



Journal of Chemistry and Technologies

pISSN 2663-2934 (Print), ISSN 2663-2942 (Online).

journal homepage: <http://chemistry.dnu.dp.ua>



UDC 629.764

ESTIMATION OF THE POSSIBILITIES FOR USING THE SOLID HYDROCARBON FUELS IN AUTOPHAGE LAUNCH VEHICLE

Vitaliy V. Yemets, Mikola M. Dron', Olena. S. Kositsyna

Oles Honchar Dnipro National University, Gagarin Avenue 72, Dnipro, 49010, Ukraine

Received 03 July 2019; accepted 28 July 2019; available online 15 August 2019

Abstract

The perspective way of reducing the cost of transport space operations is analyzed. It is shown that using propellant tanks polyethylene covers as fuel is the most effective way to reduce the cost of launching a satellite to low near-Earth orbits. The specific features of the incendiary (autophage) small launch vehicles are the possibility of their implementation in the single-stage version and the lack of design of the tank compartments in the traditional sense that seems promising for the development of launch vehicles for microsattellites. The influence of metal-containing polyethylene fuels additives on the specific thrust impulse autophage engines is investigated.

Ultra high molecular weight polyethylene in combination with oxygen oxidants is a suitable material for the production of incendiary small launch vehicles tank covers by criteria such as theoretical specific impulse, durability, production and processing manufacturability, chemical resistance, safety for the environment, and ability to almost 100% thermal destruction with the formation of gaseous products. The mass and energy gains from the implementation of the concept of the tank covers combustion will not be reduced because of the energy and other characteristics of the fuel.

Keywords: launch vehicle; autophage launch vehicle; high molecular weight polyethylene; metal-containing additives; hydrocarbon fuel; specific thrust impulse

ОЦІНКА МОЖЛИВОСТЕЙ ЗАСТОСУВАННЯ ТВЕРДИХ ВУГЛЕВОДНІВ В АВТОФАЖНИХ ДВИГУНАХ РАКЕТ-НОСІЇВ ЛЕГКОГО КЛАСУ

Віталій В. Ємець, Микола М. Дронь, Олена С. Косіцина

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, просп. Гагаріна, 72, Дніпро, 49010, Україна

Анотація

Аналізується перспективний шлях зниження вартості транспортних космічних операцій. Показано, що використання поліетиленових оболонок паливних баків в якості пального є найбільш ефективним способом зниження вартості запуску супутників на низькі навколосемні орбіти. Специфічними особливостями спалимих (автофажних) ракет-носіїв є можливість їх реалізації в одноступеневому варіанті та відсутність конструкції баківих відсіків у традиційному розумінні, що видається перспективним для розробки малих ракет-носіїв для мікросупутників. Досліджено вплив металовмісних наповнювачів поліетиленових палив на питомий імпульс тяги автофажних двигунів.

Ключові слова: ракета-носій; автофажні ракети-носії; надвисокомолекулярний поліетилен; металовмісні добавки; вуглеводневе пальне; питомий імпульс тяги.

*Corresponding author: tel.: e-mail: cosiczyna.e@meta.ua

© 2019 Oles Honchar Dnipro National University

doi: 10.15421/081906

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТВЕРДЫХ УГЛЕВОДОРОДОВ В АВТОФАЖНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ЛЕГКОГО КЛАССА

Виталий В. Емец, Николай М. Дронь, Елена С. Косицина

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, просп. Гагарина, 72, Днепро, 49010, Украина

Аннотация

Анализируется перспективный путь снижения стоимости транспортных космических операций. Показано, что использование полиэтиленовых оболочек топливных баков в качестве горючего является наиболее эффективным способом снижения стоимости запуска спутника на низкие околоземные орбиты. Специфическими особенностями сжигаемых (автофажных) ракет-носителей является возможность их реализации в одноступенчатом варианте и отсутствие конструкции баковых отсеков в традиционном понимании, что представляется перспективным для разработки малых ракет-носителей для микроспутников. Исследовано влияние металлосодержащих наполнителей полиэтиленовых топлив на удельный импульс тяги автофажных двигателей.

Ключевые слова: ракета-носитель; автофажные ракеты-носители; сверхвысокомолекулярный полиэтилен; металлосодержащие добавки; углеводородное горючее; удельный импульс тяги.

Вступ

Сучасні засоби доставки корисних вантажів у космос – ракети-носії (РН) – створені за технологією, що була розроблена у 30–80-х роках ХХ-го сторіччя. Вони призначені для забезпечення вантажопотоку Земля – Космос об'ємом порядку 103 тон/рік (в перерахунку на низьку навколосезну орбіту) за умови, що вага одиничного вантажу становить від кількох тон до 100 тон. Беззаперечно, сучасні ракети-носії найбільш придатні для цієї задачі і змогли навіть забезпечити польоти автоматичних апаратів до планет Сонячної системи, серію короткочасних пілотованих польотів на Місяць і, можливо, забезпечуватимуть пілотований політ на Марс.

Проте сучасні ракети-носії непридатні для розв'язання нових задач, наприклад, для масового використання малих супутників вагою в кілька сотень грамів, які мають потенціал стати такими ж поширеними та доступними, як і мобільні телефони. Це також задачі на кшталт космічного туризму, індустріалізації навколосезного простору і найближчих небесних тіл (що потребуватиме збільшення вантажопотоків у космос на кілька порядків) тощо. У різних країнах намагаються розробити нові технології космічного транспортування, які б дозволили розв'язати нові задачі, але поки що позитивних результатів немає. Разом з тим, масове використання малих супутників мало б створити нові прибуткові галузі економіки, а орбітальні сонячні електростанції послабили б всесвітню енергетичну кризу. Однією з перспективних нових технологій може стати запропоноване майже століття тому

використання конструктивних елементів ракет в якості палива. На наш погляд, цю проблему можливо розв'язати за допомогою РН, у яких бакові оболонки використовуватимуться в якості пального (автофажні РН) [1–3]. Ідея використання конструктивних елементів РН в якості пального відома ще з часів піонерів ракетної техніки, але на сьогоднішній день подібні означені ракети не існують і не розробляються із-за очевидної складності їх практичної реалізації. Практична реалізація спалимих РН стає можливою завдяки одержанню протягом останніх десятиріч нових синтетичних полімерів, що використовуються в якості конструкційних матеріалів. Тому на сьогоднішній день потрібна теорія спалимих РН, яка стане науковою базою для відповідних досліджень та проектування.

Використання автофажних РН є перспективним напрямком для вирішення задач виведення засобів відведення космічних об'єктів з низьких навколосезних орбіт, що актуально для боротьби з антропогенним забрудненням космічного простору [4–7].

Особенности использования твердых пальных для спалимих ракет-носіїв

Із сучасних палив – як рідких, так і твердих – неможливо виготовляти конструктивні елементи, тому однією з задач реалізації ідеї спалимої ракети є вибір матеріалів, які поєднували б достатню міцність, технологічність виготовлення і обробки з високою теплоутворювальною здатністю, низькою температурою та теплою плавлення або сублімації тощо. На нашу думку,

для бакових оболонок спалимих ракет можливо застосовувати матеріали, запропоновані для гібридних двигунів, а саме: метали, гідриди металів і тверді вуглеводні [8; 9].

Метали здавна широко використовуються в якості ракетного пального [10–12]. Наприклад,

шляхом додавання порошкоподібних металів до рідкого пального підвищують його теплоутворювальну здатність, оскільки продукти згоряння металів мають більш низькі ентальпії утворення, ніж продукти згоряння вуглеводнів (табл.) [13].

Enthalpy of the formation of some combustion products

Table

Ентальпії утворення деяких продуктів згоряння

Таблиця

Fuel	Product of combustion, phase	Enthalpy of formation (ΔH_{298}°), kJ/kg
C	CO ₂ , gas	-8941
H	H ₂ O, gas	-13423
Mg	MgO, condensate	-14924
Al	Al ₂ O ₃ , condensate	-16435
B	B ₂ O ₃ , condensate	-18293
Li	Li ₂ O, condensate	-20008
Be	BeO, condensate	-24365

Завдяки цьому збільшується теплоутворювальна здатність палива, тобто різниця між ентальпіями 1 кг палива (ΔH_{298}°) та 1 кг продуктів згоряння на виході із сопла ($\Delta H_{\Sigma}^{\text{ex}}$), і, відповідно, збільшується швидкість витікання продуктів згоряння із сопла (w) за наступним співвідношенням:

$$w = \sqrt{2(H_{298}^{\circ} - H_{\Sigma}^{\text{ex}})}$$

Проте, спалювання тільки металів не є доцільним, оскільки висока теплоутворювальна здатність приводить до високих температур у камері згоряння і, внаслідок цього, до неприйнятно великої витрати енергії продуктів згоряння на їх дисоціацію.

Найвищі значення найбільш важливої характеристики ракетного палива – питомого імпульсу тяги ($I_{\text{пит}}$) досягаються, якщо в паливі крім металу та окисника присутній водень. При цьому, окисник витрачається на стехіометричне спалювання металу, а водень додається для досягнення максимального питомого імпульсу [8]. Саме зниженням молекулярної маси і, відповідно, збільшенням масової теплоємності продуктів згоряння за рахунок збільшення в них кількості легкого водню пояснюється інтерес до таких сполук як гідрид берилію, алюмогідридів, боргідридів тощо. Імовірно, що із деяких гідридів можливо виготовити бакову оболонку та подавати її до камери згоряння після плавлення або перетворення на газ внаслідок термічної деструкції. Але, на наш погляд, перш за все

потрібним є вивчення механічних та фізичних характеристик потенційних матеріалів.

Найбільш доступними та доцільними на сьогодні матеріалами, на нашу думку, можуть виступати тверді вуглеводневі полімери, такі як, наприклад, поліетилен, поліпропілен, полістирол тощо. Їх хімічний склад близький до складу типового вуглеводневого пального, вони достатньо міцні для виготовлення із них конструктивних елементів, легко плавляться та газифікуються, що спрощує влаштування систем подачі.

В якості окисників можна використовувати такі поширені в ракетній техніці рідини як азотний тетроксид та перекис водню. Безумовно, найкращим нетоксичним окисником є рідкий кисень. Проте, майже всі вуглеводневі полімери мають температуру склування значно вищу, ніж точка замерзання рідкого кисню ($-222,65^{\circ}\text{C}$), отже, область їх застосування обмежується лише окисниками з високими температурами кипіння. Відомо, що високоміцний надвисокомолекулярний поліетилен низького тиску (наприклад, марки 21506–000 з молекулярною масою вище 10^6) можна використовувати в широкому інтервалі робочих температур: від -200 до 130°C [14]. Крім того, надвисокомолекулярний поліетилен має досить високі характеристики міцності, низький коефіцієнт тертя, високу стійкість до агресивних середовищ, високу ударну в'язкість [15–18].

Додатковим аргументом на користь вибору вуглеводневих полімерів є можливість

використання їх разом із порошкоподібними металовмісними наповнювачами, що дозволить як уникнути проблем, пов'язаних із використанням металевих або гідридних баків, так і покращити енергетичні характеристики палива. Відомо, що в деяких твердих паливах вміст порошку алюмінію становить 15–20 % (мас.), що дозволяє підвищити $I_{\text{пит}}$ на 10 – 15 % [10–12]. Але в рідких паливах застосування металів ускладнено проблемами його зберігання та подачі до камери згоряння.

Введення нанодисперсних наповнювачів приводить до зміни структури полімерної матриці, а отже до суттєвого покращення експлуатаційних властивостей. Нанорозмірні частинки модифікатору рівномірно розподіляються в масі полімеру та забезпечують його стуктурування за рахунок активної поверхні наночастинок [19–23]. Так, автором [24] було встановлено, що введення 2 % (мас.) алюмінієвмісного наповнювача до надвисокомолекулярного поліетилену приводить до підвищення міцності на розрив до 30 %, зносостійкості – на порядок зі збереженням відносного подовження під час розтягування та зменшення коефіцієнту тертя та температури в зоні контакту. При цьому частинки наповнювача поведуться як штучні зародки стуктурування, що сприяє утворенню більш організованої та впорядкованої надмолекулярної структури.

Спалимі ракети, в яких металовмісний порошкоподібний наповнювач вводять до складу полімерної основи під час виробництва бакової оболонки, дозволять розв'язати проблему зберігання металовмісних палив. Крім того, полімерна основа, по-перше, захищатиме гігроскопічні та високо-реакційноздатні гідриди від впливу навколишнього середовища; по-друге, висока в'язкість розплавленого полімеру перешкоджатиме розшаруванню пального в плавильній камері та магістралях подачі (якщо частину полімеру не газифікувати, а лише плавити з метою подачі пального у вигляді суспензії або колоїдного розчину). Враховуючи це зауважимо, що в спалимій ракеті в якості середовища доцільно використовувати пальне в газоподібному стані.

Таким чином, тверді вуглеводневі полімери є перспективним матеріалом для виготовлення оболонок спалимих ракет. Особливу увагу слід звернути на

надвисокомолекулярний поліетилен з огляду на його високу енергетичну ефективність, безпеку для довкілля та достатню міцність для конструкцій бакових оболонок.

Із теорії твердих ракетних палив відомо, що для підвищення $I_{\text{пит}}$ доцільно додавати до твердого вуглеводневого пального такі метали як Li, Be, Mg, Al у вигляді простих речовин або у складі сполук. Можна припустити, що в камері двигуна вони одразу повністю окиснюються з утворенням оксидів Li_2O , BeO , MgO , Al_2O_3 . Для цих оксидів реакції сублімації чи випаровування з утворенням газу того ж хімічного складу, що і вихідна речовина, або з розкладом на одноатомні гази в діапазоні температур ракетних двигунів, характеризуються дуже низькими значеннями констант рівноваги, тобто дуже низькими тисками насиченої пари. Тому припускають, що вищенаведені оксиди після утворення практично відразу повністю переходять у конденсований стан і перебувають в ньому протягом всього процесу в камері згоряння і соплі. З цієї причини будь-які реакції за участю Li, Be, Mg, Al або їх сполук не враховувалися за виключенням повного окиснення та конденсації, оскільки вважалося, що для проходження реакції необхідним є перехід цих речовин в газоподібний стан.

Відповідно до [8], прийнятним є припущення, що оксиди Li_2O , BeO , MgO , Al_2O_3 знаходяться в конденсованому стані у вигляді простих речовин без утворення розчинів, тобто, якщо в продуктах згоряння присутні оксиди кількох металів, то кожен з них утворює окрему фазу.

Розрахунки $I_{\text{пит}}$ здійснювали відповідно до [8] для двох типів палив – криогенного та висококиплячого – в яких у якості пального був обраний поліетилен, а в якості окисників – кисень та перекис водню. Співвідношення компонентів приймали стехіометричними. Тиск в камері згоряння та на зрізі сопла становив відповідно 25.3 та 0.02 МПа. В якості наповнювачів, крім вищенаведених металів, були розглянуті їх гідриди: LiH , MgH_2 , LiAlH_4 , $\text{Mg}(\text{AlH}_4)_2$. За умов швидкісної та температурної рівноваги гетерогенних продуктів згоряння розраховано значення $I_{\text{пит}}$, наведені на рисунку у вигляді залежності $I_{\text{пит}}$ від масової частки наповнювача в пальному (η). Для зручності визначення приросту питомого імпульсу $I_{\text{пит}}$ наведена шкала відсотків.

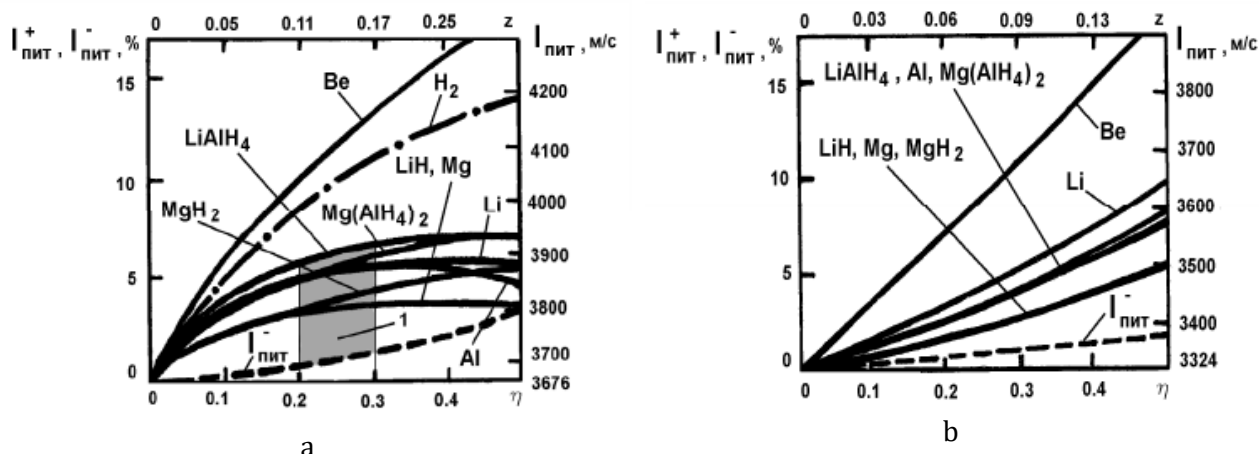


Fig. The theoretical specific thrust impulse $I_{\text{пит}}$, his increase $I^+_{\text{пит}}$ and decrease $I^-_{\text{пит}}$ vs. the filler (η) and condensate mass content (z) in combustion products: a - for polyethylene - oxygen propellant; b - for polyethylene - hydrogen peroxide (98 %) propellant, 1 - $\max(I^+_{\text{пит}} - I^-_{\text{пит}})$ area

Рис. Залежність теоретичного питомого імпульсу $I_{\text{пит}}$, його приросту $I^+_{\text{пит}}$ та приблизної оцінки максимальних втрат $I^-_{\text{пит}}$ від масової частки наповнювача в пальному (η) та масової частки конденсату в продуктах згоряння (z): а - для палива «поліетилен - кисень»; б - для палива «поліетилен - перекис водню (98 %)»; 1 - область $\max(I^+_{\text{пит}} - I^-_{\text{пит}})$

Із наведеної залежності очевидним є значний вплив наповнювачів на $I_{\text{пит}}$. Якщо прийняти, що спалима ракета може бути реалізована з вмістом наповнювача $\eta \approx 0.2-0.3$ (припустимо, що за таких та більш низьких значеннях система подачі ще матиме задовільні характеристики, а при більшому вмісті наповнювача η - неприйнятно ускладниться), то наведене збільшення значення $I_{\text{пит}}$ на 5-7 % в першому випадку та на 3-5 % у другому випадку заслуговує уваги, оскільки кожному додатковому відсотку $I_{\text{пит}}$ відповідатиме приблизно 4-6 % виграшу корисного вантажа на низькій навколосемній орбіті.

Висновки

Надвисокомолекулярний поліетилен у поєднанні з кисневими окисниками за такими критеріями, як теоретичний питомий імпульс, міцність, технологічність виробництва та обробки, хімічна стійкість, безпечність для довкілля та здатність до майже стовідсоткової термічної деструкції з утворенням газоподібних продуктів є придатним матеріалом для виробництва бакових оболонок спалимих ракет.

Палива на основі поліетилену за основними характеристиками кращі, ніж палива на основі традиційного сучасного ракетного пального - гасу. Можна припустити, що в подальших дослідженнях масово-енергетичний виграш від реалізації концепції спалення бакової оболонки не зменшуватиметься за рахунок енергетичних та інших характеристик палива.

Завдяки введенню до поліетиленового пального металовмісних наповнювачів для автофажних двигунів одноступеневої ракетно-носія, що призначена для виведення корисних вантажів на низькі навколосемні орбіти, можливе зростання виграшу корисного вантажу на 17-21 %, якщо окисником є кисень, і на 12-23 %, якщо окисник - перекис водню. Теоретично такий виграш є суттєвим. Але необхідні подальші дослідження та врахування втрат, пов'язаних з ускладненням системи подачі.

Серед металовмісних наповнювачів палива для автофажних двигунів найбільш перспективним є використання алюмінію у вигляді порошку, оскільки технологія його виробництва поширена у світі та в Україні, відносно дешева, теоретично та експериментально достатньо досліджена [12; 25].

Bibliography

- [1] Autophage Engines: Toward a Throttleable Solid Motor / V. Yemets, P. Harkness, M. Dron' [et al.] // J. Spacecr. Rockets. - 2018. - Vol. 55, N 4. - P. 984-992.
- [2] The Infinite Staging Rocket - A Progress to Realization / V. Yemets, M. Dron', T. Yemets, O. Kostritsyn // 66-th International Astronautics Congress, Jerusalem, Israel, 12-16 October 2015. - Jerusalem, 2015. - IAC-15, D2,7,7,×28649. - 7 p.
- [3] Caseless throttleable solid motor for small spacecraft / M. Yemets, V. Yemets, P. Harkness [et al.] // 69-th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, 01-05 October 2018. - Bremen, 2018. - IAC-18-C4.8-B4.5A. - Paper-Nr: IAC - 18, C4, 8-B4.5A, 13, ×48017. - 10 p.

- [4] Analysis of ballistic aspects in the combined method for removing space objects from the nearearth orbits / M. Dron', A. Golubek, L. Dubovik [et al.] // East-Eur. J. Enterpr. Technol. – 2019. – Vol. 2, N 5 (98). – P. 49–54.
- [5] Estimation of Capacity of Debris Collector with Electric Propulsion System Creation Taking in a Count Energy Response of the Existing Launch Vehicles / M. Dron', P. Khorolskiy, L. Dubovik [et al.] // Program of 63-th International Astronautical Congress, 1 – 5 October, 2012, Naples, Italy. – Naples, 2012. – P. 2694–2698.
- [6] Investigation of aerodynamics heating of space debris object at reentry to earth atmosphere / M. Dron, A. Dreus, A. Golubek, Y. Abramovsky // 16th IAA Symposium on space debris, Bremen, Germany. – Bremen, 2018. – IAC-18,A6,IP,39,×43826. – 7 p.
- [7] Дронь Н. М. Пути уменьшения техногенного засорения околоземного космического пространства / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Науковий Вісник Національного гірничого університету. – 2014. – N 3 (141). – С. 125–130.
- [8] Теория ракетных двигателей / В. Е. Алемасов. А. Ф. Дрегаллин, А. П. Тишин; ред. В. П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
- [9] Лещенко Е.П. Термодинамика химически реагирующих систем / Е. П. Лещенко. – М.: МАИ, 1991. – 72 с.
- [10] Castillo Griego. Analysis of aluminum particle combustion in a downward burning solid rocket propellant / Castillo Griego, Nadir Yilmaz, Alpaslan Atmanli // Fuel. – 2019. – Vol. 237. – P. 405–412.
- [11] Sherif Elbasuneu. Combustion wave of metalized extruded double-base propellants / Sherif Elbasuneu, Ahmed Fahd // Fuel. – 2019. – Vol. 237. – P. 1274–1280.
- [12] Порязов В. А. Влияние дисперсности частиц алюминия на скорость горения металлизированных смесевых твердых топлив / В. А. Порязов // Вестн. Томск. гос. ун-та. Сер. Матем. и мех. – 2015. – N 1 (33). – С. 96–104.
- [13] Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Ч. 4: справочник / В. П. Глушко, Л. В. Гурвич, Г. А. Бергман [и др.]. – М.: Наука, 1982. – 623 с.
- [14] Архипова З. В. Полиэтилен низкого давления. Научно-технические основы промышленного синтеза. / З. В. Архипова, В. А. Григорьев, Е. В. Веселовская; ред. А. В. Поляков. – Л.: Химия, 1980. – 240 с.
- [15] Lihua Shen. Drawing behavior and mechanical properties of ultra-high molecular weight polyethylene blends with a linear polyethylene wax / Lihua Shen, John Severn, Cees W.M. Bastiaansen // Polymer. – 2018. – Vol. 153. – P. 354 – 361.
- [16] Long H. Nguyen. Numerical Modelling of Ultra-High Molecular Weight Polyethylene Composite under Impact Loading / Long H. Nguyen, Torsten R.Lässig, Shannon Ryan [et al.] // Procedia Eng. – 2015. – Vol. 103. – P. 436 – 443.
- [17] Junchun Yu. Thermal conductivity of highly crystallized polyethylene / Junchun Yu, Bertil Sundqvist, Bounphanh Tonpheng, Ove Andersson // Polymer. – 2014. – Vol. 55. – N 1. – P. 195–200.
- [18] A methodology for hydrocode analysis of ultra-high molecular weight polyethylene composite under ballistic impact / Long H.Nguyen, Torsten R.Lässig, Shannon Ryan [et al.] // CComposites, Part A. – 2016. – Vol. 84. – P. 224 – 235.
- [19] Fabrication, characterization and gamma rays shielding properties of nano and micro lead oxide-dispersed-high density polyethylene composites / Mohamed E. Mahmoud, Ahmed M. El-Khatib, Mohamed S. Badawi [et al.] // Radiat. Phys. Chem. – 2018. – Vol. 145. – P. 160–173.
- [20] Joel J. Aluminum Alloy composites and its machinability studies; A review / J. Joel, Xavier M. Anthony // Mater. Today: Proc. – 2018. – Vol. 5, N 5 (2). – P. 13556 –13562.
- [21] Razvan A. Iernutan. Carbon fibre reinforced aluminium mesh composite materials / Razvan A. Iernutan, Florin Babota, Raluca Istoan // Procedia Manufacturing. – 2019. – Vol. 32. – P. 901–907.
- [22] Friedrich K. Polymer composites for tribological application / K. Friedrich // Advanced Industrial and engineering Polymer Research. – 2018. – Vol. 1, N 1. – P. 3–39.
- [23] Синтез и свойства нанокпозиционных материалов на основе сверхвысокомолекулярного полиэтилена и нанопластин графита / П. Н. Бревнов, Г.Р. Кирсанкина, А. С. Заболотнов [et al.] // Высокомолекулярные соединения. Серия С. – 2016. – Т. 58, N 1. – С. 45–54.
- [24] Глоголева О.В. Влияние природных наполнителей на свойства сверхвысокомолекулярного полиэтилена / О. В. Глоголева // Химия: образование, наука, технология. Сборник трудов всероссийской научно-практической конференции с элементами научной школы; под ред. проф. А.А. Охлопковой. – Киров: МЦНИП, 2014. – С. 250–256
- [25] Shahjadi Hisan Farjana. Impacts of aluminum production: A cradle to gate investigation using life-cycle assessment / Shahjadi Hisan Farjana, Nazmul Huda, M. A. Parvez Mahmud // Sci. Total Environ. – 2019. – Vol. 663. – P. 958 – 970.

References

- [1] Yemets, V., Harkness, P., Dron', M., Pashkov, A., Worrall, K., Middleton, M. (2018). Autophage Engines: Toward a Throttleable Solid Motor. *J. Spacecr. Rockets*, 55 (4), 984–992. <https://doi.org/10.2514/1.A34153>
- [2] Yemets, V., Dron', M., Yemets, T., Kostritsyn, O. (2015). The Infinite Staging Rocket – A Progress to Realization. *66-th International Astronautics Congress, Jerusalem, Israel, 12 – 16 October 2015*. IAC-15, D2,7,7,×28649 – 7. <https://iafastro.directory/iac/archive/browse/IAC-15/D2/7/28649/>
- [3] Yemets, M., Yemets, V., Harkness, P., Dron', M., Worall, K., Pashkov, A., Kostritsyn, O., Yemets, T. (2018). Caseless throttleable solid motor for small spacecraft. *69th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, 01-05 October 2018*, IAC-18-C4.8-B4.5A, 13, ×48017, 10. <https://iafastro.directory/iac/paper/id/48017/summary/>
- [4] Dron', M., Golubek, A., Dubovik, L., Dreus, A., Heti, K. (2019). Analysis of ballistic aspects in the combined method for removing space objects from the nearearth

- orbits. *East-Eur. J. Enterp. Technol.*, 2 (98), 49–54. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.161778>
- [5] Dron', M., Khorolskiy, P., Dubovik, L., Khitko, A., Velikiy I. (2012). Estimation of Capacity of Debris Collector with Electric Propulsion System Creation Taking in a Count Energy Response of the Existing Launch Vehicles. *Prog. of 63-th International Astronautical Congress, 1-5 October, 2012, Naples, Italy*, 2694–2698. <http://iafastro.directory/iac/paper/id/13351/summary/>
- [6] Dron, M., Dreus, A., Golubek, A., Abramovsky, Y. (2018). Investigation of aerodynamics heating of space debris object at reentry to earth atmosphere. *16th IAA Symposium on space debris, Bremen. IAC-18,A6,IP,39,x43826, 7*. <https://iafastro.directory/iac/archive/browse/IAC-18/A6/IP/43826/>
- [7] Dron', N. M., Khorolskiy, P. G., Dubovik, L. G. (2014). [*Ways to reduce technogenic pollution of near-Earth space*]. *Naukovyj Visnyk Nacionaljnogo universytetu*, 3 (141), 125-130 (in Russian). http://www.irbis-nbuv.gov.ua/cgi-bin/irbis_nbuv/cgiirbis_64.exe?I21DBN=LINK&P21DBN=UJRN&Z21ID=&S21REF=10&S21CNR=20&S21STN=1&S21FMT=ASP meta&C21COM=S&S21P03=FILA=&S21STR=Nvngu_2014_3_21
- [8] Alemasov, V. Ye., Dregalin, A. F., Tishin, A.P. (1989). [*The theory of rocket motors*]. In V. P. Glushko (Ed.). Moskow, Russian Federation: Mashinostroenie (in Russian).
- [9] Leshchenko, Ye. P. (1991). [*Thermodynamics of chemically reacting systems*]. Moskow, Russian Federation: MAI (in Russian).
- [10] Castillo Griego, Nadir Yilmaz, Alpaslan Atmanli. (2019). Analysis of aluminum particle combustion in a downward burning solid rocket propellant. *Fuel*, 237, 405-412. <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2018.10.016>
- [11] Sherif Elbasuney, Ahmed Fahd. (2019). Combustion wave of metalized extruded double-base propellants. *Fuel*, 237, 1274-1280. <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2018.10.018>
- [12] Poryazov, V. A. (2015). [*Influence of the dispersion of aluminum particles on the combustion rate of metallized composition propellants*]. *Vestn. Tomsk. gos. un-ta. Ser. Matematika i mekhanika*, 1 (33), 96–104 (in Russian). <https://doi.org/10.17223/19988621/33/10>
- [13] Glushko, V. P., Gurvich, L. V., Bergman, G. A. (Ed.). (1982). [*Thermodynamic properties of individual substances: handbook* Vol. 4]. Moskow, Russian Federation: Nauka (in Russian).
- [14] Arkhipova, Z. V., Grigor'ev, V. A., Veselovskaya, Ye. V. (1980). [*High density polyethylene. Scientific and technical bases of industrial synthesis*]. In A. V. Polyakov (Ed.). Leningrad, Russian Federation: Khimiya (in Russian).
- [15] Shen, Lihua, Severn, John, Bastiaansen, Cees W. M. (2018). Drawing behavior and mechanical properties of ultra-high molecular weight polyethylene blends with a linear polyethylene wax. *Polymer*, 153, 354–361. <https://doi.org/10.1016/j.polymer.2018.01.083>
- [16] Long, H. Nguyen, Torsten, R. Lässig, Shannon, Ryan, Riedel, Werner, Mouritz, Adrian P., Orifici, Adrian C. (2015). Numerical Modelling of Ultra-High Molecular Weight Polyethylene Composite under Impact Loading. *Procedia Eng.*, 103, 436–443. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.04.043>
- [17] Junchun Yu, Bertil Sundqvist, Bounphanh Tonpheng, Ove Andersson. (2014). Thermal conductivity of highly crystallized polyethylene. *Polymer*, 55 (1), 195–200. <https://doi.org/10.1016/j.polymer.2013.12.001>
- [18] Long, H. Nguyen, Torsten, R. Lässig, Shannon, Ryan, Riedel, Werner, Mouritz, Adrian P., Orifici, Adrian C.. (2016). A methodology for hydrocode analysis of ultra-high molecular weight polyethylene composite under ballistic impact. *Composites, Part A*, 84, 224–235. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2016.01.014>
- [19] Mohamed E. Mahmoud, Ahmed M. El-Khatib, Mohamed S. Badawi, Amal R. Rashad, Rehab M. El-Sharkawy, Abouzeid A. Thabet. (2018). Fabrication, characterization and gamma rays shielding properties of nano and micro lead oxide-dispersed-high density polyethylene composites. *Radiat. Phys. Chem.*, 145, 160–173. <https://doi.org/10.1016/j.radphyschem.2017.10.017>
- [20] Joel, J., Xavior M. Anthony. (2018). Aluminum Alloy composites and its machinability studies; A review. *Mater. Today: Proc.*, 5 (5), 13556–13562. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2018.02.351>
- [21] Razvan, A. Iernutan, Florin, Babota, Raluca, Istoan. (2019). Carbon fibre reinforced aluminium mesh composite materials. *Procedia Manufacturing*, 32, 901–907. <https://doi.org/10.1016/j.promfg.2019.02.301>
- [22] Friedrich, K. (2018). Polymer composites for tribological application. *Advanced Industrial and engineering Polymer Research*, 1 (1), 3–39. <https://doi.org/10.1016/j.aiepr.2018.05.001>
- [23] Brevnov, P. N., Kirsankina, G. R., Zabolotnov, A. S., Krashennikov, V. G., Grinev, V.G., Novokshonova, L.A., Berezkina, N.G., Sinevich, E.A., Shcherbina, M.A. (2016). Synthesis and properties of nanocomposite materials based on ultra-high-molecular-weight polyethylene and graphite nanoplates. *Polymer Science. Series C*, 58 (1), 42–54. <https://doi.org/10.7868/S2308114716010027>
- [24] Glogoleva, O. V. (2014). [*The effect of natural fillers on the properties of ultrahigh molecular weight polyethylene*]. In A. A. Okhlopko (Eds.). *Khimiya: obrazovanie, nauka, tekhnologiya. Sbornik trudov vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii s elementami nauchnoy shkoly* (P. 250–256). Kirov, Russian Federation: MTsNIP (in Russian).
- [25] Shahjadi Hisan Farjana, Nazmul Huda, M. A. Parvez Mahmud. (2019). Impacts of aluminum production: A cradle to gate investigation using life-cycle assessment. *Sci. Total Environ.*, 663, 958–970. <https://doi.org/10.1016/j.scitotenv.2019.01.400>