования, направленные на расширение области применения летательных аппаратов (ЛА) по скорости полета ($M_n \geq 4$): определение облика и проведение исследований гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), например, программы НуТех и Нурег-Х с демонстраторами серии Х-43, разработка ключевых технологий [1, 2]. Одна из таких технологий – разработка и создание гиперзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД).

В работе [3], например, предлагается концепция ГПВРД (рис. 1) со стабилизацией горения в сверхзвуковом потоке. Так называемым стабилизатором горения (или преддетонатором) является золотниковая камера сгорания постоянного объема (КС $V=const$) [4], которая за счет инжектирования струй гетерогенного топлива позволит реализовать детонационно-подобный режим горения основного потока сверхзвуковой топливовоздушной смеси (ТВС). При этом для повышения инициирующей способности газовых струй в золотнике сжигается переобогащенная ТВС (коэффициент избытка воздуха $\alpha \approx 0,5$). На границе вытекающих из КС $V=const$ газов происходит интенсивное смешивание их с ТВС в основной камере. В локальном объеме генерируется большое число начальных активных цен-

тров, что влечет за собой значительное повышение давления и температуры, и возникают одна или несколько сильных ударных волн (УВ), которые, в свою очередь, инициируют режим горения, близкий к детонационному.

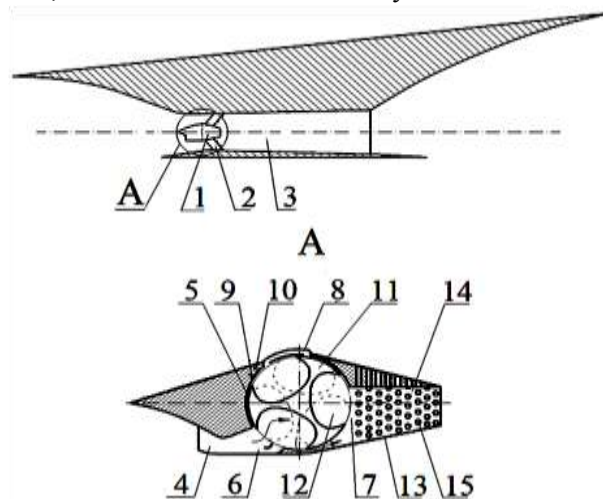


Рис. 1. ГПВРД со стабилизацией горения от КС $V=const$:

- 1 – КС $V=const$; 2 – пилоны;
- 3 – сверхзвуковая КС; 4 – входное устройство;
- 5 – корпус камеры; 6 – входное окно;
- 7 – выходное окно;
- 8 – пламеперебрасывающий канал-ресивер;
- 9 – топливная форсунка; 10 – воспламенитель;
- 11 – золотник; 12 – рабочая полость;
- 13 – выходное устройство; 14 – осевой канал;
- 15 – радиальные отверстия

ФОРМУЛА АРРЕНИУСА

Оценим аналитически качественное влияние переобогащения ТВС в КС $V=\text{const}$ на процесс инициирования взрывного сгорания. Для этого воспользуемся формулой Аррениуса [5] для расчета скорости бимолекулярной реакции, которой в рассматриваемом случае является химическая реакция окисления элементов топлива в основной КС при воздействии газовых струй:

$$w = Pabd_{\text{cp}}^2 \sqrt{\frac{8\pi R_{\mu} T}{\mu_{\text{пр}}}} e^{-\frac{E_{\mu}}{R_{\mu} T}}, \quad (1)$$

где P – вероятностный (или стерический) коэффициент; a , b – концентрации реагирующих веществ A и B , м^{-3} ; d_{cp} – средний эффективный диаметр сталкивающихся молекул, м ; R_{μ} – универсальная газовая постоянная, $\text{Дж}/(\text{К}\cdot\text{моль})$; $\mu_{\text{пр}} = \mu_A \cdot \mu_B / (\mu_A + \mu_B)$ – приведенная молекулярная масса, $\text{кг}/\text{моль}$; T – температура, К ; E_{μ} – энергия активации, $\text{Дж}/\text{моль}$.

При этом можно рассчитать темп роста скорости [5] или, по-другому, ускорение этой реакции $w' = dw/dT$:

$$w' = Pabd_{\text{cp}}^2 \sqrt{\frac{2\pi}{\mu_{\text{пр}} R_{\mu}}} (R_{\mu} T + 2E_{\mu}) T^{-\frac{3}{2}} e^{-\frac{E_{\mu}}{R_{\mu} T}}. \quad (2)$$

Анализ формулы (2) показывает, что ускорение реакции имеет максимум w'_{max} . И в настоящем расчетном исследовании так называемым качественным показателем принято относительное изменение максимума ускорения:

$$\Delta w'_{\text{max}} = \frac{w'_{\alpha} - w'_{1,6}}{w'_{1,6}} \cdot 100\%, \quad (3)$$

где w'_{α} – ускорение реакции при $0,5 \leq \alpha < 1,6$; $w'_{1,6}$ – ускорение реакции при $\alpha = 1,6$.

Крайние значения 0,5 и 1,6 диапазона изменения коэффициента избытка воздуха α в КС $V=\text{const}$ выбраны, исходя из следующих соображений. В первом случае дальнейшее уменьшение коэффициента избытка воздуха α нецелесообразно, поскольку в сильно переобогащенных объемах смеси ($\alpha < 0,5$) образуется сажа, а процесс горения приближается к нижнему концентрационному пределу распространения пламени α_{min} . Во втором случае $\alpha = 1,6$ близко к верхнему концентрационному пределу распространения пламени α_{max} . Подставляя (2) в (3), получим:

$$\Delta w'_{\text{max}} = \left(\frac{e^{-\frac{E_{\mu_{\text{nc}}}}{R_{\mu} T_{\text{nc}}}}}{e^{-\frac{E_{\mu_{1,6}}}}{R_{\mu} T_{1,6}}} - 1 \right) \cdot 100\%, \quad (4)$$

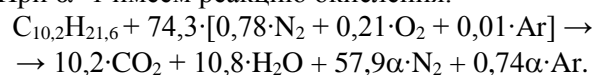
где $E = E_{\mu} / \mu_{\text{твс}}$ – энергия активации ТВС, $\text{Дж}/\text{кг}$;

$\frac{\mu_{\text{nc}}}{R_{\mu} T_{\text{nc}}}$, $\frac{\mu_{1,6}}{R_{\mu} T_{1,6}}$ – комплекс, определяющий работоспособность (иницирующую способность) продуктов сгорания, выходящих из КС $V=\text{const}$, при $\alpha < 1,6$ и $\alpha = 1,6$ соответственно.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ

Определим молекулярные массы $\mu_{\text{твс}}$ (в основной КС) и μ_{nc} .

Молекулярный состав продуктов сгорания зависит от коэффициента избытка воздуха α . При $\alpha = 1$ имеем реакцию окисления:

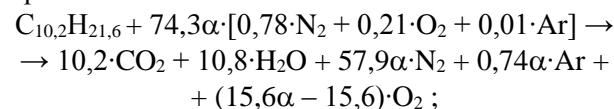


Химическая формула топлива $\text{C}_{10,2}\text{H}_{21,6}$ принята, исходя из молекулярной массы $\mu_{\text{т}} = 0,144$ $\text{кг}/\text{моль}$ [6] и массовых долей компонентов – 85 % углерода и 15 % водорода [7]. Из уравнения реакции можно определить стехиометрический коэффициент:

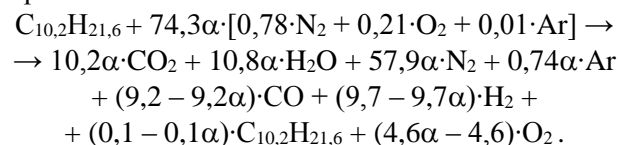
$$L_0 = 74,3 \cdot \mu_{\text{в}} / \mu_{\text{т}} = 14,9.$$

При $\alpha > 1$ и полном сгорании топлива в отсутствие диссоциации продукты сгорания будут состоять из углекислого газа CO_2 , паров воды H_2O , азота N_2 , кислорода O_2 и некоторого количества окислов азота NO_x . В случае неполного сгорания топлива (при $\alpha < 1$) в состав продуктов сгорания будут входить также продукты разложения топлива – тяжелые углеводороды, условно обозначаемые C_xH_y , водород H_2 , окись углерода CO [7]. Поэтому уравнивающий коэффициент перед условной формулой воздуха в общем виде будет $74,3\alpha$, а уравнения реакций имеют следующий вид:

при $\alpha > 1$



при $\alpha < 1$



Для обоих уравнений принято допущение об отсутствии в составе продуктов сгорания NO_x . Такое допущение не оказывает принципиального влияния на результат расчета, при этом упрощается расстановка коэффициентов в уравнениях. Во втором уравнении под слагаемым $(0,1 - 0,1\alpha) \cdot \text{C}_{10,2}\text{H}_{21,6}$ подразумеваются тяжелые углеводороды C_xH_y , $(4,6\alpha - 4,6) \cdot \text{O}_2$ – для уравнивания левой и правой частей.

Выполнив расчет, получим при $\alpha > 1$:

$$\mu_{\text{пс}} = \frac{2,15\alpha + 0,14}{74,3\alpha + 5,4}; \quad (5)$$

при $\alpha < 1$:

$$\mu_{\text{пс}} = \frac{2,15\alpha + 0,14}{65,3\alpha + 14,4}. \quad (6)$$

Зависимость $\mu_{\text{пс}}(\alpha)$, построенная по формулам (5) и (6), представлена на рис. 2.

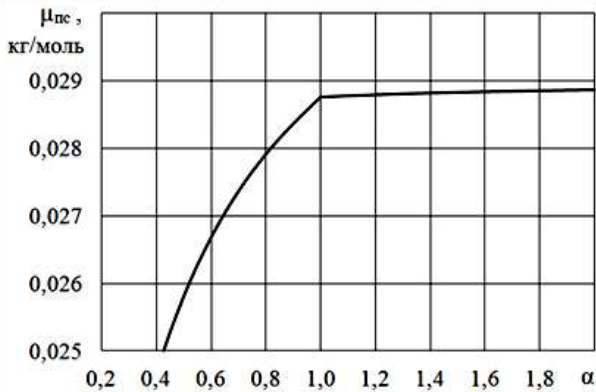


Рис. 2. Зависимость $\mu_{\text{пс}}(\alpha)$

Анализ зависимости (см. рис. 2) показывает, что уменьшение коэффициента избытка воздуха α с 1,6 до 0,5 приводит к уменьшению молекулярной массы продуктов сгорания $\mu_{\text{пс}}$ на 10 %. Поскольку $\mu_{\text{пс}}$ бедных смесей слабо зависит от α , то для описания зависимости $\mu_{\text{пс}}(\alpha)$ достаточно только выражения (6). При этом правую часть ($\alpha \geq 1$) с приемлемой точностью можно аппроксимировать прямой:

$$\mu_{\text{пс}}(1) = \frac{2,15 \cdot 1 + 0,14}{65,3 \cdot 1 + 14,4} = 0,0287 \frac{\text{кг}}{\text{моль}}.$$

С помощью уравнений реакций, указанных выше, найдем молекулярную массу ТВС при принятом $\alpha_{\text{КС}} = 1,1$ в основной КС: $\mu_{\text{ТВС}} = 0,03$ кг/моль. Из [8] $E_{\text{и}} = 1,26 \cdot 10^5$ Дж/моль. Энергия активации в расчете на 1 кг ТВС: $E = 4,2$ МДж/кг.

Для расчета температуры продуктов сгорания $T_{\text{пс}}$ в КС $V = \text{const}$ воспользуемся зависимостью $T_{\text{пс}}(\alpha)$ для авиационного ГТД (рис. 3) [9, С. 136] и формулой

$$T_{\text{псV}} = (T_{\text{псP}} - T_{\text{к}}) \cdot k + T,$$

где $T_{\text{псP}}$ – температура продуктов сгорания в цикле $P = \text{const}$ (по рис. 3), К; $T_{\text{к}} = 900$ К – температура за компрессором, с учетом которой построена зависимость на рис. 3; $k = 1,33$ – показатель изэнтропы; T – подогрев воздуха на входе в КС $V = \text{const}$ при динамическом напоре, К.

На рис. 4 представлена зависимость $T_{\text{пс}}(\alpha)$ для КС $V = \text{const}$.

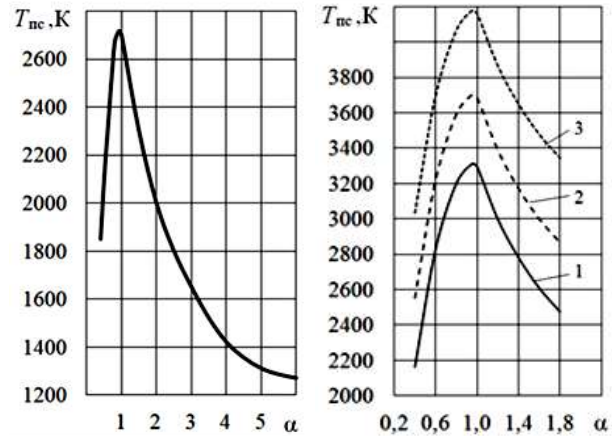


Рис. 3. Зависимость $T_{\text{пс}}(\alpha)$ в цикле $P = \text{const}$

Рис. 4. Зависимость $T_{\text{пс}}(\alpha)$ в цикле $V = \text{const}$ при различных M_n :
1 – $M_n = 4$; 2 – $M_n = 5$;
3 – $M_n = 6$

В связи с высокой температурой продуктов сгорания (см. рис. 4) встает вопрос по обеспечению работоспособности КС $V = \text{const}$. Примененные сплавы, используемые в настоящее время в авиационном двигателестроении, и воздушная система охлаждения в совокупности с продувкой и кратковременным воздействием высокой температуры дают возможность поднять в КС $V = \text{const}$ максимальную температуру сгорания до 2900 К [4]. При дальнейшем повышении температуры сгорания целесообразно применение неметаллических жаропрочных материалов и/или жидкостного охлаждения. С другой стороны – «навстречу» повышению жаропрочности конструкции – происходит снижение температуры сгорания при уменьшении α до 0,5–0,6, при котором КС $V = \text{const}$ работает в режиме предетонатора, и из-за диссоциации продуктов сгорания.

По формуле (4) с учетом формул (5), (6) и рис. 4 построена зависимость $\Delta w'_{\text{max}}(\alpha)$ (рис. 5). Видно, что при переобогащении ТВС в предетонаторе – КС $V = \text{const}$ – происходит качественное увеличение ускорения реакции в основной КС – на 50–80 % (в зависимости от $T_{\text{пс}}$ в КС $V = \text{const}$), т.е. более чем в 1,5 раза по сравнению, даже, со стехиометрическим составом смеси. Рис. 2 и 5 получились зеркальными с той лишь разницей, что ускорение реакции w'_{max} растет быстрее, чем уменьшается молекулярная масса продуктов сгорания $\mu_{\text{пс}}$. Столь быстрый рост w'_{max} определяется так называемым

фактором Аррениуса $e^{-\frac{E}{RT}}$ [5], входящим в формулы (2) и (4). Следует отметить, что указанная КС $V = \text{const}$ – не единственное возможное конструктивное исполнение предетонатора.

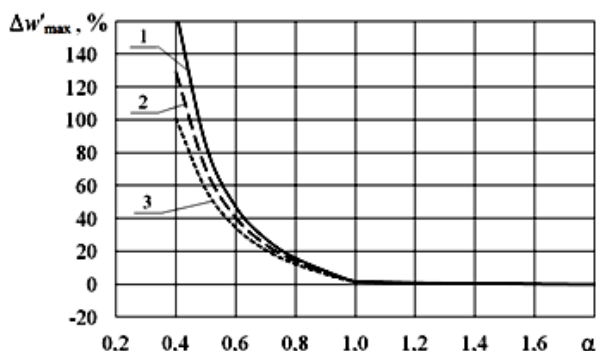


Рис. 5. Относительное изменение максимума ускорения при различных M_n :
1 – $M_n = 4$; 2 – $M_n = 5$; 3 – $M_n = 6$

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

Целесообразность переобогащения подтверждена экспериментально [1, 10]. На рис. 6 представлена схема многоциклового пульсирующей экспериментальной установки, созданной в США [1]. Предетонатор представляет собой

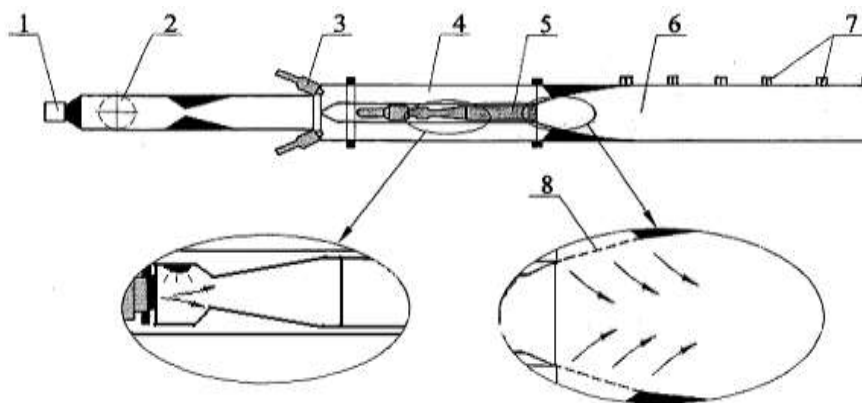


Рис. 6. Схема пульсирующей установки с детонационным сжиганием топлива:
1 – силоизмерительное устройство; 2 – воздухозаборник; 3 – топливная форсунка;
4 – топливно-воздушный коллектор; 5 – предетонатор;
6 – основная камера сгорания; 7 – датчики давления; 8 – аэродинамическая сетка

трубку диаметром 4 см, в которой на длине примерно 25 см происходит переход от дефлаграционного к детонационному режиму горения смеси керосин (JP-10) – кислород. Воспламенение производилось с помощью свечи. Сгорание в предетонаторе происходило при коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 0,6-0,9$ с частотой 10 Гц. Основная камера имеет длину 1 м при диаметре 12,7 см. Топливо JP-10 подавалось с помощью форсунок в подводящий канал, далее смесь пропусклась через перфорированную коническую поверхность. Это обеспечивало интенсивное перемешивание смеси, а также гашение обратной ударной волны. Детонационное сгорание в основной камере возникало при температуре воздуха не менее 425 К.

В ГПВРД DCR (Aerojet, США) реализовано двухсекционное сгорание [10]. В предварительной секции – дозвуковой режим горения с переобогащением. В основной секции при сверхзвуковой скорости происходит горение ТВС от переобогащенных продуктов сгорания, поступающих из предварительной секции.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты расчетного исследования, выполненного с использованием уравнений химической кинетики, показали целесообразность переобогащения смеси (до $\alpha = 0,5$) в предетонаторе для инициирования детонационно-подобного (взрывного) режима горения в основной КС. В математической записи эффект повышения инициирующей способности продуктов сгорания, истекающих из предетонатора, достигается за счет изменения (уменьшения) их молекулярного состава (рис. 2). Физически это проявляется в том, что повышается работоспособность (в дан-

ном случае инициирующая способность) продуктов сгорания, определяемая комплексом RT , в котором увеличивается газовая постоянная $R = R_u / \mu_{гс}$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / под общ. ред. В. А. Скибина и В. И. Солониной. М.: ЦИАМ, 2010. 676 с. [Works of the leading aero-engine companies in maintenance of making of perspective aero-engine (analytical survey), ed. by Skibin V. A. and Solonin V. I. (in Russian). Moscow: CIAM, 2010.]
2. Гусейнов А. Б., Трусов В. Н., Полунин С. П. Анализ проблем создания гиперзвуковых летательных аппаратов // Вестник МАИ. 2014. Т. 21, № 3. С. 53–62. [A. B. Guseinov,

V. N. Trusov, and S. P. Polunin, "The analysis of problems of hypersonic aircrafts making", (in Russian), in *Vestnik MAI*, vol. 21, no. 3, pp. 53-62, 2014.]

3. **Богданов В. И., Буракова Л. И.** О возможной концепции ГПВРД со стабилизацией горения от камеры сгорания $V=\text{const}$ // *Техника воздушного флота*. 2012. № 3. С. 35–39. [V. I. Bogdanov and L. I. Burakova, "About the possible concept of a HRE with the combustion control from the combustion chamber $V=\text{const}$ ", (in Russian), in *Tekhnika vozdušnogo flota*, no. 3, pp. 35-39, 2012.]

4. **Богданов В. И., Кузнецов С. П.** Результаты экспериментальной отработки золотниковой камеры сгорания постоянного объема // *Вестник СГАУ им. С.П. Королева*. 2011. № 2. С. 123–130. [V. I. Bogdanov and S. P. Kuznetsov, "Results of the experimental try-out of the spool-type combustion chamber of constant volume", (in Russian), in *Vestnik SGAU of a S. P. Korolev's name*, no. 2, pp. 123-130, 2011.]

5. **Щетинков Е. С.** Физика горения газов. М.: Наука, 1965. 740 с. [E. S. Shchetinkov, *Physics of gases combustion*, (in Russian). Moscow: Nauka, 1965.]

6. **Топлива для воздушно-реактивных двигателей** / Н. Ф. Дубовкин [и др.]. М.: «МАТИ» – Российский государственный технологический университет им. К. Э. Циолковского, 2001. 443 с. [Jet fuel, Dubovkin N. F., et. al. (in Russian). Moscow: «MATI» – K. E. Tsiolkovsky Russian State Technological University, 2001.]

7. **Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок** / В. И. Бакулев [и др.]; под ред. В. А. Сосунова и В. М. Чепкина. М.: МАИ, 2003. 688 с. [The theory, calculation and designing of aero-engines and power plant, Bakulev V. I., et. al., ed. by Sosunov V. A. and Chepkin V. M. (in Russian). Moscow: MAI, 2003.]

8. **Физико-химические процессы в газовой динамике: Справочник. Т. 2. Физико-химическая кинетика и термодинамика** / под. ред. Г. Г. Черного и С. А. Лосева. М.: Научно-издательский центр механики, 2002. 368. [The physicochemical processes in fluid dynamics: Reference book. Vol. 2. Physicochemical kinetics and thermodynamics, ed. by Cherny G. G. and Losev S. A. (in Russian). Moscow: Scientifically-publishing centre of a mechanics, 2002.]

9. **Кулагин В. В.** Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. Кн. 1. М.: Машиностроение, 2002. 616 с. [V. V. Kulagin, *The theory, calculation and designing of aero-engines and power plant: Textbook. Book 1* (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2002.]

10. **Иностранные авиационные двигатели: Справочник** / под общ. ред. В. А. Скибина и В. И. Солонина. М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. С. 406–407. [Foreign aero-engines: Reference book, ed. by Skibin V. A. and Solonin V. I. (in Russian). Moscow: Publishing house «Aviamir», 2005, pp. 406-407.]

ОБ АВТОРЕ

ДОРМИДОНТОВ Алексей Константинович, вед. инж. Канд. техн. наук по тепл. двиг. ЛА (РГАТУ имени П. А. Соловьева, 2012). Иссл. в обл. пульсир. ВРД.

METADATA

Title: About influence of a fuel-air mixture overfueling in a predetonator on detonation-like combustion regime initiation in the main combustion chamber.

Author: A. K. Dormidontov

Affiliation: Scientific and Production Association Saturn (NPO Saturn), Russia.

Email: dormidontov_a@mail.ru.

Language: Russian.

Source: *Vestnik UGATU* (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 20, no. 4 (74), pp. 54-58, 2016. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: In paper positive influence of a fuel-air mixture overfueling in a predetonator on detonation-like combustion regime initiation in the main combustion chamber of the engine (HRE) is analytically shown. Calculation determines relation between relative change of chemical reaction acceleration in the main chamber and an excess air ratio in the predetonator.

Key words: HRE; predetonator; detonation-like combustion regime; Arrhenius formula; chemical reaction acceleration.

About author:

DORMIDONTOV, Aleksey Konstantinovich, Principal engineer. Cand. of Science, Specialty Aircraft Heat Engines. (RGATU, 2012). Area of Research: pulse jet engines.