

УДК 629.764.036.5.063.6

Ю. А. МИТИКОВ, Н. М. СОЛОВЬЕВА, Б. А. КРЫСЬКО

Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина

АММИАЧНЫЕ СИСТЕМЫ НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Проведен анализ используемых ранее и современных систем наддува баков окислителя и горючего ракет-носителей, двигательные установки которых используют жидкий кислород и керосин. Исследованы возможности использования жидкого аммиака в системах наддува топливных баков в качестве рабочего тела. Рассмотрены характеристики аммиака и тепловые аспекты его разложения на водород и азот. Предложены схемы, использующие тепло факела двигателя и тепло твердотопливного газогенератора. Показана высокая эффективность аммиачных СН на примере I ступени РН «Зенит».

Ключевые слова: системы наддува, продукты разложения аммиака, источники тепла, дизайн систем.

Введение

Как известно [1], самыми сложными (дорогими) частями современных ракет-носителей (РН) являются ЖРД (с дожиганием окислительного генераторного газа) и гелиевые пневмогидравлические системы подачи (ПГСП) компонентов топлива в двигатели. Наиболее наукоемкой частью ПГСП являются системы наддува (СН) топливных баков. На сегодняшний день для наддува топливных баков ДУ на компонентах топлива жидкий кислород и РГ-1 в силу ряда причин наибольшее распространение нашли горячие гелиевые СН.

При работе современных ЖРД по схеме с дожиганием окислительного газа (РД-170, РД-171М, РД-180, РД-191, РД-120, РД-810), эффективность нагрева гелия СН генераторным газом, температура которого ограничена, достаточно низка. Проблема значительно усугубляется при глубоком дросселировании таких ЖРД [2].

Состояние проблемы

Для наддува баков ДУ с жидким кислородом известны эффективные апробированные конструктивно простые СН. Они не используют дополнительные (к основным компонентам топлива) рабочие тела наддува (РТН) со старта. Например, для целей наддува успешно использовались испаренный кислород (Фау-2, II ступень РН 11К63, I ступень РН Saturn-V, оба бака МБР Р-9А) или кипение верхнего слоя кислорода, т. н. самонадув - Atlas-D, Titan-I (фрагментарно, во второй фазе работы ДУ).

Для наддува баков с керосином преимущест-

венно применяли сжатые газы (азот, воздух, гелий). Успешное использование восстановительного генераторного газа для наддува баков горючего на двух ступенях МБР Р-9А и на трех ступенях РН Н-1ЛЗ дальнейшего развития не получило. Одной из возможных причин является наличие нескольких процентов сажи в продуктах сгорания. Справедливости ради надо отметить, что замечаний по генераторной СН ни при наземной, ни при летной отработке, ни при учебно-боевых пусках не было [3].

Анализ последних исследований и публикаций

Безусловно, сегодня в связи с коммерциализацией пусковых услуг представляют несомненный интерес исследования по поиску высокоэффективных конструктивно простых автономных СН. Для ДУ на компонентах топлива АТ и НДМГ такие фундаментальные исследования были проведены днепропетровской школой проектирования СН. Ее основоположниками являются известные ученые и конструкторы Э. М. Кашанов, М. И. Галась, В. И. Кукушкин, Н. М. Беляев, В. А. Антонов, М. Л. Волошин, Н. П. Сытник, В. А. Мосейко и др. Благодаря им на последних поколениях днепропетровских МБР был внедрен ряд эффективных СН. Среди них надо особо отметить химнаддув (впрыск одного самовоспламеняющегося топлива в бак с другим), высокотемпературный (ввод генераторного газа в алюминиевый бак с температурой ~ 1300К) и др. [4].

В настоящее время интенсивно ведутся работы по нахождению высокоэффективных способов наддува баков с керосином. К ним следует отнести над-

дув генераторным газом с максимальной работоспособностью ($t_{zz}=1770\pm 100\text{K}$) [5] и теоретически чистыми продуктами сгорания, наддув распыленным жидким кислородом с соблюдением требований пожаро-взрывобезопасности [6], твердотопливными газогенераторами [7-9] и др.

Цель и задачи исследования

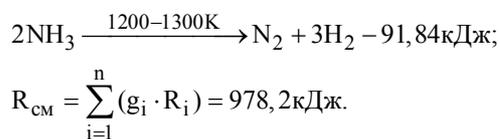
Целью проведенных исследований является нахождение эффективных режимов и простых схем СН баков с керосином при использовании в качестве РТН аммиака. Надо отметить, что аммиак давно и успешно применяется в ракетной технике (РТ) в системах стабилизации космических аппаратов.

К новому эффективному РТН должны быть предъявлены традиционные для РТ требования – доступность, высокая работоспособность, дешевизна, наличие производственной базы, нетоксичность (слабая токсичность) и т.п.

Результаты исследований

Жидкий аммиак (NH_3) в значительной степени соответствует таким требованиям [10]. Рассмотрим более подробно его свойства. Только в Украине насчитывается 7 заводов, которые по состоянию на 2013 год производили аммиак. Технологии работы с ним отработаны на всех технологических этапах. Аммиак имеет приемлемые эксплуатационные свойства из-за низкой по нормам стандарта категории вредности (4-я категория, к которой относится керосин), а также из-за его малой пожаро- и взрывоопасности. Аммиак транспортируется всеми видами транспорта без потерь на сброс пара.

Аммиак стопроцентно раскладывается на водород и азот при температурах $1170 \div 1270\text{K}$ [10]. Газовая постоянная продуктов разложения аммиака в 3,3 раза больше чем у азота:



Большое количество тепла, необходимое для разложения аммиака, является, возможно, единственным его недостатком применительно к СН. Однако, апробированные катализаторы (железо, а особенно вольфрам и рутений) снижают энергию активации аммиака почти в два раза.

Оценим скорость реакции разложения аммиака [11]:

$$\frac{d(\text{NH}_3)}{dt} = -k_- (\text{NH}_3) + k_+ (\text{N}_2)^{0,5} (\text{H}_2)^{1,5},$$

где $(\text{NH}_3), (\text{N}_2), (\text{H}_2)$ – мольные концентрации аммиака, азота и водорода;

k_-, k_+ – константы скорости прямой и обратной реакций.

Используя уравнение Аррениуса для определения константы равновесия интересующей нас реакции можно получить, что скорость разложения аммиака вполне удовлетворяет требованиям наддува.

Для исключения потерь РТН начальный момент работы ДУ (выход на режим по температуре теплообменника (ТО) разложения аммиака) можно использовать техническое решение [12]. Его суть заключается в том, что перед запуском ДУ необходимо нагреть ТО и горячую магистраль наддува до допустимых по прочности температур.

Понятно, что использовать РТН такого состава целесообразно для наддува бака горючего. Далее, окислительный генераторный газ (температура после ГГ $T \leq 620\text{K}$), который обычно используется в теплообменнике гелия, не обеспечивает нужную температуру для 100% разложения аммиака. Поэтому для его разложения необходим другой источник тепла. На борту современного РН он в наличии один – это тепло факела двигателя и его можно использовать [13].

Известно значение суммарного удельного теплового потока для факела ЖРД F-1 к донной защите захист $q_{\phi} > 65 \text{ ккал}/(\text{м}^2 \cdot \text{сек})$ [14]. Факел экранирован восстановительным генераторным газом (рис.1), поэтому указанную величину можно гарантированно брать для оценок.



Рис. 1. Факел ЖРД F-1, экранированный восстановительным генераторным газом

Учитывая удовлетворительную транспортабельность аммиака, целесообразно его размещать на борту РН на заводе-изготовителе или в монтажном корпусе космодрома в емкости под нужным давлением. Это давление должно быть выше давления насыщенных паров аммиака при максимально допустимой температуре эксплуатации.

Принципиальная схема предложенной СН [13] приведена на рис. 2. Ступень РН состоит из бака окислителя 1, бака горючего 2, двигателя 3, емкости с аммиаком 4. Аммиак под давлением подается в теплообменник (ТО) 6, расположенный за донной защитой 5, где нагревается, разлагается под действием тепла факела 7 и подается в свободный объем бака горючего 2.

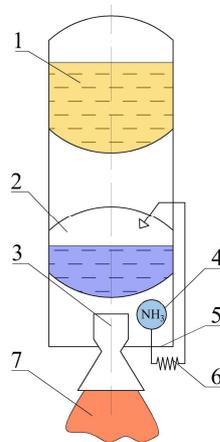


Рис. 2. Схема разложения аммиака с помощью тепла факела двигателя: 1 – бак окислителя; 2 – бак горючего; 3 – двигатель; 4 – емкость с аммиаком; 5 – донная защита; 6 – теплообменник; 7 – факел двигателя

Расчёты потребного количества аммиака для наддува, например, бака горючего I ступени РН «Зенит», по апробированной методике [15], показывают, что при температуре продуктов разложения на входе в бак ~ 1300К его потребное количество составляет не более 28 кг. Эту же задачу сегодня решает 34 кг гелия в самой эффективной сверххолодной СН. При этом гелий размещён в трёх баллонах высокого давления, расположенных в баке окислителя, а масса каждого баллона (без крепежа и подводящих трубопроводов их зарядки) составляет 45 кг. Выигрыш в полезной нагрузке при переходе на аммиачную систему составит не менее 40 кг полезной нагрузки при упрощении ДУ ракеты-носителя и стартового комплекса.

Также приемлемым для условий РН источником тепла для разложения аммиака могут служить высокотемпературные ТТГГ, например, на основе

азиды натрия. Как известно, азид натрия горит с окислителем Fe_2O_3 при температуре ~1820К, а с окислителем на основе WO_3 - при температуре ~ 2020К. Принципиальная схема такой СН бака горючего приведена на рис. 3.

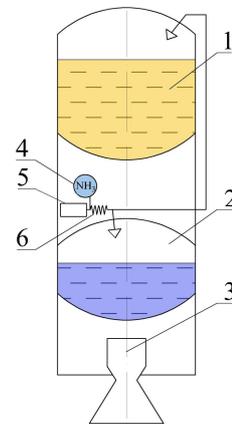


Рис. 3. Схема разложения аммиака с помощью ТТГГ: 1 – бак окислителя; 2 – бак горючего; 3 – двигатель; 4 – ёмкость с аммиаком; 5 – ТТГГ; 6 – теплообменник

В этом случае ёмкость с аммиаком 5 целесообразно размещать в межбаковом объеме. Высокотемпературный ТТГГ 5 нагревает и разлагает аммиак в ТО 6, откуда азот и водород поступают в свободный объем бака горючего 2. Потребный секундный массовый расход азота $\dot{m}_{\text{тнт}}$ с температурой на входе в теплообменник 1820К для полного разложения аммиака (расход \dot{m}_{NH_3}) можно оценить из уравнения теплового баланса:

$$\dot{m}_{\text{тнт}} = \frac{Q}{\Delta t \cdot c_p} = \frac{\dot{m}_{\text{NH}_3} \cdot q_p}{\Delta t \cdot c_p},$$

где Q – общее количество тепла, необходимое для полного разложения потребного расхода аммиака для наддува бака горючего;

Δt – перепад температуры теплоносителя в теплообменнике;

c_p – средняя удельная теплоёмкость азота в теплообменнике;

q_p – потребное количество тепла для разложения 1 кг аммиака.

Для условий бака горючего I ступени РН «Зенит», потребный секундный расход высокотемпературного азота из ТТГГ составляет менее 1 кг/с. Применение апробированных катализаторов может уменьшить эту величину почти вдвое. Теплоноси-

тель (азот) после ТО можно использовать для наддува бака окислителя. Применительно к той же I ступени для наддува бака окислителя нужен несколько меньший расход азота. Это позволяет провести оптимизацию запасов аммиака и заряда азидов в сторону уменьшения обоих.

Особенно нужно отметить, что сегодня достаточно хорошо разработаны мембранные методы разделения газовых смесей. Используются они и при разделении газовых смесей, и непосредственно при синтезе аммиака [10]. Мембраны для разделения газов изготавливают из полимерных органических и неорганических материалов. Например, водород выборочно пропускает палладиевая мембрана.

Таким образом, открываются возможности разделять продукты разложения аммиака, горячим азотом наддувать бак с кислородом, а водородом – бак с горючим. Учитывая то, что температура самовоспламенения водорода в воздухе составляет 783К, охлажденными продуктами разложения аммиака ниже указанной температуры можно наддувать и бак с кислородом. Наиболее просто охлаждение осуществляется при пропускании трубопровода с РТН через бак с горючим.

Выводы

Исследованы возможности использования аммиака в системах наддува баков окислителя и горючего РН. Предложены схемы разложения аммиака на азот и водород, использующие тепло факела двигателя и тепло твердотопливного газогенератора. Показана высокая эффективность аммиачных СН на примере I ступени РН «Зенит». Целесообразно проведение экспериментальных исследований по уточнению схем и характеристик предложенного способа.

Литература

1. Дегтярев, А. В. Ракета космического назначения сверхмалого класса [Текст] / А. В. Дегтярев, А. П. Кушнарев, Д. А. Попов // Космическая техника. Ракетное вооружение : сб. науч.-техн. ст. ГКБ «Южное». – 2014. – № 1. – С. 14 – 20.

2. Проектирование газобаллонных систем наддува баков двигательных установок ракет-носителей. Проблемы и пути их решения [Текст] / Ю. А. Митиков, Н. В. Масляный, Ю. К. Гонтарев, М. В. Андриевский // Проблемы высокотемпературной техники. – 2014. – № 1. – С. 120 – 129.

3. Митиков, Ю. А. Анализ путей совершенствования систем наддува топливных баков двигательных установок ракет-носителей [Текст] /

Ю. А. Митиков, К. А. Татаринцев // Вісник ДНУ ім. О. Гончара. Серія: Ракетно-космічна техніка. – 2017. – № 20. – С. 50 – 56.

4. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов [Текст] / Ю. А. Митиков, В. А. Антонов, М. Л. Волошин, А. И. Логвиненко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3(90). – С. 30 – 36.

5. Спосіб наддування бака з висококиплячим паливним типу гас [Текст] : пат.112787 Україна: МПК В64D 37/24, F02K 9/44 / Мітіков Ю. О. ; заяв. №а201409743 від 5.09.2014 ; опубл. 25.02.15, бюл. 4. – 5 с.

6. Спосіб і система наддування паливного бака з висококиплячим паливним рушійної установки [Текст] : пат. 108415 Україна: МПК В64D 37/00 / Мітіков Ю. О. – № а201309213 ; заявл. 22.07.13 ; опубл. 26.01.15, бюл.2. – 4 с.

7. High yield nitrogen gas generators [Electronic resource] : patent EP0063641 : C06D5/06 / Glen Delbert Artz, Joseph Edward Flanagan / Rockwell International Corporation. – Access mode: <https://patents.google.com/patent/EP0063641A1/en>. – 3.11.1982.

8. Sodium azide based suppression of fires generators [Electronic resource] : Patent WO2008070985 A1 / Adam T. Richardson, Joseph Michael Bennett / N2 Towers Inc. – Access mode: <https://patents.google.com/patent/WO2008070985A1/en?q=Sodium+azide+based+suppression+of+fires++WO2008070985+A1> – 19.06.2008.

9. Engelen, K. Properties of Gas-Generating Mixtures Related to Different Fuel and Oxidizer Compositions [Text] / K. Engelen, M. H. Lefeb // Propellants, Explosives, Pyrotechnics. – 2003. – Vol. 28, Issue 4. – P. 201–209.

10. Лидоренко, Н. С. Электрохимические генераторы [Текст] / Н. С. Лидоренко, Г. Ф. Мучник. – М. : Энергоиздат, 1982. – 448 с.

11. Turanyi, T. Reaction-rate analysis of complex kinetic systems [Text] / T. Turanyi, T. Berces, S. Vajda // Int. J. Chemical Kinetics. – 1989. – Vol. 21, Issue 2. – P. 83 – 99.

12. Спосіб наддування паливних баків рушійних установок ракет-носіїв [Текст] : пат. 106685 Україна: МПК F02k 9/00, F02k 9/50, В64D 37/00 / Мітіков Ю. О. – № а201307739 ; заявл. 18.06.2013 ; опубл. 10.12.2013, бюл. №23. – 5 с.

13. Спосіб наддування гарячим газом паливних баків [Текст] : пат. КМ 108902 Україна: В64D 37/00 / Мітіков Ю. О., Соловйова Н. М., Шевченко І. В. – № и2015120029 ; заявл 04.12.2015 ; опубл. 10.08.2016, бюл. №16. – 4 с.

14. Конструкция и характеристики ракеты-носителя Saturn-V [Электронный ресурс]. – Режим

доступна: <http://space-horizon.ru/articles/3>. – 12.12.2017.

15. Митиков, Ю. А. Математическое моделирование параметров сверххолодной системы наддува топливного бака с керосином [Текст] / Ю. А. Митиков // *Космічна наука і технологія*. – 2015. – Т. 21, № 5. – С. 42 – 46.

References

1. Degtyarev, A. V., Kushnarev, A. P., Popov, D. A. Raketa kosmicheskogo naznacheniya sverkhmalogo klassa [Ultralight carrier rocket]. *Kosmicheskaya tekhnika. Raketnoe vooruzhenie : sb. nauch.-tekh. st. GKB «Yuzhnoe»*, 2014, no. 1, pp. 14-20.
2. Mitikov, Yu. A., Maslyanyi, N. V., Gontarev, Yu. K., Andrievskii, M. V. Proektirovanie gazoballoonnykh sistem nadduva bakov dvigatel'nykh ustanovok raket-nositelei. Problemy i puti ikh resheniya [Design of gas-balloon tank pressurization systems of propulsion units of launch vehicles. Problems and troubleshooting]. *Problemy vysokotemperaturnoi tekhniki*, 2014, no. 1, pp. 120-129.
3. Mitikov, Yu. A., Tatarinov, K. A. Analiz putei sovershenstvovaniya sistem nadduva toplivnykh bakov dvigatel'nykh ustanovok raket-nositelei [Analysis of perfection ways gas-balloon tank pressurization systems of propulsion systems in launch vehicles]. *Visnik DNU im. O. Gonchara. Seriya: Raketno-kosmichna tekhnika*, 2017, no. 20, pp. 50-56.
4. Mitikov, Yu. A., Antonov, V. A., Voloshin, M. L., Logvinenko, A. I. Puti povysheniya nadezhnosti i bezopasnosti ekspluatatsii raketnykh kompleksov [Methods to improve reliability and security of missile system operation]. *Aviacijno-kosmichna tekhnika i tehnologiya - Aerospace technic and technology*, 2012, no. 3(90), pp. 30-36.
5. Mitikov, Yu. O. *Sposib nadduvannya baka z vysokokyplyachym pal'nym typu has* [Pressurization methods of tank with high-boiling kerosene fuel]. Patent Ukrain, no. 112787, MPK B64D 37/24, F02K 9/44/, 2015. 5 p.
6. Mitikov, Yu. O. *Sposib i systema nadduvannya palyvnoho baka z vysokokyplyachym pal'nym rushynoyi ustanovky* [Method and implementation of pressurization in fuel tank with high-boiling fuel propulsion system]. Patent Ukrain, no. 108415, MPK B64D 37/00, 2015. 4 p.
7. Glen Delbert Artz, Joseph Edward Flanagan. *High yield nitrogen gas generators*. Patent no. EP0063641. Rockwell International Corporation, 1982.
8. Adam T. Richardson, Joseph Michael Bennett. *Sodium azide based suppression of fires*. Patent no. WO2008070985 A1, N2 Towers Inc., 2008.
9. Engelen, K., Lefeb, M. H. Properties of Gas-Generating Mixtures Related to Different Fuel and Oxidizer Compositions. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 2003, vol. 28, iss. 4, pp. 201-209.
10. Lidorenko, N. S., Muchnik, G. F. *Elektrokhimicheskie generatory* [Electrochemical generators]. Moscow, Energoizdat Publ., 1982. 448 p.
11. Turanyi, T., Berces, T., Vajda S. Reaction-rate analysis of complex kinetic systems. *Int. J. Chemical Kinetics*, 1989, vol. 21, iss. 2, p. 83- 99.
12. Mitikov, Yu. O. *Sposib nadduvannya palyvnykh bakiv rushynykh ustanovok raket-nosiyiv* [Method of pressurizing fuel tanks in propulsion units of rocket carriers]. Patent Ukrain, no. 106685, MPK F02k 9/00, F02k 9/50, B64D 37/00, 2013, 5 p.
13. Mitikov, Yu. O., Solovyova, N. M., Shevchenko, I. V. *Sposib nadduvannya haryachym hazom palyvnykh bakiv* [Method of pressurizing fuel tanks with hot gas]. Patent Ukrain, no. 108902, B64D 37/00, 2016. 4 p.
14. *Konstruktziya i kharakteristiki rakety-nositelya Saturn-V* [Design and characteristics of rocket carrier Saturn V]. Available at: <http://space-horizon.ru/articles/3> (accessed 12.12.2017).
15. Mitikov, Yu. A. Matematicheskoe modelirovanie parametrov sverkhkholodnoi sistemy nadduva toplivnogo baka s kerosinom [Mathematical modeling of the parameters of the super-cold system of pressurization of the fuel tank with kerosene]. *Kosmichna nauka i tekhnologiya*, 2015, vol. 21, no. 5, pp. 42-46.

Поступила в редакцию 27.12.2017, рассмотрена на редколлегии 14.02.2018

АМІАЧНІ СИСТЕМИ НАДДУВУ ПАЛИВНИХ БАКІВ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК РАКЕТ-НОСІЇВ

Ю. О. Мітіков, Н. М. Соловійова, Б. О. Крисько

Проведено аналіз використовуваних раніше і сучасних систем наддування баків окислювача і пального ракет-носіїв, рухові установки яких використовують рідкий кисень і гас. Досліджено можливості використання рідкого аміаку в системах наддування паливних баків в якості робочого тіла. Розглянуто характеристики аміаку і теплові аспекти його розкладання на водень і азот. Запропоновано схеми, що використовують

тепло факела двигуна і тепло твердопаливного газогенератора. Показано високу ефективність аміачних СН на прикладі I ступеня РН «Зеніт».

Ключові слова: системи наддування, продукти розкладання аміаку, джерела тепла, дизайн систем.

PROPELLANT TANK AMMONIAC PRESSURIZATION SYSTEM OF LAUNCH VEHICLES PROPULSION SYSTEMS

Y. A. Mitikov, N. M. Soloviova, B. A. Krysko

Fuel tank pressurization systems are some of most science-intensive and expensive parts of rocket carriers. There is a lot of interest in usage of structurally simple pressurization systems, including those, which don't use working bodies from the start, such as gas-generating and chemical. The possibilities of using liquid ammonia in fuel-boost systems tanks as a working fluid had been researched. The analysis of earlier and modern systems of pressurization of tanks oxidant and hot carrier rockets whose propulsion systems use liquid oxygen and kerosene had been analysed with examination of advantages and drawbacks. The purpose of conducted research is finding effective modes and simplific design of fuel tank pressurization systems with kerosene while using as working pressure of liquid ammonia. It has long been successfully used in missile technology in stabilization systems of space vehicles. The operational characteristics of ammonia and thermal aspects of its decomposition into hydrogen and nitrogen. The rate of decomposition of ammonia satisfies requirements pressurization. The gas constant of ammonia decomposition products is 978, 2 kJ. The notable disadvantage of this working body of pressurization with respect to the pressurization systems is a large the amount of heat necessary for its decomposition. The positive role of catalysts (iron, tungsten, ruthenium). Audited thermal energy on board the launch vehicle. There are offered schemes, using the heat of the engine's torch and the heat of the solid-fuel gas generator. Recommended azide gas generators, which generate pure high-temperature nitrogen. Such a scheme increases the possibility of being pressurized with helium. The possibilities of using decomposition products ammonia to pressurize the tank with oxidizer. The high efficiency of ammonia pressurizing systems example of the first stage of the medium-sized launch vehicle.

Keywords: pressurizing systems, ammonia decomposition products, heat sources, system design.

Митиков Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой двигателестроения, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепр, Украина, e-mail: mtikov2017@gmail.com.

Соловьева Наталия Михайловна – студент кафедры двигателестроения, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепр, Украина, e-mail: natasha.soloviova2@gmail.com.

Крысько Богдана Александровна – студент кафедры двигателестроения, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепр, Украина, e-mail: jayden.elf@gmail.com.

Mitikov Yuriy Alekseevich – PhD, Assistant Professor, Head of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: mtikov2017@gmail.com.

Soloviova Nataliia Mikhailovna – student of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: natasha.soloviova2@gmail.com.

Krysko Bogdana Alexandrovna – student of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: jayden.elf@gmail.com.