

УДК 629.764.03.076.6

doi: 10.32620/aktt.2022.4sup1.01

В. В. ЄМЕЦЬ, М. М. ДРОНЬ, Л. Г. ДУБОВИК, А. В. ПАШКОВ

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Україна*

## ОЦІНКА МОЖЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ АВТОФАЖНИХ ДВИГУНІВ В СИСТЕМАХ ВІДВОДУ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

Стаття присвячена зниженню вартості виведення на навколосемну орбіту космічних апаратів різного призначення, що сприятиме вирішенню багатьох проблем, пов'язаних з космічною діяльністю, зокрема, забезпеченню більш широкого використання космічних ресурсів та більш ефективному очищенню навколосемного простору від космічного сміття. Останнє особливо актуальне для великогабаритних космічних об'єктів техногенного походження, які можуть бути видалені з навколосемних орбіт за допомогою спеціальних засобів відводу, що виводяться на цільову орбіту ракетами-носіями. Оскільки виведення таких засобів відводу орбітальними ракетами-носіями потребує значних фінансових витрат, для їх зниження пропонується застосування легких автофажних ракет-носіїв із спалимими паливними баками. Основною складовою частиною таких ракет-носіїв є автофажний двигун. Наведено конструкцію і принцип функціонування варіанта автофажного двигуна з примусовою подачею палива в камеру згоряння та показано доцільність використання такого двигуна для малих космічних кораблів у випадку неприйнятно важких звичайних систем зберігання і подачі палива. Проте сьогодні системи примусової подачі палива імпульсних автофажних двигунів, що прийнятні для малих космічних кораблів, все ще залишаються значно важкими для ракет-носіїв. Як один із альтернативних способів живлення двигуна автофажної ракети-носія розглянуто можливість подачі палива за допомогою інерції самого паливного заряду. Блок автофажного двигуна містить випарник і працює в імпульсному режимі, забезпечуючи подачу палива між імпульсами в моменти низького тиску в двигуні. У міру споживання палива ракета скорочується, і ковзний двигун наближається до головки. Встановлено ефект ретардації (ослаблення) – зниження тиску живлення та тяги двигуна під час польоту. Цей ефект викликано силами інерції, що діють на ковзний двигун, і має експоненціальну картину ослаблення. З урахуванням ефекту ретардації запропоновано систему рівнянь для розрахунку кінематичних і конструктивних параметрів ракети-носія з автофажних двигуном.

**Ключові слова:** космічне сміття; система відводу; вартість транспортування; автофажний двигун.

### Вступ

Сьогодні перед космічною наукою й технологією поставили дві складні та важливі проблеми.

По-перше, наукові дослідження останніх десятиліть дозволяють припустити, що ближній космос може дати людству принаймні такі ресурси: сонячну енергію (її кількість, що надходить на Землю лише за половину одного дня, дорівнює енергії всіх розвіданих резервів викопного палива), мінерали (з Місяця, Марса й астероїдів), воду (з льоду місячних марсіанських полярних областей). Багаторічні дані про космічну активність передових країн світу дозволяють дійти висновку, що зниження вартості виведення на навколосемну орбіту космічних апаратів (КА) різного призначення на 2-3 порядки відносно сучасного рівня, тобто до 10...100 дол./кг, було б прийнятним для широкого використання космічних ресурсів. Це дозволило б реалізувати транспортні потоки  $10^5$ ... $10^6$  тонн/рік та забезпечило б розвиток навколосемних сонячних електростанцій, космічного виробництва, космічної добувної промисловості, космічного туризму і колонізацію навколосемного

простору (глобальний Інтернет, безперервний огляд Землі, довгостроковий прогноз погоди).

Друга важлива проблема пов'язана з очищенням навколосемного простору від техногенних об'єктів. Актуальність цієї проблеми обумовлена значним скупченням так званого космічного сміття (КС), що утворилося з моменту запуску першого штучного супутника Землі і має тенденцію постійного зростання, негативно впливаючи на якість функціонування космічних апаратів та пілотованих космічних кораблів [1].

Космічне сміття складається з відпрацьованих космічних апаратів, розгінних блоків (РБ), останніх ступенів ракет-носіїв (РН) та їх великих й малих зруйнованих частин. Відстежити дрібні частинки КС неможливо, але їх кількість може обчислюватися десятками мільйонів, і вони мають величезний запас кінетичної енергії, щоб порушити роботу функціонуючих космічних апаратів. Проте основна загроза погіршення ситуації в навколосемному космічному просторі надходить від космічного сміття у вигляді великогабаритних космічних об'єктів. Можливість їх руйнівного впливу в результаті катастрофічних

зіткнень сприятиме значному погіршенню стану навколосезного простору, включаючи початок синдрому Кесслера – лавиноподібного зростання уламків космічного сміття, яке може відбутися за рахунок зіткнення всього двох великих космічних об'єктів.

Головне питання стратегії активного видалення космічного сміття з космосу — раціональний вибір ефективних, економічно виправданих засобів проведення цієї операції та які можуть бути реалізовані [2]. До таких може бути віднесено використання спрямованої енергії, електро- та аеродинамічних прийомів (наприклад, штучне збільшення балістичного коефіцієнта), «сонячних вітрил», допоміжних двигунних установок, гальмуючих поверхонь та ін.

Очевидно, що будь-які способи видалення існуючого космічного сміття складні з технічного погляду й досить дорогі. Тому при очищенні навколосезного космічного простору з метою зниження вартості транспортування засобів, що використовуються, необхідне створення ефективних та маловитратних космічних систем, включаючи системи відводу об'єктів космічного сміття й ракети-носії для їх виведення [3].

## 1. Постановка задачі

На наш погляд найбільш перспективним вирішенням цих проблем є розробка і дослідження одноступінчастих (і багаступінчастих) ракет-носіїв із спалимими паливними баками (автофажних ракет-носіїв [4]. Це новий підхід, який позбавлений таких недоліків, як пасивна маса паливного бака та добре відомий ефект масштабу, що спричиняє непропорційне збільшення сухої маси при зменшенні початкової маси РН. Автофажна РН не має маси сухого бака, що займає приблизно половину загальної сухої маси сучасної ракети-носія. Вона складається, в основному, з двигуна, і, отже, теоретично доведено, що може бути одноступінчастою і менш схильна до ефекту масштабу. За нашими оцінками, така ракета може бути розроблена як надзвичайно економічно ефективна для пікосателітів або в якості транспорту для виведення на орбіту пристроїв відводу космічного сміття

Отже, метою даної статті є принцип функціонування автофажного двигуна ракети-носія та визначення особливостей його роботи.

## 2. Принцип роботи твердопаливного автофажного двигуна

У роботі [5] представлено конструкцію та результати експериментальних досліджень твердопаливного автофажного ракетного двигуна з примусо-

вою подачею палива в камеру згоряння подібно рідинному двигуну.

Двигун такої конструкції, рис. 1, можна розглядати як відповідне рішення для застосування на малих космічних кораблях, коли звичайні системи зберігання і живлення палива стають неприйнятно важкими та/або дорогими з наступних причин.

По-перше, заряд полімерного палива утворює трубчасту структуру, яка служить резервуаром для окислювача. Так що немає спеціальних конструкцій і масових втрат на зберігання палива.

По-друге, пристрої для подачі палива в автофажних двигунах можуть бути легшими, ніж сучасні системи подачі тиском або насосом. Це досягається пульсуючим горінням. Руховий стрижень подається в двигун за допомогою невеликого тиску між імпульсами, коли тиск у камері мінімальний. Він схожий на відомі повітряні імпульсні двигуни. Подача може здійснюватися, наприклад, за допомогою коліс механізму подачі, що приводяться в дію за допомогою невеликих електродвигунів, тоді як очікуваний тиск у камері між імпульсами становить кілька сотень кПа.

Третя причина – безпечне поводження з практично відокремленими компонентами твердого палива: тверде полімерне паливо (як поліпропілен чи етилен) і твердий окислювач (як перхлорат амонію) не змішуються до надходження в камеру згоряння.

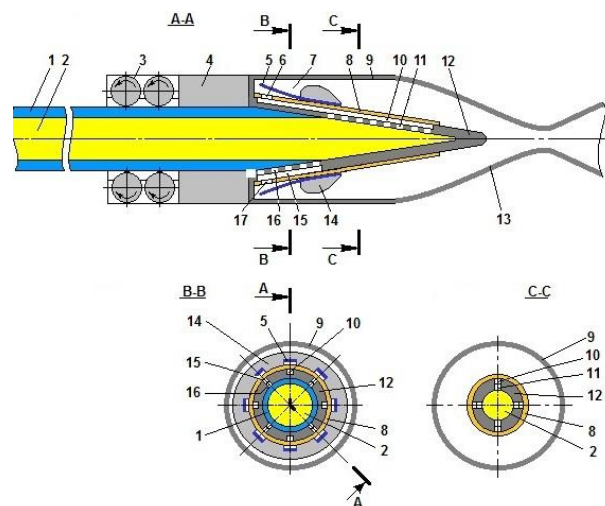


Рис. 1. Варіант автофажного двигуна з примусовою подачею:

- 1 – труба твердого полімерного палива; 2 – твердий окислювач; 3 – механізм подачі; 4 – обтюратор;
- 5 – заслінковий клапан; 6 – інжектор газифікованого окислювача; 7 – зона змішування; 8 – теплообмінна кришка; 9 – камера згоряння; 10 – канал збору окислювача; 11 – отвір для збору окислювача;
- 12 – випарник; 13 – сопло; 14 – тримач клапана; 15 – канал збору палива; 16 – отвори для збору палива; 17 – форсунка газифікованого палива

Під час роботи двигуна за допомогою механізму подачі паливний стрижень через обтюратор потрапляє у випарник для перетворення його в газ. Відокремлені потоки окислювача і паливного газу проходять через збиральні отвори, канали, форсунки та засланки в камеру згоряння. При горінні нагрівається випарник і газифікує наступну порцію палива. Клапани переривають горіння, щоб полегшити подачу в моменти, коли тиск у камері згоряння падає.

Порівняно з сучасними напірними або турбо-насосними системами живлення, маси систем примусового живлення для автофажних імпульсних двигунів прийнятні для малих космічних кораблів [6], але, безсумнівно, вони занадто важкі для ракет-носіїв. У той самий час концепція спалимих резервуарів палива є перспективною для ракет-носіїв, яка вже кілька десятиліть чекає на розробку нових технологій. Тому дослідження альтернативного способу живлення автофажного двигуна є предметом значного інтересу.

### 3. Результати досліджень

Дослідимо можливість подачі палива за допомогою інерції самого паливного заряду [7]. Розглянемо автофажну ракету-носіїв (рис. 2), що складається з паливної колони (твердий окислювач у поліетиленовій оболонці) з головним блоком і двигуна, оснащеного циліндричним обтюратором, що охоплює колону і ковзає по ній з незначним тертям. Подібно до представленої вище конструкції, блок двигуна містить випарник і працює в імпульсному режимі, щоб забезпечити подачу між імпульсами в моменти низького тиску в двигуні. У міру споживання палива ракета скорочується, і ковзний двигун наближається до головки.

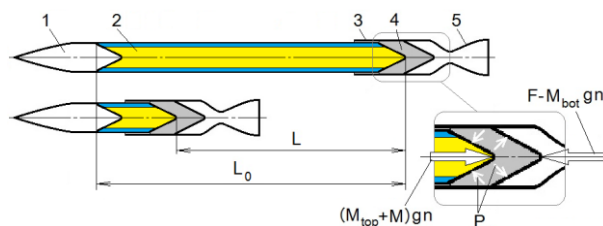


Рис. 2. Схема автофажної ракети з інерційним живленням:

- 1 – блок корисного навантаження (засіб відводу);
- 2 – паливна колона; 3 – обтюратор;
- 4 – газова прокладка; 5 – сопло

Припустимо, що утворилася прокладка газоподібного палива між паливною колоною і двигуном. Насправді така прокладка має місце у вигляді тонкого газового шару всередині випарника. Для зруч-

ності візуалізації товщина прокладки збільшена на зображенні.

Газова прокладка живить двигун газоподібним паливом, тоді як випаровування колони поповнює споживання палива з прокладки.

Припустимо, що колона ніколи не залишає обтюратор під час польоту. Застосуємо принцип Даламбера як до уявно відокремленої колони (разом з її головкою), так і до блоку двигуна з урахуванням тиску газової прокладки, тяги двигуна та інерційних сил. Аеродинамічними та іншими навантаженнями нехтуємо.

Тиск газової прокладки є єдиним навантаженням, що впливає на колону:

$$PS = [M_{\text{top}} + (M_0 - M)]gn,$$

$$P = \left[ \frac{M_{\text{top}}}{S} + (L_0 - L)\rho \right]gn, \quad (1)$$

де  $P$  – поточний тиск газової прокладки (такий самий, як і тиск живлення);

$S$  – площа перерізу паливної колони;

$L$  – поточна споживана довжина паливної колони;

$L_0$  – початкова довжина паливної колони;

$M$  – поточна споживана маса паливної колони;

$M_0$  – початкова маса паливної колони;

$M_{\text{top}}$  – маса блоку корисного навантаження;

$n$  – поточне перевантаження ( $g$ -навантаження);

$\rho$  – щільність палива.

Формула (1) показує, що очікуваний максимальний тиск живлення становить кілька сотень кПа, що неприпустимо велике значення для малих ракет-носіїв. Його легко оцінити, поклавши кілька метрів для  $L_0$ , кілька кілограмів для  $M_{\text{top}}$ , близько 10 для  $n$  і типового  $\rho$ . Це є підставою припускати, що може знадобитися додатковий до інерційного і порівняльний з ним тиск.

Тиск газової прокладки і тяга впливають на блок двигуна:

$$F - PS = M_{\text{bot}}gn,$$

$$P = \frac{F - M_{\text{bot}}gn}{S}, \quad (2)$$

де  $F$  – поточна тяга;

$M_{\text{bot}}$  – нижня маса, така сама, як і маса двигуна.

Аналіз (2) показує, чому і як змінюється тиск газової прокладки під час польоту.

Нехай маса РН дорівнює  $M_0$ , перевантаження –  $n_0$ , тяга –  $F$ . Тоді тиск прокладки  $P_0$  в початковий момент  $t_0$

$$P_0 = \frac{F_0 - M_{\text{bot}} g n_0}{S}$$

Припустимо сталість тяги за малий час –  $\Delta t$ . Оскільки паливо безперервно споживається, в момент  $t_0 + \Delta t$  маса ракети  $M_{t_0+\Delta t}$  менша за  $M_0$ , а перевантаження ракети  $n_{t_0+\Delta t}$  більше ніж  $n_0$ . Отже, в момент  $t_0 + \Delta t$  тиск прокладки є

$$P_{t_0+\Delta t} = \frac{F_0 - M_{\text{bot}} g n_{t_0+\Delta t}}{S},$$

що менше  $P_0$ .

Припустимо що є залежність тяги ракети від тиску на прокладку на основі нашого експериментального результату, представленого в [5]. Картина залежності поки до кінця не вивчена, а саме вплив на неї нагрівання та гідравлічного опору. Проте, наші попередні випробування показали необхідність застосування кількох сотень кПа для подолання гідравлічного опору випарника. Відповідно до цього припустимо, що в момент  $t_0 + \Delta t$  тяга ракети  $F_0$  падає до  $F_{t_0+\Delta t}$ , а це в свою чергу спричиняє додаткове падіння тиску на прокладку та призводить до зменшення інерційного навантаження (перевантаження).

До речі, в наступний момент  $t_0 + 2\Delta t$  тиск колдки  $P_{t_0+2\Delta t}$  менше  $P_{t_0+\Delta t}$  і  $F_{t_0+2\Delta t}$  менше  $F_{t_0+\Delta t}$ . Тому тиск на прокладку і тяга поступово зменшуються.

У той самий час перевантаження, ймовірно, може бути близьким до постійного. Однак, його поведінка дуже чутлива до відхилень маси ковзного двигуна і, отже, може мати різний характер.

Причиною зниження тиску і тяги є інерційність двигуна. Назвемо це ефектом ретардації (від лат. *retardatio* – сповільнення). Очевидно, чим важчий двигун, тим швидше зменшуються тиск газової прокладки і тяга. З огляду на це явище, з точки зору конструктора, ця властивість автофажної ракети видається доцільною для застосування як методу попереднього встановлення тиску прокладки, тяги та перевантаження, що обумовлено конструюванням двигуна належної маси.

Беручи до уваги те, що за визначенням

$$n = \frac{F}{\left[ M_{\text{top}} + (M_0 - M) + M_{\text{bot}} \right] g}, \quad (3)$$

$$F = \lambda S \rho I_{\text{sp}}, \quad (4)$$

де  $I_{\text{sp}}$  – питомий імпульс;

$\lambda$  – швидкість подачі палива.

Припускаючи швидкість подачі як функцію часу

$$\frac{dL}{dt} = \lambda(t) \quad (5)$$

і зберігаючи разом (2) – (5), встановлюємо п'ять основних рівнянь для розрахунку кінематичних та конструктивних параметрів ракети-носія з автофажним двигуном:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dL}{dt} = \lambda(t) \\ L = \int_0^t \lambda(t) dt \\ n = \frac{\lambda(t) S \rho I_{\text{sp}}}{\left[ M_{\text{top}} + (L_0 - L) \rho S + M_{\text{bot}} \right] g} \\ V = g \int_0^t n dt \\ P = \lambda(t) \rho I_{\text{sp}} \left[ 1 - \frac{M_{\text{bot}}}{M_{\text{top}} + (L_0 - L) \rho S + M_{\text{bot}}} \right] \end{array} \right. \quad (6)$$

Щоб розв'язати (6), нам потрібно знати (5). У роботі [3] встановлено який математичний вигляд має функція (5):

$$\frac{dL}{dt} = \left[ \frac{n_0 g}{I_{\text{sp}}} \left( L_0 + \frac{M_{\text{top}} + M_{\text{bot}}}{\rho S} \right) \right] e^{-\left( \frac{n_0 g}{I_{\text{sp}}} \right) t}. \quad (7)$$

(7) – спадаюча експонента, математичний вигляд якої залежить від конструктивних параметрів автофажного двигуна і фізико-хімічних властивостей ракетного палива. Ця залежність адекватно описує ефект ретардації, який виявлено при дослідженні цих перспективних для ракет-носіїв автофажних двигунів.

## Висновки

Таким чином, розглянуто основні принципи функціонування автофажних твердопаливних двигунів із спалюваними паливними баками та встановлено ефект ретардації (ослаблення) – зниження тиску живлення та тяги двигуна під час польоту. Цей ефект викликано силами інерції, що діють на ковзний двигун, та має експоненціальну картину ослаблення. Для розрахунку характеристик і конструкти-

вних параметрів ракети-носія з урахуванням ефекту ретардації запропоновано систему рівнянь.

Отримані результати досліджень можуть бути впроваджені в практику проектування схем і засобів відведення розгінних блоків, космічних апаратів, що закінчили термін функціонування, великогабаритних об'єктів космічного сміття.

## Література

1. *The Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices [Text] / J. Liou, M. Kieffer, A. Drew, A. Sweet // Orbital Debris Quarterly News. – 2020. – Vol. 24, Iss. 1. – P. 4-8.*

2. *Liou, J. A sensitivity study of the effectiveness of active debris removal in LEO [Text] / J. Liou, N. Johnson // Acta Astronautica. – 2009. – Vol. 64, Iss. 2-3. – P. 236-243.*

3. *Shan, M. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods [Text] / M. Shan, J. Guo, E. Gill // Progress in Aerospace Sciences. – 2015. – Vol. 80. – P. 18-32.*

4. *Pat. US 3250216 A. Autophagy rocket [Text] / Z. A. Typaldos ; appl. 03.05.1960 ; publ. 10.05 1966. – 5 p.*

5. *Autophagy engines: towards a throttleable solid motor [Text] / V. Yemets, P. Harkness, M. Dron [et al.] // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2018. – Vol. 55, Iss. 4. – P. 984-992.*

6. *Pat. US 3127739 A. Rocket motor with consumable casing [Text] / C. R. Miller ; appl. 12.10.1961 ; publ. 07.04.1964. – 7 p.*

7. *Pat. 124387 Україна. Твердопаливний ракетний двигун [Текст] / М. М. Дронь, В. В. Ємець, А. В. Пашков ; заявл. 18.01.2019 ; опубл. 09.09.2021. – 5 с.*

## References

1. Liou, J., Kieffer, M., Drew, A., Sweet, A. The Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices. *Orbital Debris Quarterly News*, 2020, vol. 24, iss. 1, pp. 4-8.

2. Liou, J., Johnson, N. A sensitivity study of the effectiveness of active debris removal in LEO. *Acta Astronautica*, 2009, vol. 64, iss. 2-3, pp. 236-243.

3. Shan, M., Guo, J., Gill, E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, vol. 80, pp. 18-32.

4. Typaldos, Z. A. *Autophagy rocket*. Patent US, no. 3250216 A, 1966. 5 p.

5. Yemets, V., Harkness, P., Dron, M., Pashkov, V., Worrall, K., Middleton, M. Autophagy engines: towards a throttleable solid motor. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2018, vol. 55, iss. 4, pp. 984–992.

6. Miller, C. R. *Rocket motor with consumable casing*. Patent US, № 3127739 A, 1964. 7 p.

7. Dron', M. M., Yemets, V. V., Pashkov, A. V. *Tverdopalyvnyi raketniy dvygun [Solid fuel rocket engine]*. Patent UA, no. 124387, 2021. 5 p.

Надійшла до редакції 27.06.2022, розглянута на редколегії 8.08.2022

## ESTIMATION OF FEASIBILITY OF AUTOPHAGE ENGINES IN SYSTEMS FOR DEORBITING THE SPACE OBJECTS

Vitaly Yemets, Mykola Dron', Lyudmila Dubovik,  
Anatoly Pashkov

This article is devoted ascent depreciation in an earth orbit of space crafts for different functions that allow to solve many problems connected with space activity, in particular, maintenance of wider use of space resources and more effective clearing of a near space from space debris. The last is particularly true for bulky space objects of a technogenic origin which can be deorbit from earth orbits by using the special means for deorbiting injection into the target orbit by launch vehicles. As the ascent of such means for deorbiting by orbital launch vehicle demands significant financial expenses, for their decreased application of easy autophagy launch vehicles with burned fuel tanks is offered. The basic making unit of such launch vehicles is an autophagy engine. The design of autophagy engine design and the principle of its operation of the version with compulsory fuel supply to the combustion chamber are presented and the expediency of use of such an engine for small spaceships in case of the impossibility of application of rather heavy usual systems of storage and fuel supply is shown. However, now the weight of the accepted systems of compulsory fuel supply autophagy engines for spaceships remains significant for launch vehicles. As one of the alternative ways of a feed the engine of autophagy launch vehicle, the capability of submission by using the inertia of the most fuel charge is considered. The unit of the autophagy engine contains an evaporator and works in a pulse mode, supplying fuel supply between momentums at the moment of low pressure in the engine.

The effect of retardation (easings), representing pressure decrease and engine thrusts in flight time is established. This effect is called by the forces of inertia acting on the sliding engine, and has експоненціальну easing picture. Considering the effect of retardation, a system of the equations for calculating kinematic and design data of the launch vehicle with the autophagy engine is offered. The received results of the research have scientific and practical value and can find wide applications in the design of schemes and deorbiting means.

**Keywords:** space debris; the system for deorbiting; transportation cost; the autophagy engine.

**Смець Віталій Володимирович** – д-р техн. наук, проф., пров. наук. співроб. НДІ енергоефективних технологій і матеріалознавства, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

**Дронь Микола Михайлович** – д-р техн. наук, проф. каф. проектування та конструкцій, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

**Дубовик Людмила Григорівна** – старш. наук. співроб. НДІ енергоефективних технологій і матеріалознавства, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

**Пашков Анатолій Володимирович** – інж. I кат. НДІ енергоефективних технологій і матеріалознавства, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

**Vitaly Yemets** – Doctor of Technical Science, Professor, Leading Researcher of Scientific Research Institute of Energy Efficient Technologies and Materials Science, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine,

e-mail: Vitaly\_Yemets@ukr.net, ORCID: 0000-0002-0404-4196, Scopus Author ID: 23112121300.

**Mykola Dron'** – Doctor of Technical Science, Professor of Dept. of Design and Construction, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine,

e-mail: nord@mail.dsu.dp.ua, ORCID: 0000-0001-9275-4296, Scopus Author ID: 56257921400.

**Lyudmila Dubovik** – Senior Scientific Employee of Scientific Research Institute of Energy Efficient Technologies and Materials Science, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine,

e-mail: dubovik066@gmail.com, ORCID: 0000-0003-1178-9281,

Scopus Author ID: 55846483900, Researcher ID: V-8017-2017.

**Anatoly Pashkov** – first category designer of Scientific Research Institute of Energy Efficient Technologies and Materials Science, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine,

e-mail: pashav@ukr.net, ORCID: 0000-0003-1131-4446, Scopus Author ID: 57203286441.