

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.01.005>

УДК 623.451.8

**А. С. Левенко, В. И. Присяжный, О. Л. Паук, А. С. Дрозденко**

Национальный центр управления и испытаний космических средств  
Государственного космического агентства Украины, Киев

## ГИБРИДНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ТВЕРДОМ МЕТАНЕ

---

*Представлены результаты теоретических исследований возможности создания эффективного ракетного двигателя на твердом метаносодержащем веществе в качестве горючего (гидрат метана) и жидком аналоге криогенного кислорода в качестве окислителя (высококонцентрированный водорода пероксид).*

**Ключевые слова:** гибридный ракетный двигатель, гидрат метана, водорода пероксид.

---

### ВВЕДЕНИЕ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В настоящее время в мире одним из самых перспективных химических топлив для ракет носителей считается пара «метан (СПГ) + кислород» как приемлемый заменитель пары «водород + кислород». Опыт многочисленных исследований этой пары накоплен в США, Франции, Республике Корея, в России и других странах [1, 2, 5—8].

Такое ракетное топливо имеет один недостаток — оба компонента криогенные. Применение сжиженных компонентов усложняет эксплуатацию ракеты-носителя и требует космодрома с дополнительным техническим обслуживанием.

Авторы считают, что возможен поиск аналогов таких компонентов топлива, которые могут использоваться в удобных для эксплуатации температурных условиях, запуск ракеты-носителя может осуществляться из термостатируемого контейнера без использования космодрома. Ра-

кета-носитель до размещения в стартовом контейнере заправляется компонентами топлива и может быть готова для запуска в течение длительного времени.

В результате анализа определено, что в качестве заменителя кислорода может использоваться высококонцентрированный водорода пероксид [15]. Это вещество при разложении дает активный атомарный кислород в газообразном состоянии и водяной пар при высокой температуре, эффективный при истечении из сопла ракетного двигателя (аналог кислородно-водородных ракетных двигателей, продуктом сгорания которых является водяной пар).

В качестве заменителя метана может рассматриваться твердый минерал гидрат метана, добываемый, например, в России (Якутия), США (Аляска), содержащийся на дне Черного моря (Украина), Желтого моря и др. [4, 9, 18]. Это наиболее распространенный на Земле источник углеводородов. Гидрат метана может быть синтезирован искусственно [13, 14, 17]. При разло-

жении гидрата метана методом повышения температуры выделяется газообразный метан, который может использоваться в ракетном двигателе как горючее и окисляться атомарным кислородом, получаемым при разложении водорода пероксида. При разложении гидрата метана также выделяется вода [3].

Процесс горения метана с кислородом в камере сгорания двигателя может поддерживать необходимую температуру для достижения высокой скорости истечения продуктов сгорания из сопла ракетного двигателя. Предполагается, что температура в камере сгорания двигателя может регулироваться подачей окислителя до достижения условий использования традиционных материалов без их сгорания. Это даст возможность создать двигатель многоразового запуска и многоразового использования, на уровне, сравнимом с авиационными двигателями.

Особенность обоих компонентов — разложение перед горением в камере сгорания ракетного двигателя с выделением газообразных горючего и окислителя, а также воды.

Такая особенность компонентов создает предпосылку для разработки гибридного ракетного двигателя с твердым горючим (гидрат метана) и жидким окислителем (высококонцентрированный водорода пероксид).

Задача научных исследований:

- определить возможность применения выбранных компонентов в ракетном двигателе;
- оценить возможность хранения гидрата метана при атмосферном давлении и температуре 351.5 К (обеспечивается кондиционированием хранилища «сухим льдом», твердой двуокисью углерода с возможным повышением давления в камере сгорания до 1—2 кг/см<sup>2</sup>);
- оценить параметры двигателя (температуру горения топлива в камере сгорания, скорость истечения газов из сопла);
- определить возможный облик лабораторной двигательной установки с опытным гибридным двигателем на выбранных компонентах топлива.

## ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

В настоящей статье рассматривается возможность создания лабораторного демонстратора

будущего двигателя ракеты-носителя. Авторы предполагают, что двигатель демонстратора может иметь следующие особенности:

- объемное соотношение компонентов (газообразного кислорода к метану, получаемых в процессе разложения исходных веществ) принимается равным 2, исходя из особенностей химической реакции их горения (возможно увеличение этого соотношения по результатам экспериментов до 2.1 и выше с целью обеспечения превышения количества окислителя над количеством горючего);

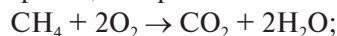
- горючее гидрат метана ( $\text{CH}_4 \times 6\text{H}_2\text{O}$ ) с начальной температурой (195 К) находится в камере сгорания двигателя в твердом виде;

- окислитель в виде 100-2 % водного раствора водорода пероксида ( $\text{H}_2\text{O}_2$ ) в нормальных температурных условиях находится в баке высокого давления;

- окислитель под давлением подается в предварительную камеру, где он разлагается под действием катализаторов и в газообразном виде с температурой до 1100 К подается в камеру сгорания двигателя;

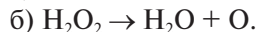
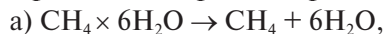
- под действием температуры продуктов разложения водорода пероксида разлагается гидрат метана с выделением метана и воды;

- воспламенение метана в атомарном кислороде происходит за счет воздействия высокой температуры и может инициироваться дополнительно электрической искрой, в результате чего происходит реакция горения



- начальное давление в камере сгорания двигателя составляет 1 кгс/см<sup>2</sup>, рабочее давление в камере сгорания двигателя определяется расчетами.

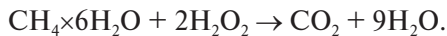
Протекающие реакции разложения:



При температуре до 1100 К предположительно при наличии горючего  $\text{CH}_4$  не будет происходить процесс образования молекулярного кислорода  $\text{O}_2$ , и метан будет сгорать в атомарном кислороде.

Суммируя весь процесс (предполагается, что концентрация водорода пероксида в воде соста-

вит около 99.9 %, для предварительной оценки процесса 0.1 % воды может не учитываться):



Практически достигается эффект кислородно-водородного двигателя, но при меньшей температуре, что позволит создать ракетный двигатель многоразовой конструкции. Повышение скорости истечения продуктов сгорания из сопла двигателя может достигаться повышением давления в камере сгорания.

Учитывается, что из 1 см<sup>3</sup> гидрата метана образывается 175 см<sup>3</sup> газообразного метана, что приводит даже без учета горения метана с кислородом и образования диоксида углерода к повышению давления в камере сгорания двигателя до рабочего, т. е. в стационарной единице объема давление повысится примерно в 175 раз при сохранении величины объема. На разложение гидрата метана требуется всего 6 % теплоты его образования.

Энтальпии образования метана и продуктов его сгорания — двуокиси углерода и воды — равны соответственно  $-74.9$ ,  $-393.5$  и  $-285.8$  кДж/моль.

Максимальная температура горения метана в кислороде составляет 2973 К. В нашем случае 72 % водяного пара имеет температуру до 1100 К, что снижает температуру в камере сгорания двигателя. Это означает, что конструкция двигателя из углерод + углеродного композиционного материала (УУКМ), сохраняющая свои удельную прочность и жесткость до температуры эксплуатации 3273 К, может использоваться многократно.

Следует учесть, что горения в гибридных двигателях отличается от традиционных процессов в РДТТ и ЖРД: процесс горения гибридных топлив основан на испарении поверхностного слоя твердого горючего в высокотемпературную зону, которая возникает над его поверхностью [12].

В рассматриваемом случае кроме горения происходит разложение обоих компонентов и разогрев воды до состояния перегретого пара, что усложняет проведение точных расчетов.

В настоящей работе проведена только предварительная оценка.

**Характеристики водорода пероксида.** Теплотворная способность водорода пероксида в кон-

центрации водного раствора 100 % составляет 12600 ккал/моль (371 ккал/кг), молекулярный вес 34 г/моль. Плотность 1.4 г/см<sup>3</sup>.

Содержит 94 % кислорода (по массе).

**Характеристики гидрата метана.** Обобщенные характеристики, независимо от типа гидрата метана: при температуре 273 К молекулярный вес составляет 17.74 г/моль, лотность 0.913 г/см<sup>3</sup>. Концентрация метана 14.1 молекулярных %, 0.373 г в 1 см<sup>3</sup> (175 см<sup>3</sup>), что составляет 37.3 % (по массе). Изучение физических свойств гидрата метана продолжается в настоящее время [19].

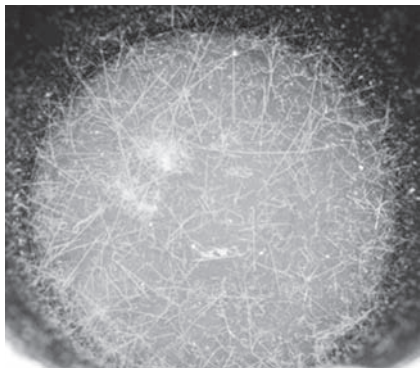
## ПОЛУЧЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Проведен расчет теоретической температуры в камере сгорания демонстратора двигателя объемом 70 см<sup>3</sup> (начальный объем свободного пространства) + 750.7 см<sup>3</sup> (гидрат метана): рабочий диаметр камеры сгорания равен 1.84 см, длина камеры сгорания — 25 см. Всего диаметр с учетом твердого топлива составляет 6.5 см.

### Начальные условия:

- температура гидрата метана 195 К,
- температура горения метана в кислороде 2973 К,
- начальное давление в камере сгорания 1 кгс/см<sup>2</sup>,
- конечное давление в камере сгорания до 50 кгс/см<sup>2</sup>,
- начальный объем гидрата метана 750.7 см<sup>3</sup> (масса 685.4 г, содержание метана 255.8 г или 44761.9 см<sup>3</sup> при нормальных условиях, воды — 429.6 г,
- температура водорода пероксида 298 К,
- объем водорода пероксида в концентрации водного раствора 99.9 % составляет 100 см<sup>3</sup> (масса 140 г, содержание кислорода 131.6 г или при плотности газообразного кислорода 0.00147 г/см<sup>3</sup> при нормальных условиях его количество составляет 89523.8 см<sup>3</sup>), воды — 8.4 г,
- температура разложения водорода пероксида 1100 К,
- подача продуктов разложения водорода пероксида в камеру сгорания регулируемая по расходу жидкого водорода пероксида (с контролем давления в камере сгорания двигателя).

Теплота разложения гидрата метана (CH<sub>4</sub> × 6H<sub>2</sub>O) на газ и воду составляет 52.4 кДж/моль



**Рис. 1.** Синтетический гидрат метана, полученный в статических условиях с дистиллированной водой [18]

при нормальных условиях [10]. Теплота сгорания свободного метана составляет 890 кДж/моль. Отсюда и следует, что на разложение гидрата метана требуется около 6 % теплоты, выделяющейся при сгорании содержащегося в нем метана.

Параметры горения гидрата метана (изображение искусственного минерала на рис. 1) в водорода пероксиде изучены недостаточно. Температуру горения в камере сгорания гибридного двигателя можно оценить только предварительно — требуется проведение экспериментов.

Известны некоторые данные о горении углеводородов в водорода пероксиде [16] при давлении в камере сгорания около 70 кг/см<sup>2</sup>:

- обеспечивается удельный импульс тяги до 344 с,
- температура в камере сгорания 2979 К.

Следует учесть, что снижение температуры в камере сгорания, которая используется на нагревание пара, незначительная; примем равной 6 %. В этом случае температура в камере сгорания составит 2800 К. С учетом влияния неизвестных факторов принимаем 2300 К (практически падение температуры возможно и до 1900 К, но это можно определить только экспериментальным путем).

Определяется возможная теоретическая скорость истечения газа из сопла двигателя:

$$w_3 = \sqrt{2g \frac{n_{из}}{n_{из} - 1} RT_2 \left[ 1 - \left( \frac{p_3}{p_2} \right)^{\frac{n_{из} - 1}{n_{из}}} \right]} \approx 4087 \text{ м/с},$$

где  $p_3 = 1.033 \text{ кг/см}^2$  — давление на срезе сопла,  $g = 981.054 \text{ см/с}^2 = 9.81054 \text{ м/с}^2$ ;  $p_2 = 50 \text{ кг/см}^2$  —

давление в камере сгорания двигателя,  $T_2 = 2300 \text{ К}$  — температуры в камере сгорания двигателя, значение  $n_{из} = 1.1$  может быть принято для топлива углеводород + кислород,  $R = 848/\mu = 37.022 \text{ кг} \cdot \text{м/кг} \cdot \text{град}$  — газовая постоянная;

Молекулярная масса продуктов сгорания (в основном водяной пар с добавкой двуокиси углерода) составляет  $\mu_{CO_2} = 44.01 \text{ г/моль}$ ,  $\mu_{H_2O} = 18.01528 \text{ г/моль}$  или средний молекулярный вес продуктов сгорания ( $CO_2 + 9H_2O$ ) приближенно равен  $\mu(1/9CO_2 + H_2O) = 22.905 \text{ г/моль}$ .

### ВОЗМОЖНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ОПЫТНОГО ГИБРИДНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Основные параметры двигателя могут определяться с учетом опыта расчетов ЖРД [11].

1. Давление в КС —  $p_2 = 50 \text{ кг/см}^2$ .
2. Температура в КС —  $T_2 = 2300 \text{ К}$ .
3. Удельный импульс тяги на расчетном режиме  $I_{уд} = w_3/g = 4087 \text{ м/с} = 416.6 \text{ с}$ .
4. Принимаем тягу двигателя равной  $P = 50 \text{ кгс}$ .
5. Расход топлива (газообразные метан и кислород)  $G = P \cdot g/w_3 = 0.12 \text{ кг/с}$ . Всего топлива около 390 г. Время работы двигателя 3.35 с.
6. Степень расширения сопла  $\delta = p_3/p_2$ . Для условий на уровне моря  $\delta = 0.02066$ .
7. Площадь критического сечения определяется с учетом водяного пара: 438 г воды прогреваются до 2300 К и увеличивают расход топлива на 0.13075 кг/с, следовательно, общий расход топлива составит 0.2465 кг/с;  $f_{кр} = G\beta/p_2 = 0.397 \text{ см}^2$ ,  $D_{кр} = 0.71 \text{ см}$ .

Удельный импульс давления в камере сгорания (характеристическая скорость):

$$\beta = 80.6 \text{ с} = \sqrt{gn} \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}} \approx 3.62.$$

8. Условное время нахождения продуктов сгорания в камере сгорания с учетом водяного пара:

$$\tau_{усл} = V_k/Gv_2 = V_k p_2/GR_2 T_2 = 1.05 \text{ с};$$

$V_k = 70 \text{ см}^3$  — начальный объем камеры;  $V_{к1} = 820.7 \text{ см}^3$  — конечный объем камеры сгорания.

9. Приведена (характеристическая) длина камеры сгорания с учетом водяного пара:

$$l_{пр} = V_k/f_{кр} = 176 \text{ см}.$$

10. Удельный расход топлива (с учетом пара):

$$G_{уд} = G/P = 0.00493 \text{ л/с.}$$

11. Удельный импульс давления в камере сгорания:

$$I_p = (p_2 f_{кр}) / G = 80.5 \text{ с.}$$

По принципу подобия на основе демонстратора может создаваться двигатель большей тяги.

Можно представить предварительно оцененные параметры в таблице.

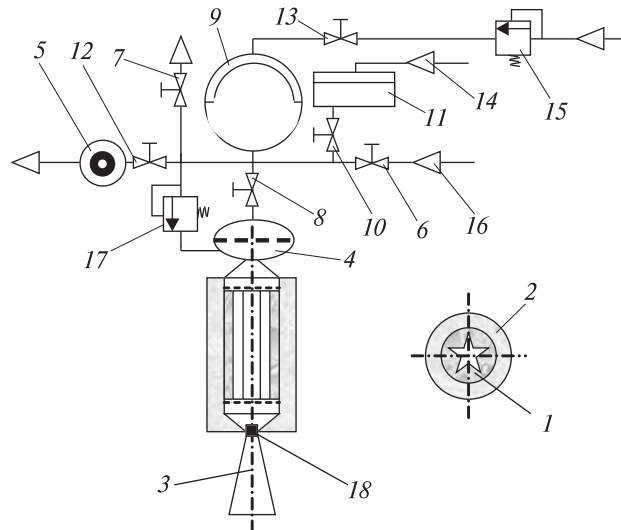
Может быть выбрана схема двигательной установки на основе демонстратора, представленная на рис. 2. В камере сгорания двигателя помещается твердый гидрат метана. Внутреннее свободное пространство выполняется в виде звездочки с условным средним диаметром 1.84 см (длина начального периметра сечения звездочки должна соответствовать длине внутренней окружности корпуса камеры сгорания).

## ВЫВОДЫ И ОЦЕНКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ

1. Теоретическая оценка, проведенная авторами, подтверждает возможность создания гибридного ракетного двигателя для первых ступеней ракет-носителей. Выбранные компоненты топлива обеспечивают получение эффекта кислородно-водородного жидкостного ракетного двигателя с высокими характеристиками и сравнительно низкой температурой в камере сгорания, что повышает надежность и может создать предпосылки многоразового использования конструкции двигателя.

Продукты разложения и сгорания компонентов в двигателе — водяной пар с небольшим количеством двуокиси углерода. Компоненты могут быть использованы без особых технических сложностей. Старт ракеты с таким двигателем целесообразно проводить из пускового контейнера с «сухим льдом» — твердой двуокисью углерода, что позволит избежать разложения гидрата метана при атмосферном давлении. Давление в камере сгорания по предложенной схеме может быть выше атмосферного, что дополнительно препятствует разложению гидрата метана.

2. Исследования необходимо продолжить с проведением лабораторных испытаний демонс-



**Рис. 2.** Схема двигательной установки на основе гибридного ракетного двигателя демонстратора: 1 — камера сгорания с гидратом метана ( $\text{CH}_4 \times 6\text{H}_2\text{O}$ ), 2 — имитатор стартового контейнера с «сухим льдом» ( $\text{CO}_2$ ), 3 — сопло двигателя, 4 — камера разложения водорода пероксида с катализатором, 5 — вакуумный насос, 6 — вентиль подачи газа азота для продувки емкости перед вакуумной заправкой водородом пероксида ( $\text{H}_2\text{O}_2$ ), нормально закрытый, 7 — вентиль сброса газа азота при продувке емкости перед вакуумной заправкой водородом пероксида, нормально закрытый, 8 — вентиль подачи водорода пероксида в камеру сгорания через камеру 4, нормально закрытый, 9 — бак водорода пероксида с мембраной, разделяющей воздушную полость и жидкостную полость, 10 — вентиль подачи водорода пероксида самотеком под атмосферным давлением в жидкостную полость бака 9, нормально закрытый, 11 — расходный бак водорода пероксида, 12 — вентиль вакуум-насоса для создания пониженного давления в жидкостной полости бака 9, нормально закрытый, 13 — вентиль подачи в газовую полость бака 9 воздуха под рабочим давлением 50 кгс/см<sup>2</sup>, нормально открытый, 14 — магистраль заливки водорода пероксида в расходный бак 11, 15 — понижающий редуктор воздушной магистрали, понижающий промышленное высокое давление 250 кгс/см<sup>2</sup> до рабочего, 16 — подача газа азота под давление для продувки бака водорода пероксида, 17 — понижающий редуктор наддува газом азотом внутренней полости двигателя избыточным давлением 1 кгс/см<sup>2</sup>, 18 — выбрасываемая при запуске двигателя сопловая заглушка

тратора ракетного двигателя. При этом предполагается:

- добиться высокой эффективности разложения водорода пероксида перед подачей в камеру сгорания двигателя;
- определить условия надежного воспламенения метана в кислороде в условиях двигателя;
- оценить температуру в камере сгорания двигателя с учетом ее поглощения на нагрев воды и превращения ее в пар, с учетом затрат энергии на разложение гидрата метана;
- определить вариации давления в камере сгорания при регулировании подачи водорода пероксида;
- оценить устойчивость топливного заряда гидрата метана в условиях диапазона вибраций работающего двигателя и в процессе сгорания.

3. В перспективе возможно проектирование конструкции двигательной установки с учетом возможности ее развития для двигателей с большой величиной тяги.

4. Следует проработать технологию изготовления топливного заряда из гидрата метана для его размещения в двигателе и оценить возможность прессования-формования заряда при низких

температурах и атмосферном давлении, в том числе с охлаждением (и дополнительным смирзанием топливного заряда) жидким азотом.

5. Предполагается рассмотреть варианты термостатирования двигателя для исключения самопроизвольного разложения гидрата метана внутри топливного заряда.

6. Можно отметить, что все перечисленные задачи технически выполнимы для создания ракеты-носителя, не являющегося военной техникой.

Целесообразность разработки гибридного ракетного двигателя (ГРД) определена выводами других исследователей:

- по массовому совершенству ракета с ГРД занимает промежуточное положение между ракетами с ЖРД и РДТТ со смесевым топливом (массовое совершенство ракеты с РДТТ выше);
- тяговооруженность ракеты с ГРД на криогенном кислороде и углеводороде (парафин) примерно на 4 % выше, чем у ракеты с РДТТ [14], но ниже, чем у ракеты с ЖРД на подобных компонентах;
- скорость истечения газов из сопла ГРД (удельный импульс и удельный импульс тяги) выше, чем у РДТТ, и сравним с лучшими ЖРД;

**Теоретические параметры гибридного двигателя на гидрате метана и высококонцентрированном водорода пероксиде**

№	Параметр	Обозначение параметра	Значение параметра	Примечания
1	Тяга двигателя (демонстратора), кгс	$P$	50	
2	Давление в камере сгорания, кгс/см <sup>2</sup>	$p_2$	50	
3	Температура в камере сгорания, К	$T_2$	2300	Уточняется
4	Специальный удельный импульс тяги, с	$I_{сп}$	416.6	Уточняется
5	Удельный импульс двигателя, м/с	$I$	4087	Уточняется
5	Время работы двигателя, с	$t$	3.35	
6	Площадь критического сечения сопла, см <sup>2</sup>	$f_{кр}$	0.397	
7	Диаметр критического сечения, мм	$D_{кр}$	7.1	
8	Диаметр камеры сгорания, мм	$d_k$	65	
9	Условный диаметр свободного пространства в камере сгорания, мм	$d_{к1}$	18.4	
10	Длина камеры сгорания, мм	$L_k$	250	
11	Окислитель: водорода пероксид (100 <sub>2</sub> % водный раствор)	$O$	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	Жидкий
12	Горючее: гидрат метана	$\Gamma$	CH <sub>4</sub> ×6H <sub>2</sub> O	Твердый
13	Начальная температура окислителя, К	$T_o$	298±5	
14	Начальная температура горючего, К	$T_\Gamma$	195	
15	Объем гидрата метана, см <sup>3</sup> (масса, г)		750.7 (685.4)	Технология формовки горючего уточняется
16	Объем водорода пероксида, 100 <sub>2</sub> %, см <sup>3</sup> (масса, г)		100 (140)	

– экологическая безопасность ГРД выше, чем у РДТТ, и аналогична ЖРД с нетоксичными компонентами топлива, а стоимость может быть ниже, чем в обоих вариантах;

– при отсутствии промышленной базы производства смесового твердого топлива ГРД является обоснованным конкурентом ЖРД (может быть более простая и менее тяжелая система подачи компонента в камеру сгорания).

Преимущество рассматриваемого авторами варианта ракетного двигателя с твердым минералом гидрат метана в качестве горючего и жидким окислителем водорода пероксидом по сравнению с вариантами ГРД с жидким кислородом и углеводородами:

– обслуживание ракеты проще, чем с криогенным кислородом;

– скорость истечения продуктов горения и разложения из сопла двигателя выше (выше удельный импульс и удельный импульс тяги — конечная скорость полета ракеты на активном участке работы двигателя), что определяется особенностями компонентов топлива;

– температура в камере сгорания ниже из-за наличия пара (выше надежность и возможно много-разовое использование спасаемой конструкции).

1. Белоусов И. И., Голубятник В. В., Елисеев А. В. и др. Концепция создания многоразового маршевого кислородно-метанового жидкостного ракетного двигателя, в котором используется турбонасосный агрегат с двумя разнесенными турбинами на одном валу // Вестник Воронеж. гос. техн. ун-та. — 2014. — 10, № 5. — 4 с.
2. Белоусов И. И., Фомин В. М., Голубятник В. В. и др. Подтверждение концепции многоразового жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива сжиженный природный газ и кислород // Вестник Воронеж. гос. техн. ун-та. — 2013. — 9, № 4. — С. 42–46.
3. Дядин Ю. А., Гуцин А. Л. Газовые гидраты // Соровский образовательный журн. — 1998. — № 3. — С. 55–60.
4. Егоров А. В. Биогеохимия метана в осадках Балтийского и Черного морей: кинетические модели диагенеза // Океанология. — 2000. — 40, № 5. — С. 600–606.
5. Ефимочкин А. Ф., Голубятник В. В., Елисеев А. В. Расчетно-аналитическая оценка вариантов принципиальных схем криогенного ЖРД с дожиганием восстановительного газа // Вестник Воронеж. гос. техн. ун-та. — 2012. — 8, № 7.1. — С. 102–106.
6. Ефимочкин А. Ф., Рачук В. С., Шостак А. В. Жидкостный ракетный двигатель для многоразовой ракетно-космической системы // НТЖ Авиакосмическая техника и технология. — 2010. — № 4. — С. 26–36.
7. Ефимочкин А. Ф., Хрисанфов С. П., Голубятник В. В. и др. Разработка жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива сжиженный природный газ и кислород для многоразовой ракетно-космической системы // Вестник СГАУ им. С. П. Королева. — 2012. — № 3 (34) — С. 253–259.
8. Ефимочкин А. Ф., Хрисанфов С. П., Кафарена П. В. и др. Исследование рабочего процесса в камере ЖРД, работающего на топливе сжиженный природный газ (СПГ) — кислород // НТЖ Авиакосмическая техника и технология. — 2010. — № 4. — С. 21–25.
9. Иванов И. К., Семенов М. Е., Шилова Ю. Э. и др. Определение термобарических условий образования гидратов природного газа в эмульсиях асфальтосмолопарафиновых отложений // Фундамент. исслед. — 2015. — № 2. — С. 5089–5093.
10. Истомин В. А., Якушев В. С. Газовые гидраты в природных условиях. — М.: Недра, 1992. — 236 с.
11. Левенко А. С. Универсальный ЖРД. Техническое предложение. Механика воздушно-космических систем: Монография. — Д.: Стилус, 2012. — 100 с.
12. Орехов К. Н. Повышение эффективности метеорологических ракет при применении гибридных двигателей // Космічна наука і технологія. — 2016. — 22, № 2. — С. 52–59.
13. Пат. 2166348 Российской Федерации. Устройство для получения газогидратов / Мельников В. П., Нестеров А. Н., Феклистов В. В.; опубл. 10.05.2001, Бюл. № 13.
14. Пат. 2415699 Российской Федерации. Установка для получения гидрата газа и устройство для его обезвоживания / Катох Юити (JP), Нагамори Сигеру (JP), Ивасаки Тору (JP). заявл. 10.05.2010.
15. Присяжный В. И., Левенко А. С., Паук О. Л. Аспекты создания возвращаемого орбитального аппарата в форме спутника дистанционного зондирования Земли и ракеты-носителя // Космічна наука і технологія. — 2014. — 20, № 4. — С. 3–13.
16. Сарнер С. Химия ракетных топлив. — М.: Мир, 1969. — 488 с.
17. Семенов М. Е., Шиц Е. Ю. Изучение процесса получения гидратов метана в статических условиях // Нефтегазовое дело. Электронный науч. журн. — 2012. — № 5. — С. 457–465. — <http://www.ogbus.ru>.
18. Соловьев В. А. Глобальная оценка количества газа в субмаринных скоплениях газовых гидратов // Геология и геофизика. — 2002. — 43, № 7. — С. 648–661.
19. Gaowei Hu, Yuguang Ye. Ultrasonic Waves on Gas Hydrates Experiments (Qingdao Institute of Marine Geology, China) // Ultrasonic Waves / Ed. by Dr Santos.

Publ. online 07, March, 2012 — 282 p. — <http://cdn.intechopen.com/pdfs/31680.pdf>

Стаття надійшла до редакції 25.10.16

## REFERENCES

1. Belousov I. I., Golubyatnik V. V., Eliseev A. V., et al. The concept of creating a reusable propulsion oxygen-methane liquid rocket engine, which uses a turbopump unit with two spaced turbine on one shaft. *Bull. Voronezh State Technical University*, **10** (N 5), 00—00 (2014).
2. Belousov I. I., Fomin V. M., Golubyatnik V. V., et al. Proof of Concept reusable liquid rocket engine propellants on components liquefied natural gas and oxygen. *Bull. Voronezh State Technical University*, **9** (N 4), 42—46 (2013).
3. Dyadin Y. A., Gushchin A. L. Gas hydrates. *Sorovsky Educational J.*, N 3, 55—60 (1998).
4. Egorov A. V. Biogeochemistry of methane in the sediments of the Baltic and Black Seas: kinetic model diagenesis. *Oceanology*, **40** (N 5), 600—606 (2000).
5. Efimochkin A. F., Golubyatnik V. V., Eliseev A. V. Settlement and analytical evaluation of options for concepts of cryogenic rocket engine with afterburning of the reducing gas. *Bull. Voronezh State Technical University*, **8** (N 7.1), 102—106 (2012).
6. Efimochkin A. F., Rachuk V. S., Shostak A. V. Liquid rocket engine for a reusable space-rocket system. *NTG Aerospace engineering and technology*, N 4, 26—36 (2010).
7. Efimochkin A. F., Chrysanthos S. P., Golubyatnikov V. V., et al. The development of liquid rocket engine propellants liquefied natural gas and oxygen for reusable space-rocket system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, N 3 (34), 253—259 (2012).
8. Efimochkin A. F., Chrysanthos S. P., Kafarena P. V., et al. Research of working process in rocket engine chamber working on fuel liquefied natural gas (LNG) — oxygen. *NTG Aerospace engineering and technology*, N 4, 21—25 (2010).
9. Ivanova I. K., Semenov M. E., Shilova Y. E., et al. Determination of temperature and pressure conditions for the formation of natural gas hydrates in emulsions of asphalt deposits. *Fundamental res.*, N 2, 5089—5093 (2015).
10. Istomin V. A., Yakushev V. S. Gas hydrates under natural conditions, 236 p. (Nedra, Moscow, 1992).
11. Levenko O. S. Universal LRE. Technical Proposal. Mechanics of aerospace systems: Monograph, 100 p. (Stylus, D., 2012).
12. Orehov K. N. Improved meteorological rockets in the application of hybrid engines. *Kosm. nauka technol.*, **22** (N 2), 52—59 (2016).
13. Pat. 2166348 Russian Federation. The apparatus for producing gas hydrate / Melnikov V. P., Nesterov A. N., Feklistov V. V. *Bulletin*, N 13 (10.05.2001).
14. Pat. 2415699 Russian Federation. An apparatus for manufacturing gas hydrate and dewatering device / Katoh Yuichi (JP), Nagamori Shigeru (JP), Toru Iwasaki (JP). 10.05.2010;
15. Prysiazhnyi V. I., Levenko O. S., Pauk O. L. Aspects of the creation of the orbiter in the form of remote sensing satellite and the launch vehicle. *Kosm. nauka technol.*, **20** (N 4), 3—13 (2014).
16. Sarnar S. F. Propellant chemistry, (Mir, Moscow, 1969).
17. Semenov M. E., Shiis E. Y. A study of the preparation of methane hydrates in static conditions. *Oil and Gas Business*, N 5, 457—465 (2012).
18. Solovyov V. A. Global assessment of the amount of gas in the submarine gas accumulation hydrates. *Geology and geophys.*, **43** (N 7), 648—661 (2002).
19. Gaowei Hu and Yuguang Ye. Ultrasonic Waves on Gas Hydrates Experiments (Qingdao Institute of Marine Geology, China) // Ultrasonic Waves / Ed. by Dr Santos, 282 p., Publ. online 07, March (2012), <http://cdn.intechopen.com/pdfs/31680.pdf>.

О. С. Левенко, В. І. Присяжний, О. Л. Паук,  
О. С. Дрозденко

Національний центр управління та випробувань  
космічних засобів Державного космічного агентства  
України, Київ

## ГІБРИДНИЙ РАКЕТНИЙ ДВИГУН НА ТВЕРДОМУ МЕТАНІ

Представлені результати теоретичних досліджень можливості створення ефективного ракетного двигуна на твердій речовині, яка містить метан як паливе (гідрат метану), і рідкому аналогу криогенного кисню в якості окислювача (висококонцентрований водню пероксид).

**Ключові слова:** гібридний ракетний двигун, гідрат метану, водню пероксид.

A. S. Levenko, V. I. Prysiazhnyi, O. L. Pauk, A. S. Drozdenko

National Center Of Space Facilities Control And Test, State Space Agency of Ukraine, Kiev

## HYBRID ROCKET ENGINE ON THE METHANE CLATHRATE

This article presents the results of theoretical research the possibility of establishing an efficient rocket engine on solid methane-matter as a fuel (methane clathrate), and a liquid analog of cryogenic oxygen as the oxidizing agent (high-test peroxide, HTP).

**Keywords:** hybrid-propellant rocket engine, methane hydrate, hydrogen peroxide.