

УДК 621.45

М. В. АНДРИЕВСКИЙ^{1,2}, Ю. А. МИТИКОВ¹, Д. А. ШАМРОВСКИЙ²¹ Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина² Space Systems Engineering, Украина

ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ В КАЧЕСТВЕ ОКИСЛИТЕЛЯ ПЕРЕКИСЬ ВОДОРОДА ВЫСОКОЙ КОНЦЕНТРАЦИИ

Спроектирована и изготовлена из жаропрочной стали камера ракетного двигателя со спиральными ребрами тягой 250 кг и давлением в камере сгорания ~1,4 МПа. Проведены пять огневых испытаний. Соотношение компонентов топлива находилось в пределах 5,4 - 9,4. Показана удовлетворительная сходимость расчетных и экспериментальных данных. Надежное охлаждение достигнуто без специальных вставок в области критического сечения, применения завес и заградительного охлаждения. Даны рекомендации по организации охлаждения камеры сгорания ракетного двигателя высококонцентрированной перекисью водорода.

Ключевые слова: ракетный двигатель, охлаждение перекисью водорода, огневые испытания.

Введение

В последнее время возрос интерес к эксплуатации ракетных комплексов на высококипящих и экологически чистых компонентах топлива [1]. Одной из наиболее интересных в этом плане является пара компонентов перекись водорода – керосин [2]. На данный момент ряд компаний ведет разработку ракет-носителей легкого класса на указанных компонентах топлива. Более того, Европейское космическое агентство объявило тендер по разработке двигателей на перекиси водорода [3]. В связи с этим растет актуальность научных исследований по разработке двигателей, работающих на этой паре компонентов.

Одним из преимуществ рассматриваемой пары является ее высокие средняя плотность и значение стехиометрического соотношения компонентов топлива. Однако последнее делает затруднительным традиционное использование горючего в качестве охладителя для камеры сгорания (КС). Поэтому, наиболее очевидным решением является использование окислителя для охлаждения КС двигателя.

Перекись водорода обладает рядом преимуществ как теплоноситель. Среди них можно отметить высокую теплоемкость. Ее величина составляет 2780 Дж/(кг·К) при нормальных условиях, что на 40% выше, чем у керосина при тех же условиях. Вторым преимуществом перекиси водорода является сравнительно высокая теплопроводность. Она практически в 5 раз выше, чем у керосина, что

улучшает теплоотвод от стенки КС. Еще одним преимуществом указанного теплоносителя является незначительная зависимость теплофизических свойств от температуры, что делает расчет более прогнозируемым. На рис. 1 приведены графики изменения плотности и теплоемкости перекиси водорода от температуры.

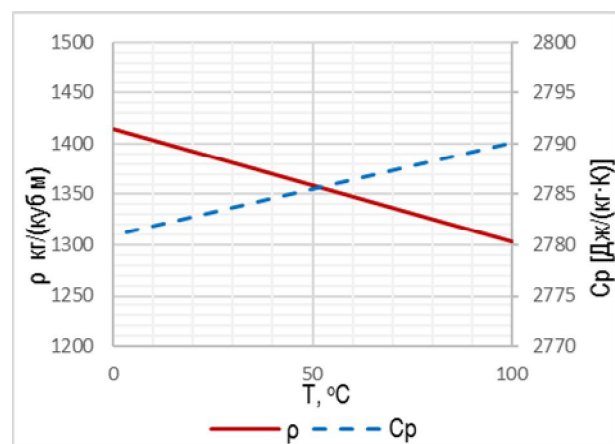


Рис. 1. Зависимость физических свойств H_2O_2 от температуры [4]:
 ρ – плотность; C_p – теплоемкость

Несмотря на указанные преимущества, применение перекиси водорода в качестве охлаждающей жидкости связано с рядом трудностей: необходимо тщательно подбирать материал, включая типы сварки и марки припоя для исключения каталитического

разложения перекиси водорода. Также недопустимо достижение локального перегрева перекиси водорода выше температуры начала лавинообразного разложения. И хотя в истории существует ряд двигательных установок, которые охлаждались перекисью водорода (Gamma 2, AR-2) [5], рекомендаций по их проектированию нам обнаружить не удалось. Поэтому, целью проведенных проектных, конструкторских и экспериментальных работ стало получение работоспособной конструкции КС двигателя тягой 250 кг, работающей на компонентах перекись водорода – керосин, а также получение экспериментальных критериев, которые можно применять при проектировании тракта охлаждения подобных КС.

Математическая модель охлаждения

Процесс теплообмена в КС ракетного двигателя состоит из конвективного теплообмена между продуктами сгорания и стенкой камеры, теплопередачи между стенкой со стороны продуктов сгорания и охлаждающей жидкости, а также конвективной теплопередачи от стенки к охлаждающей жидкости.

Расчет охлаждения камеры проведен по общепринятой методике путем ее разбиения на участки с определенным шагом. Шаг выбирался из условия получения достаточной точности расчета. Более крупное разбиение применялось для цилиндрической части камеры и более мелкое для сужающейся и критической части камеры. Так же учитывалось изменение теплофизических свойств перекиси водорода от температуры для получения более точных результатов.

Расчет коэффициента теплопередачи от стенки к охлаждающей жидкости проводился по критериальному уравнению Михеева [7]:

$$\frac{\alpha_{ж} d_э}{\lambda_{ж}} = 0,021 \cdot Re^{0,8} \cdot Pr^{0,43} \cdot \beta, \quad (1)$$

где $\alpha_{ж}$ – коэффициент теплоотдачи от стенки к жидкости;

$d_э$ – эквивалентный гидравлический диаметр;

$\lambda_{ж}$ – коэффициент теплопроводности теплоносителя;

Re – число Рейнольдса;

Pr – число Прандтля;

β – отношение чисел Прандтля теплоносителя, взятых при среднемассовой температуре и при температуре стенки.

Величина теплового потока от газа в стенку камеры определялась как сумма лучистого теплового потока и конвективного. Вычисление конвектив-

ного теплового потока проводилось по зависимости Гухмана-Илюхина [6]:

$$\frac{\alpha_{г} d_{к}}{\lambda_{г}} = 0,0162 Re^{0,82} \left(\frac{T_{00}}{T_{г.ст}} \right)^{0,35}, \quad (2)$$

где $\alpha_{г}$ – коэффициент теплоотдачи от газа к стенке камеры;

$d_{к}$ – диаметр камеры;

$\lambda_{г}$ – коэффициент теплопроводности газа;

Re – число Пекле;

T_{00} – температура заторможенного потока;

$T_{г.ст}$ – температура газовой стенки

Вид тракта охлаждения

Спроектированная конструкция представляет собой регенеративно охлаждаемую камеру, изготовленную из жаропрочного материала со спиральными ребрами. На рис. 2 представлен эскиз оребрения камеры ($a_{min}=1,8$ мм, $h_{min}=1,5$ мм).

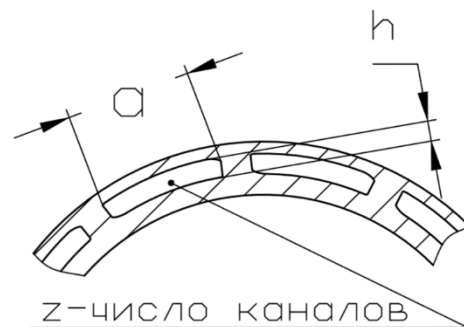


Рис. 2. Общий вид тракта охлаждения:
а – ширина канала, h – высота каналов

Форсуночная головка выполнена таким образом, чтобы соотношение компонентов топлива по сечению камеры было одинаковым. Завесы, которые обычно используются для интенсификации охлаждения газовой стенки КС, не применялись.

Распределение температур по камере

Охлаждение камеры считается надежным при выполнении следующих условий:

1. Температура газовой стенки должна быть в допустимых пределах, исходя из условий прочности применяемого материала.

2. Температура охладителя должна быть ниже температуры химического разложения компонента (в нашем случае - лавинообразного).

3. Температура стенки со стороны охладителя не должна превышать уровень температуры кипения компонента [7].

Выполнен ряд проектно-конструкторских расчетов, результаты которых вполне соответствовали приведенным выше критериям. Далее был изготовлен экспериментальный вариант КС, геометрические размеры охлаждающего тракта выполнены в соответствии с результатами проведенных расчетов. Однако при огневых испытаниях этой КС возникла низкочастотная неустойчивость, которая проявлялась в виде скачков расходов и давления в КС. После проведенного анализа экспериментальных данных было установлено, что возникновение колебаний низкой частоты, наиболее вероятно, вызвано возникновением локальных зон кипения теплоносителя в охлаждающем тракте.

Для устранения вероятных причин низкочастотной неустойчивости в конструкцию камеры были внесены следующие изменения:

1. Толщина внутренней стенки камеры была увеличена на 35%, что позволило снизить температуру стенки со стороны теплоносителя.

2. Была увеличена скорость перекиси на цилиндрической части на 50%, что позволило интенсифицировать процесс теплообмена.

Опытная конструкция КС изготовлена в соответствии с предложенными изменениями геометрических размеров, и прошла серию огневых испытаний различной продолжительности. Результаты огневых испытаний показали, что новая конструк-

ция КС вполне работоспособна, при этом процесс горения в огневом пространстве вполне устойчив. Испытания проводились в широком диапазоне соотношения компонентов топлива (k_m) при различных давлениях в камере сгорания. Таким образом, надежность КС двигателя и устойчивость ее работы была экспериментально подтверждена в широком диапазоне. В таблице 1 приведены режимы проведенных испытаний.

Таблица 1

Режимы испытаний

№№ испытаний	k_m	p_k [кгс/см ²]
1	5,4	12,7
2	9,4	12,2
3	7,2	12,8
4	5,7	13,3
5	5,6	14,1

Сравнительные графики изменения скорости теплоносителя в тракте охлаждения первого и второго вариантов КС приведены на рис. 3.

Сравнительные графики температур со стороны газа, жидкости и среднemasовые температуры теплоносителя представлены на рис. 4. На графике показан профиль камеры сгорания (Проф.КС).

На рис. 5 приведены графики замеренных температур на входе в тракт охлаждения, на выходе из тракта охлаждения и давления газов в камере сгорания.

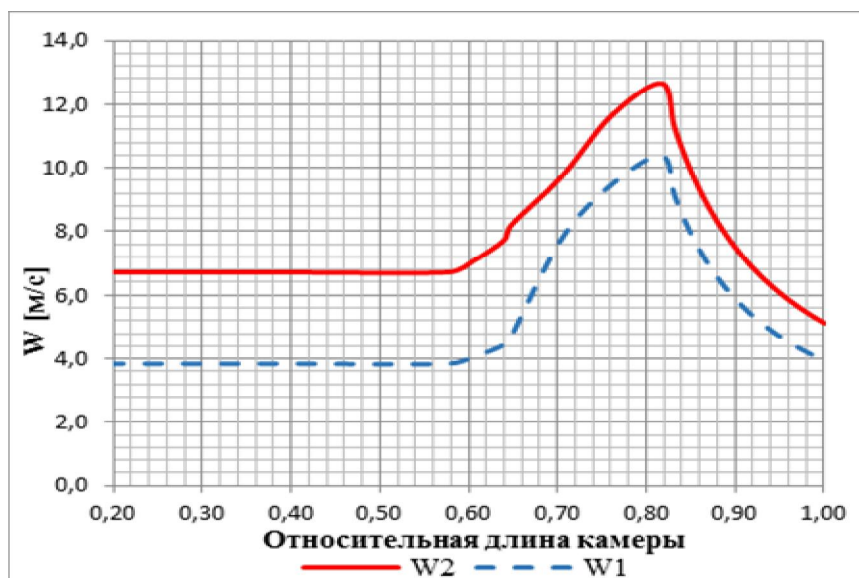


Рис. 3. Скорость теплоносителя в тракте охлаждения: W1 – скорость теплоносителя в тракте охлаждения первого варианта конструкции; W2 – скорость теплоносителя в тракте охлаждения во втором варианте;

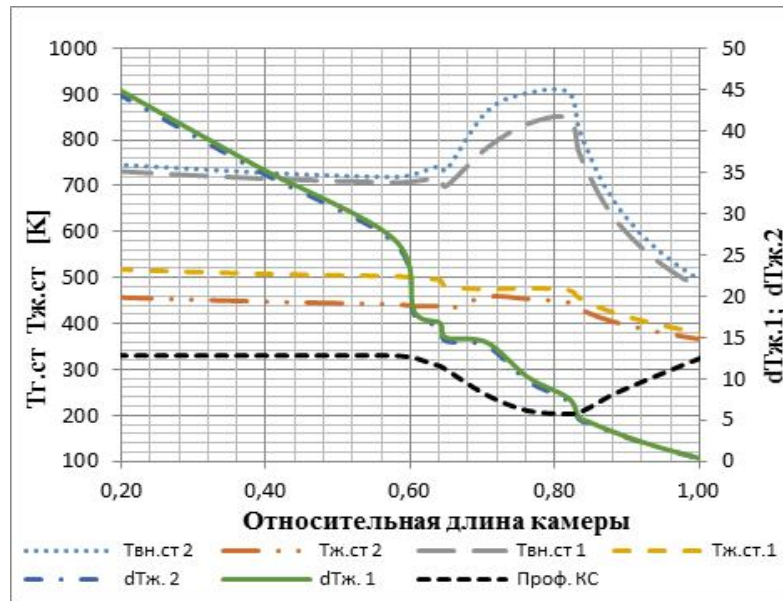


Рис. 4. Распределение температур по длине камеры: Твн.ст.1, Тж.ст.1, dTж.1 – температуры стенки со стороны газа, температура стенки со стороны жидкости и среднемассовая температура теплоносителя в первом варианте; Твн.ст.2, Тж.ст.2, dTж.2 – температуры стенки со стороны газа, температура стенки со стороны жидкости и среднемассовая температура теплоносителя во втором варианте

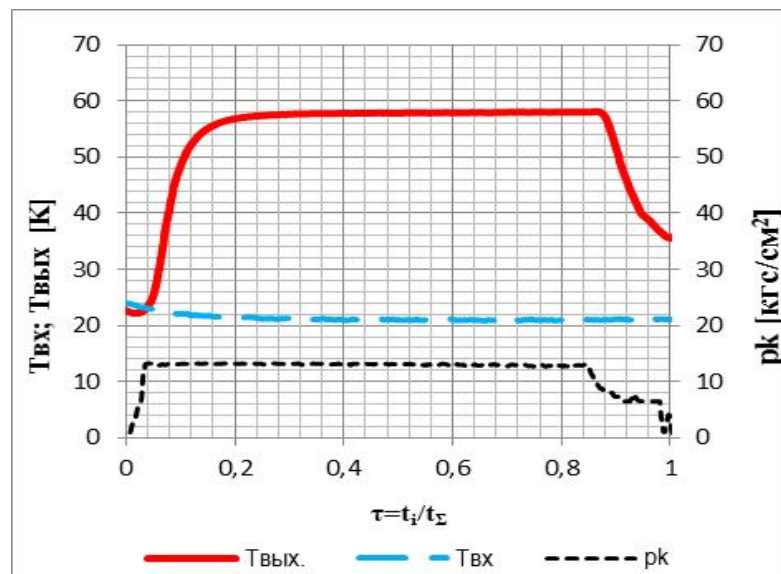


Рис. 5. Изменение температур и давления во время ОИ: Твх. – температура жидкости на входе в тракт охлаждения; Твых. – температура жидкости на выходе из тракта охлаждения; рк – давление газов в камере сгорания

Ось абсцисс представлена в виде отношения текущего времени к полному времени испытания. За ноль времени принят момент подачи команды на открытие главного клапана окислителя.

Замеры температур перекиси водорода на входе и на выходе из тракта охлаждения выполнялись датчиками ТП-100 с погрешностью $\pm 0,1\%$ от максимальной величины.

Как видно из графиков, стационарный тепловой режим наступил через время $\bar{\tau} = 0,3$, после чего

величина температуры на выходе стала постоянной. Согласно проведенным замерам, процесс в КС был стабильным и устойчивым. Отклонение измеренной температуры перекиси водорода на выходе из тракта охлаждения отличается от расчетной величины на ~ 6 градусов, что указывает на достаточную корректность примененной методики расчета охлаждения.

Выводы

В результате проведенных расчетно экспериментальных работ получен опытный экземпляр работоспособной конструкции КС ракетного двигателя тягой 250 кг и давлением $12 \div 14$ кгс/см². Установлен ряд факторов, которые необходимо учитывать при проектировании тракта охлаждения подобных камер:

1. Для КС двигателей относительно небольших тяг применение перекиси водорода в качестве охлаждающей жидкости целесообразно, ввиду большой величины отношения массового расхода компонента к охлаждаемой площади.

2. В двигателях, работающих на компонентах перекись водорода - керосин, КС можно выполнять из материалов с достаточно низким коэффициентом теплопроводности: нержавеющей или жаропрочной стали.

3. Применяя перекись водорода в качестве теплоносителя, можно обойтись без применения завесного и даже заградительного охлаждения, что существенно упрощает конструкцию КС двигателя.

4. В двигателях, работающих на компонентах перекись водорода - керосин, можно обойтись без применения вкладышей из материалов с повышенной теплопроводностью в области критического сечения, что также упрощает конструкцию и технологию производства камеры.

5. Недостаточные скорости перекиси водорода в тракте охлаждения могут привести к возникновению низкочастотной неустойчивости, что, впрочем, не приводит к детонации.

6. Тракт охлаждения следует проектировать таким образом, чтобы расчетное значение температуры стенки со стороны перекиси водорода не превышала температуру лавинообразного разложения перекиси водорода при текущем давлении в тракте охлаждения.

7. Устойчивая работа КС получена при скоростях теплоносителя выше 5 м/с на цилиндрической части.

Литература

1. Frolik, S. A. *Development of Hypergolic Liquid Fuels for Use with Hydrogen Peroxide [Text]* / S. A. Frolik, B. L. Austin, J. J. Rusek // *AIAA-2000-3684*. doi: 10.2514/6.2000-3684.

2. Ventura, M. *The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power [Text]* / M. Ventura, P. Mullens // *AIAA-1999-2880*. doi: 10.2514/6.1999-2880.

3. De Selding, Peter B. *SSTL Developing Non-toxic Thruster ahead of Possible European Hydrazine Ban [Electronic resource]* / Peter B. de Selding // *Spacenews*. – Access mode: <http://spacenews.com/sstl-developing-non-toxic-thruster-ahead-of-possible-european-hydrazine-ban/>. – 8.01.2016.

4. Schumb, W. C. *Hydrogen Peroxide [Text]* / W. C. Schumb, C. N. Satterfield, R. L. Wentworth. – New York : Reinhold publication corporation, 1955. – 759 p.

5. William, E. *Peroxide propulsion at the turn of the century [Text]* / E. William // *NASA techdocs*. – 2013. – 62 p. ISBN 978-1289165130.

6. Гухман, А. А. *Основы учения о теплообмене при течении газа с большой скоростью [Текст]* / А. А. Гухман, Н. В. Илюхин. – М. : Машигиз, 1951. – 228 с.

7. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей [Текст]* : В 2 кн. Учеб. для авиац. спец. вузов / А. П. Васильев, В. М. Кудрявцев, А. В. Кузнецов и др. ; Под ред. В. М. Кудрявцева. – М. : Высш. шк., 1993. – 368 с.

References

1. Frolik, S. A., Austin, B. L., Rusek, J. J. *Development of Hypergolic Liquid Fuels for Use with Hydrogen Peroxide*. *AIAA-2000-3684*, doi: 10.2514/6.2000-3684.

2. Ventura, M., Mullens, P. *The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power*. *AIAA-1999-2880*. doi: 10.2514/6.1999-2880.

3. De Selding, Peter B. *SSTL Developing Non-toxic Thruster ahead of Possible European Hydrazine Ban*. Available at: <http://spacenews.com/sstl-developing-non-toxic-thruster-ahead-of-possible-european-hydrazine-ban/> (accessed January 8, 2016).

4. Schumb, W. C., Satterfield, C. N., Wentworth, R. L. *Hydrogen Peroxide*. *American Chemical Society Monograph Series*. New York, Reinhold publication corporation, no. 128, 1955. 759 p.

5. William, E. *Peroxide propulsion at the turn of the century*. *NASA techdocs*, 2013. 62 p. ISBN 978-1289165130.

6. Gushman A. A., Ilyukhin N. V., *Osnovy ucheniya o teploobmene pry techeniy gaza s bolshey skorost'uy* [Basics of teaching about heat exchange on gas flowing with a high speed]. Moscow, Mashgiz Publ., 1951. 228 p.

7. Vasylev, A. P., Kudryavtsev, V. M., Kuznetsov, A. V. and others. *Osnovy teoryi y rashcheta zhidkostnyh raketnyh dvigateley* [Basics of liquid-propellant engines' theory and calculation]. Moscow, Graduate School Publ., 1993. 368 p.

**ОСОБЛИВОСТІ ОРГАНІЗАЦІЇ ОХОЛОДЖЕННЯ
КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ДВИГУНІВ, ЩО ВИКОРИСТОВУЮТЬ
ЯК ОКИСЛЮВАЧ ПЕРЕКИС ВОДНЮ ВИСОКОЇ КОНЦЕНТРАЦІЇ**

М. В. Андрієвський, Ю. О. Мітіков, Д. А. Шамровський

Спроековано та виготовлено із жаростійкої сталі камеру ракетного двигуна зі спіральними ребрами тягою 250 кг і тиском в камері згоряння ~ 1,4 МПа. Проведено п'ять вогневих випробувань. Співвідношення компонентів палива знаходилося у межах 5,4 – 9,4. Показано задовільну збіжність розрахункових та експериментальних даних. Надійне охолодження було досягнуто без спеціальних вставок в області критичного перерізу, використання завіс та загороджувального охолодження. Надано рекомендації по організації охолодження камери ракетного двигуна висококонцентрованим перекисом водню.

Ключеві слова: ракетний двигун, охолодження перекисом водню, вогневі випробування.

**PECULIARITIES OF COOLING COMBUSTION CHAMBER
OF ROCKET ENGINE, WHICH UTILIZE HIGH-TEST PEROXIDE AS AN OXIDIZER**

M. Andriievskiy, Yu. Mitikov, D. Shamrovskiy

Interest in storable ecologically friendly propellant has increased recently. One of the reasons for that is convenience in storage, handle and delivery. The most interesting storable propellant for launch vehicles is high-test peroxide with kerosene. A few companies are engaged in development of small launch vehicle on this propellant. Moreover, European Space Agency announced a tender for the development of the engine which runs on the high-test peroxide. Taking these circumstances into account, researches focused on these engines become more relevant.

One of the best features of this propellant is a high density and high propellant mixture ratio. Taking into account that for the full burning of kerosene eight times more hydrogen peroxide is needed, traditional cooling with fuel becomes difficult. That is why the other ways to arrange cooling be found. One of the most evident ways of solving this task is to use oxidizer as a coolant. High-test peroxide has a few advantages such as high specific heat capacity, high density and thermal conductivity, but using it as a coolant is connected with difficulties. Material for combustion chamber should be chosen properly because it should be compatible with peroxide and temperature of inner wall must not be higher than temperature of high-test peroxide decomposition. Though, there were engines which were cooled with high-test peroxide (Gamma 2, AR-2), but there are no definite recommendations about designing such a combustion chambers.

This article threats peculiarities of cooling combustion chamber of rocket engine, which runs on high-test peroxide and kerosene. Method of cooling combustion chamber with hydrogen peroxide is considered in the article. Design calculations of engine with thrust level 250 kg have been made. Designed engine have been manufactured and fired for a few times. Experimental data have been compared with calculations and recommendations on how to arrange cooling of combustion chamber with hydrogen peroxide have been given. Also, conclusions about the advantages of rocket engines which run on high-test peroxide and kerosene have been made in comparison with ones which utilize liquid oxygen as an oxidizer.

Keywords: combustion chamber, high-test peroxide, cooling channels, cooling of combustion chamber, experimental research.

Андрієвський Михайл Витальєвич – аспірант кафедри двигателестроєння, Дніпровський національний університет ім. О. Гончара; начальник отдела двигателестроєння, Space Systems Engineering, Дніпр, Україна, e-mail: mykhailo.andriievskiy@gmail.com.

Мітіков Юрій Алексєєвич – канд. техн. наук, доцент, заведуючий кафедрою двигателестроєння, Дніпровський національний університет ім. О. Гончара, Дніпр, Україна, e-mail: mitikov2017@gmail.com.

Шамровський Дмитрій Анатольєвич – канд. техн. наук, Space Systems Engineering, частный предприниматель, Дніпр, Україна.

Andriievskiy Mykhailo – Ph.D. student of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar Dnipro National University, chief of the propulsion systems department, Space Systems Engineering company, Dnipro, Ukraine.

Mitikiv Yurii – Ph.D., Head of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine.

Shamrovskiy Dmytro – Ph.D., Self Employer, Dnipro, Ukraine.