

А.Ю. Дреус, В.В. Ємець, М.М. Дронь, В.П. Малайчук, Л.Г. Дубовик

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

ПЕРЕДУМОВИ СТВОРЕННЯ НАДЛЕГКИХ РАКЕТ-НОСІЇВ З ПОЛІМЕРНИМИ КОРПУСАМИ

Показано актуальність проблеми створення нових легких та надлегких ракет-носіїв з погляду розвитку сучасної космічної індустрії. В першу чергу, ця проблема пов'язана з розширенням ринку і сфери застосування малих супутників, більшість з яких сьогодні виводиться на орбіту як попутний вантаж ракетами-носіями середнього й важкого класів, що зовсім неоперативно і занадто дорого. Наведений в статті оціночний прогноз ринку пусків малих супутників свідчить про зростаючий попит на послуги їх запуску. Окремий і недорогий пуск ракети-носія для запуску малих супутників значно розширив би їх використання, розробку й виробництво. Це вказує на необхідність зниження вартості запусків шляхом створення цільових дешевих транспортних засобів для оперативного вирішення задач запуску таких супутників на орбіту. Показано, що основними напрямками підвищення ефективності і зниження вартості запусків є зменшення вартості виготовлення транспортної космічної системи, збільшення маси корисного вантажу, підвищення кратності багаторазовості використання та зниження разових витрат на один пуск. Світові тенденції розв'язання цієї задачі пов'язані з вирішенням проблеми створення ракет-носіїв надлегкого класу. Виконаний історичний огляд досліджень щодо прототипів ракет, які використовують принцип зменшення маси ракети-носія під час польоту за рахунок спалення відпрацьованих конструкційних елементів, свідчить про можливість створення за цим принципом ракет-носіїв з використанням у якості конструкційних матеріалів твердих вуглеводних полімерів. Доведено, що полімерні матеріали, зокрема поліетилен, можуть стати основним матеріалом для виготовлення паливних баків твердопаливних ракет, які використовують новий принцип спалювання конструкції під час польоту. Використання баків оболонки як пального, надасть можливість зменшити вартість і реалізувати багаторазовість двигунної установки, що є однією з найдорожчих частин ракети-носія. Розробка таких ракет-носіїв і комерціалізація наукових досліджень з цього напрямку дозволить вітчизняним компаніям аерокосмічної галузі зайняти нішу на ринку запусків малих супутників.

Ключові слова: малий супутник, надлегка ракета-носій, полімерний корпус, вартість, спалювання відпрацьованих конструкційних елементів

Andrii Dreus, Vitaliy Yemets, Mykola Dron, Valentin Malaychuk, Ludmila Dubovik

Oles Honchar Dnipro National University

PREREQUISITES FOR CREATING ULTRA-LIGHT LAUNCH VEHICLES WITH POLYMER BODIES

The relevance of the problem of creating new light and ultra-light launch vehicles from the point of view of the development of the modern space industry is shown. First of all, this problem is related to the expansion of the market and the scope of use of small satellites, most of which are now launched into orbit as passing load by medium and heavy launch vehicles, which is not at all prompt and too expensive. The estimated forecast of the small satellite launch market, which is presented herein, indicates a growing demand for their launch services. A low-cost launch vehicle for the launch of small satellites would greatly expand their use, development, and production. This indicates the need for creation of special-purpose cheap transport vehicles for the operative decision of tasks of launching such satellites into orbit. It is shown that the main directions for increasing the efficiency and reducing the cost of launches are reducing the cost of making a transport space system, increasing of mass the payload, increasing the multiplicity of reusable uses, and reducing one-time costs per start. World trends in solving this problem are connected with the solution problem of creating ultra-light launch vehicles. The historical review of studies on prototype rockets that use the principle of reducing the mass of a launch vehicle during flight by burning spent structural elements indicates the possibility of creating launch vehicles on this principle by using complex hydrocarbon polymers as structural materials. It is shown that polymer materials, in particular polyethylene, can become the main material for the manufacture of fuel tanks for solid rockets, which use the new principle of burning the design during flight. The use of fuel tanks as fuel will give a possibility to reduce the cost of the propulsion system, which is one of the most expensive parts of the launch vehicle. The development of such launch vehicles and the commercialization of scientific research will allow domestic aerospace companies to occupy a niche in the market of small satellite launches.

Keywords: small satellite, ultra-light launch vehicles, polymer body, cost, burning spent of structural elements

Вступ. З перших космічних запусків у 50-х роках ХХ-го сторіччя почав формуватися і ринок космічних послуг. Первинний етап характеризувався державним фінансуванням космічних проєктів і міждержавною конкуренцією. На цьому етапі військові вимоги, політична демонстрація технологічної переваги та національний престиж були головними рушійними силами розвитку космічного ринку. Починаючи з 2000 року, на ринок вийшло понад 220 приватних космічних компаній, що дозволило залучити інвестиції на суму понад 21,8 млрд дол. США [2], більшість з них – завдяки збільшенню венчурного капіталу, який сьогодні становить понад 8,4 млрд дол. США. На ринку космічних запусків працюють як державні, так і потужні приватні компанії такі як: Firefly Aerospace, ABL Space Systems, Space X, Isar Aerospace, Arianespace, United Launch Alliance, Gilmour Space Technologies X, Skyroot Aerospace, Blue Origin, Virgin Galactic. Це призводить до посилення конкуренції і підштовхує до розвитку як аерокосмічної індустрії, так і розв’язанню різних задач з експлуатації космосу [2]. Проте, протягом кількох десятиріч, вартість доставки вантажу ракетами-носіями (РН) на навколоземну орбіту зберігалася достатньо високою. У перерахунку на 1 кг вантажу, при виведенні на низьку навколоземну орбіту (ННО) носіями середнього і важкого класів, вона

становила від 3...5 тис. дол. США (для РН радянської, індійської та китайської розробок) до 10...15 тис. дол. США (для РН США, Європейського Союзу, Японії та ін.) [3]. Саме висока вартість запусків, 45 % від яких щорічно становить доставка на ННО супутників [4], на сьогоднішній день є чинником, що обмежує ефективну експлуатацію навколоземного простору. Суттєве зниження ціни на процедуру запуску РН стане ключовим моментом для ринку запусків, тому спонукає компанії та інвесторів шукати нові рішення з підвищення конкурентоспроможності своїх послуг, знижуючи, у тому числі, і вартість космічних запусків. Зниження вартості космічного транспортування на навколоземну орбіту може забезпечити розвиток навколоземних сонячних електростанцій, космічного виробництва, космічної добувної промисловості, космічного туризму і колонізацію навколоземного простору, деяких планет і планетних супутників [5].

Постановка задачі. Протягом останніх 10...15 років стрімко розвиваються нові технології створення відносно дешевих супутників малої маси та супутникових угруповань, які спрямовані на підтримку таких проєктів як Starlink, OneWeb, Telesat Lightspeed, Kuiper та ін. Ринок цих супутників, класифікацію яких залежно від маси наведено в табл. 1 [6], зріс за названий період майже на 100 % [7]. Завдяки досягненням мікроелектроніки малі супутники можуть забезпечувати високі технологічні характеристики за дуже малих розмірів та ваги, а створення з таких супутників груп (сузір'я) дозволяє ще більше підвищувати ефективність їхнього використання [8].

Таблиця 1

Класифікація супутників малої маси

Клас	Маса, кг
Великі	>1000
Середні	500–1000
Малі	<500
Міні	100–500
Мікро	10–100
Нано	1–10
Піко	0,1–1
Фемто	<0,1

За прогнозами експертів [9] тренд щодо кількості запусків в сегменті малих супутників має сталу тенденцію до заростання (рис. 1).

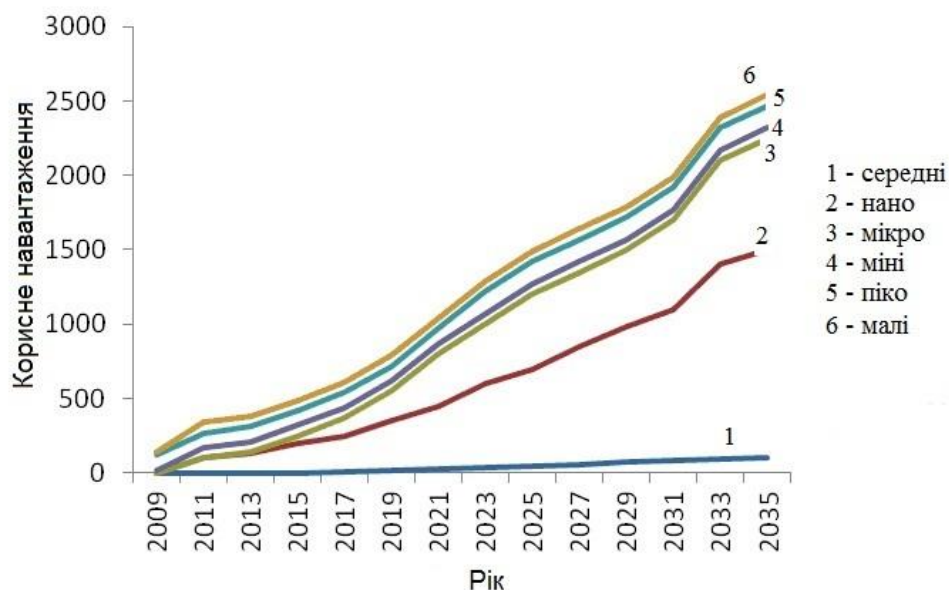


Рис. 1. Оціночний прогноз ринку запусків малих супутників [9]

Проте, на сьогоднішній день склалась ситуація, коли потреби і можливості виготовлення малих супутників в кілька разів перевищують можливості їх запуску [10].

Зазвичай ринок космічних запусків прийнято сегментувати за типами використовуваних РН:

- ракети-носії малої вантажопідйомності — з корисним навантаженням менше 2 т (Vega, Alpha);
- ракети-носії середньої вантажопідйомності – з корисним навантаженням від 2 т до 20 т (Союз-2);
- ракети-носії важкої вантажопідйомності – з можливістю нести від 20 т до 50 т вантажу (Arian 5, Falcon 9);
- ракети-носії суперважкої вантажопідйомності – з корисним навантаженням понад 50 т (Falcon Heavy та Saturn-5).

Найчастіше, супутники транспортують у якості спільного вантажу великими РН, які розраховані на транспортування корисних вантажів вагою в тисячі кілограмів. Такий підхід не завжди відповідає сучасним вимогам, зокрема, з точки зору оперативності доставки вантажів. Окрім того, знайти можливість спільного запуску важко, а узгодити її з розкладом часу оператора мікросупутника ще важче. Видатки, що пов'язані зі спільним пуском, збільшуються в міру його очікування. Також треба зазначити, що малий супутник часто потребує своєї особливої орбіти, відмінної від орбіти основного вантажу спільної РН, а РН має високу вартість.

За даними аналітика Bruno Vendetti (Visual Capitalist) динаміка вартості космічних запусків має вигляд, зображений на рис. 2.

Зараз спостерігається тенденція до виходу на ринок нових малих РН [11]. Однак, ці малі ракети-носії мають таку саму складність, як і великі РН, та потребують значних витрат на розробку, що призводить до високої питомої ціни. Питома вартість (дол. США/кг корисного навантаження) запуску таких супутників спеціальними малими РН є в кілька разів більшою ніж великими РН і може сягати десятки, а інколи, і сотні тис. дол. за 1 кг корисного вантажу внаслідок дії масштабного фактора. За оцінками, зменшення питомої корисної маси РН разом із зменшенням її розмірів у 2...5 разів зменшує обсяг сучасного ринку пускових послуг для малих супутників порівняно з його потенціалом.

Питому вартість запуску на ННО малих супутників для деяких РН наведено в табл. 2.

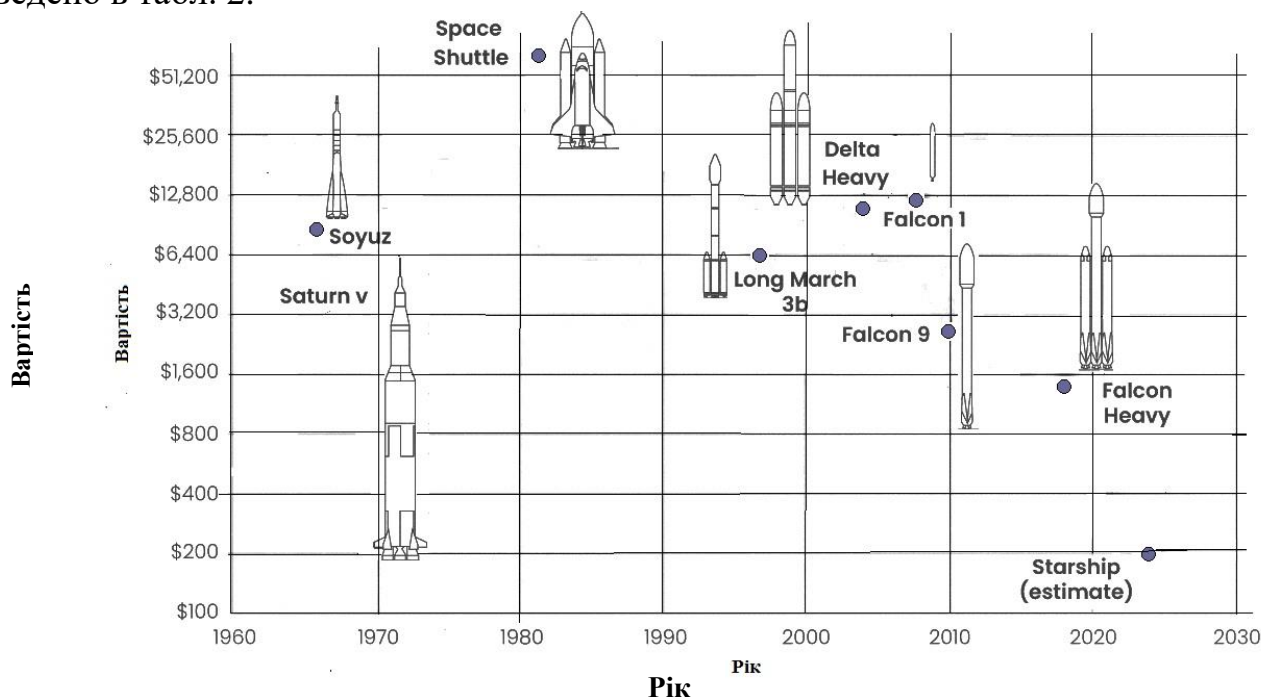


Рис. 2. Вартість космічних запусків деяких ракет-носіїв

Таблиця 2

Питома вартість запуску малих супутників на ННО для деяких РН [11]

Ракета-носії	Компанія, країна	Вантажопідйомність, кг	Мінімальна питома вартість, дол. США/кг
Pegasus XL	Orbital Science corp., США	310	181 161
Alpha	Firefly, США	454	19 868
Demi-Spide	Microcosm, США	160	22 500
Electron	Rocket Lab, США і Нова Зеландія	150	49 000
GOLauncher	Generation Orbit, США	40	62 500

Launcher One	Virgin Galactic, США	225	44 444
SOAR	Swiss Space Systems, Швейцарія	250	38 400
VLM-1	АЕВ and DLR, Бразилія і Германія	150	66 666

Абсолютна вартість пуску сучасних малих РН зазвичай перевищує 10 млн дол. США. Наприклад, запуск РН «Pegasus» коштував 40 млн дол. (<https://www.nasa.gov>), що не завжди є прийнятним для основних потенційних користувачів малих супутників, зокрема, малих університетських, аматорських або бізнесових груп. У зв'язку з цим актуальним є питання зменшення вартості запуску РН, що орієнтовані на задачі виведення на орбіти малих супутників.

Таким чином, для задоволення пускових потреб необхідно суттєво скоротити питому вартість виведення (у випадку використання малих РН – вартість пуску, яка також визначається питомою вартістю виведення максимального корисного навантаження). Отже, виникає нова парадигма розробки систем космічних запусків яка вимагає чіткого економічного обґрунтування. Витрати на транспортування мають бути нижчими, ніж у існуючих систем, а витрати на розробку повинні бути мінімізовані за допомогою сучасних принципів проектування [12, 13].

Напрямки підвищення ефективності і зниження вартості запусків.

Відомо, що питома вартість виведення корисного вантажу c_{sp} на орбіту визначається за формулою:

$$c_{sp} = \frac{1}{M_c} \left(\frac{C_{LV}}{k} + R \right), \quad (1)$$

де C_{LV} – вартість транспортної космічної системи (ТКС) з урахуванням вартості розробки і виготовлення;

M_c – маса корисного вантажу;

k – кратність багаторазового використання ТКС;

R – разові витрати.

Звідси випливає, що вона залежить від чотирьох чинників: масової, технологічної і експлуатаційної досконалості ТКС та від кратності її багаторазового використання [14]. Відповідно існують чотири основні напрямки зниження вартості запусків:

- зменшення вартості виготовлення ТКС (з урахуванням амортизаційних відрахувань на її розробку);
- збільшення маси корисного вантажу ТКС;
- підвищення кратності багаторазового використання ТКС або її окремих частин;

- зниження разових витрат на один пуск ТКС (вартості палива, послуг космодрому, спостереження за польотом, обслуговування зон падіння розгінних блоків (РБ), міжпольотне обслуговування багаторазових ТКС тощо).

Перший напрямок (зменшення питомої вартості ТКС) може бути реалізований, в першу чергу, за рахунок зниження вартості двигунної установки (ДУ), оскільки це є переважна частина вартості РН.

На рис. 3 показано орієнтовні значення часток вартості складових від загальної вартості типової РН, що розрахована за методикою, наведеною в роботі [15].

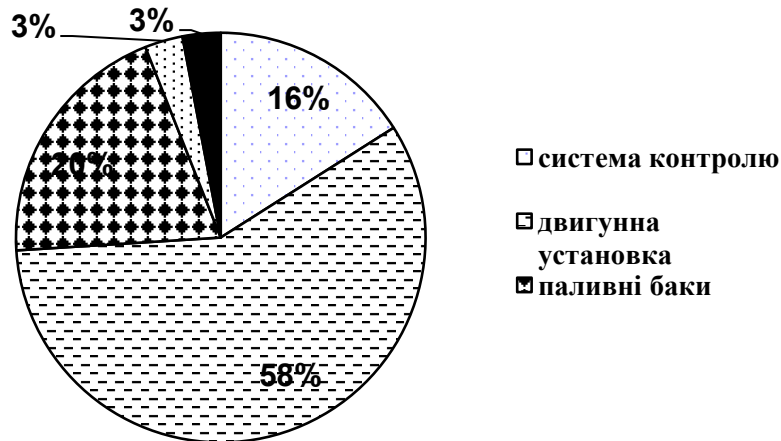


Рис. 3. Типовий розподіл вартості сучасної двоступеневої одноразової РН з паливом кисень-вуглеводень [15]

Другий напрямок (збільшення маси корисного навантаження) найбільш ефективно може бути реалізований за рахунок зниження маси паливних відсіків, оскільки вони складають переважну частину маси конструкції РН (рис. 4).

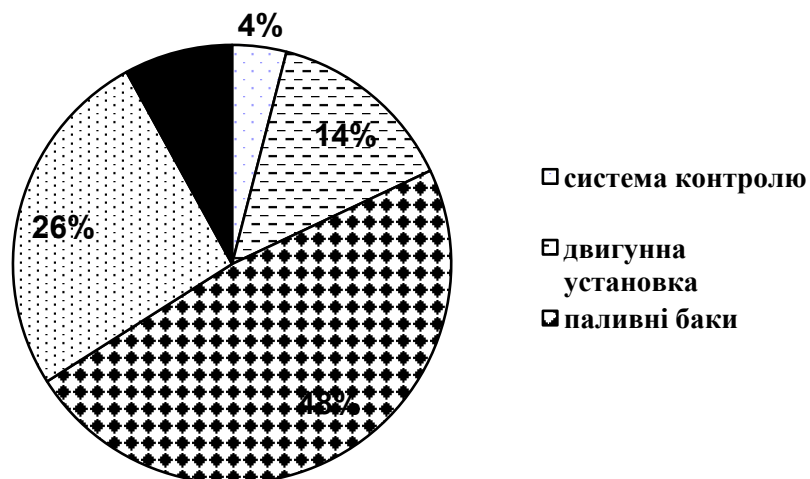


Рис. 4. Типовий розподіл сухої маси для двоступеневої одноразової РН з киснево-вуглеводневим паливом [15]

Для перших двох напрямків (зменшення вартості виготовлення або збільшення маси корисного вантажу) на теперішній час вже практично досягнута найвища межа масової і технологічної (економічної) досконалості для РН традиційної конструкції (хімічний двигун, кількоступенева компоновальна схема з баками силової конструкції). Впровадження нових конструкційних матеріалів і двигунних установок, безумовно, можуть покращити характеристики сучасних РН, але некардинально.

Застосування третього напрямку – багаторазового використання РН або, наприклад, лише їхніх ДУ, є одним із найперспективніших напрямків розвитку ракетно-космічної техніки [16], хоча перші програми використання багаторазових носіїв були достатньо високовартісними [17]. Наприклад, вартість виведення для ТКС «Space Shuttle» залишилась практично такою самою, як і для одноразових РН через великий обсяг міжпольотних і відновлювальних робіт [18]. Радянський проєкт РН важкого класу «Енергія» (стартова маса близько 2400 т) з масою корисного вантажу близько 100 т зазнав невдачі, у тому числі, внаслідок економічних чинників [19]. Вважалося, що у разі повної багаторазовості, РН може бути економічно доцільною лише за великої кратності використання ТКС [20].

Проте, протягом останніх двох десятиліть розвивалися стартапи з розробки багаторазових РН, які демонструють конкурентоспроможність з такими аерокосмічними гігантами як Boeing і Lockheed Martin. Запуск РН компанії Space X у 2013 р. зробив революційний стрибок з погляду здешевлення вартості запусків, знизивши вартість доставки одного кілограма вантажу на навколоразову орбіту в 10 разів, ніж десять років тому. Ракетам-носіям компанії вдається повертатися на Землю в достатньо хорошому стані, що дозволяє їх відремонтувати і повторно використати. Таким чином забезпечується значна економія ресурсів.

Зниження разових витрат для РН можливе за рахунок зменшення до мінімуму кількості ступенів ТКС, тобто використання одноступеневих РН, які не потребують зон падіння відпрацьованих частин [21]. У цьому випадку також зникають важкі для розв'язання проблеми доставки багаторазового першого ступеня на місце старту.

Новітні досягнення в області створення й використання конструкційних матеріалів суттєво посилили сподівання на здійсненність одноступеневої РН. Наприклад, цікавим, з цього погляду, є проєкт Delta Clipper [22], який розглядає можливість використання повітряного двигуна для систем вертикального зльоту та вертикальної посадки для одноступеневих багаторазових ракет-носіїв.

Недоліком одноступеневих РН є високий технічний ризик її реалізації, що пов'язаний з експоненціальним (згідно з формулою Ціолковського) характером залежності маси корисного вантажу від масової частки конструкції. Незначне збільшення маси конструкції понад передбаченої в проєкті межі, що є цілком

звичайною справою в процесі конструкторсько-технологічної розробки і виробництва, загрожує «провалом» в область від'ємних значень корисного вантажу.

Окрім вказаних напрямів підвищення ефективності і зниження вартості запусків можливі і нетехнічні способи. Наприклад, приватні компанії, порівняно з великими державними аерокосмічними виробниками, намагаються знизити витрати за рахунок обмеження обсягу роботи, що виконується субпідрядниками [23].

Таким чином, виходячи з (1), можна згрупувати основні відомі на сьогодні ракетні і авіаційно-ракетні способи зниження вартості виведення корисного вантажу (рис. 5).



Рис. 5. Способи зниження вартості виведення корисного вантажу

Загалом, з технічної точки зору, актуальною є проблема з розробки нових засобів, які б могли знизити питому вартість комплексно за усіма вище вказаними чотирма напрямками. Такі ТКС повинні мати низьку чутливість до масштабного фактора, тобто мають бути ефективними для запуску малих корисних вантажів.

Огляд сучасного стану розробок, що був проведений експертами NASA [24], свідчить про попит на малі та дешеві ТКС, який має сталу тенденцію на зростання в найближчі роки. При цьому не виключається, що зростання кількості запусків може сприяти інтересу до використання важких РН. Але на сьогодні, запуск супутника за допомогою спеціально призначеної ракети-носія є дуже дорогим.

Отже, зростаючі потреби з одного боку, і жорстка конкуренція з іншого, змушують розробників аерокосмічної техніки шукати нові технічні рішення за всіма чотирма напрямками. Одним з можливих оригінальних підходів

технічних рішень є використання РН, у яких бакові оболонки використовуються як пальне (спалимих РН) [25]. Це перспективний шлях зниження маси конструкції РН, який дозволить паралельно рухатись за кожним з напрямів зниження вартості запусків згідно зі схемою на рис. 5. Використання бакових оболонок як пального надасть можливість зменшити вартість ДУ, забезпечити одноступневість, реалізувати багаторазовість двигунної установки і системи керування як найдорожчих частин РН.

Історичні передумови створення спалимих космічних ракет. Хоча нам невідомі реалізовані проекти ракет із спаленням або дискретним відкиданням бакової оболонки, але є відомими численні пропозиції від часів піонерів ракетної техніки і до сьогодні.

Ідея використання конструкційних елементів як пального відома віддавна. У 1929 р. Юрій Кондратюк (1897–1942) запропонував зменшити вплив маси конструкції на енергетичні характеристики ракети. Згідно з ідеєю, після досягнення багатоступеневою ракетою стану супутника Землі в космічному просторі потрібно розбирати відпрацьовані ступені. Ці ступені пропонувалося переплавити за допомогою «деяких додаткових приладів» і використовувати як паливо для міжпланетних перельотів [26]. Також він запропонував використання твердого пального, яке перед подачею в двигун спочатку газифікується, а тоді подається за допомогою інжекторів.

Теоретичний та практичний доробок у цій галузі, зроблений Фрідріхом Цандером (1877–1933), який був прибічником спалення не тільки суто ракетних конструкцій (наприклад, підвісних баків), але й авіаційних елементів, що призначались для атмосферної ділянки польоту – крил, моторів, гвинтів тощо [27]. Він сформулював основні вимоги до металів, з яких можна виготовляти спалимі елементи. Також було запропоновано застосування пластмас з металічним наповнювачем як матеріалів для таких елементів. Крім цього, Фрідріх Цандер першим пропонує ідею ракетоплана, який має спалювати сам себе (рис. 6). Він окреслив основні агрегати, необхідні для здійснення плавлення і подачі твердого пального. Це – «плавильний котел» з «топкою»; інжектор, що подає розплав в камеру згоряння за допомогою газоподібного окислювача; трубопроводи з підігрівом для транспортування розплавленого пального тощо. Фрідріх Цандер провів численні експерименти з виготовлення і випробування на спалимість легких сплавів [28].

Слід зауважити, що Фрідріх Цандер і Юрій Кондратюк розглядали конструктивні елементи лише як допоміжний компонент до основного рідкого палива.

Думка про доцільність спалення відпрацьованих частин ракети присутня і у відомій роботі Арі Штернфельда (1905–1980) [33], щоправда, конкретних пропозицій стосовно її реалізації автор не надав.

Вальтер Гоман (1880–1945) запропонував проєкт космічного корабля, що нагадував висотну архітектурну споруду (рис. 7), та мав будуватися цілком з твердого палива [29]. Отже, такий корабель мав постійно зменшуватися протягом польоту. Твірна його корпусу є експоненціальною кривою, а горіння могло відбуватися лише з торця. Завдяки цьому політ мав би відбуватися з постійним прискоренням. Недоліком цієї схеми є відсутність камери згоряння, що не дозволило б досягти необхідного питомого імпульсу.

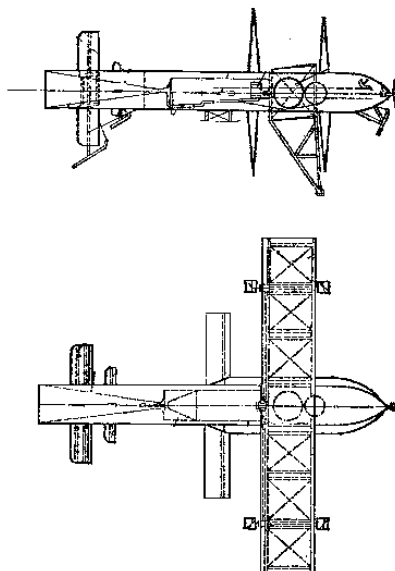


Рис. 6. Повітряно-космічний літак (за сучасною термінологією) Фрідріха Цандера

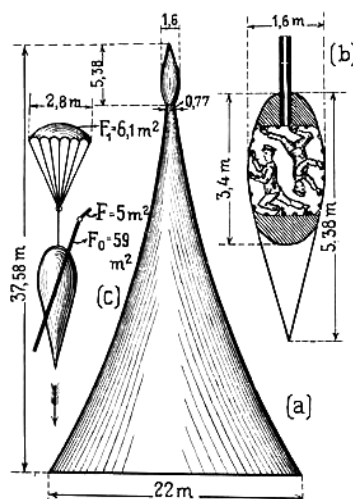


Рис. 7. Проєкт ракети Вальтера Гомана

Названі вище роботи були скоріше теоретичними роздумами піонерів космонавтики. Реальні пропозиції такого роду ракетної техніки з'явилися у другій половині XX сторіччя у вигляді патентів.

Зрозуміло, що створення ракети із спалимою оболонкою паливного бака потребує розробки двигуна нового типу та інших оригінальних агрегатів. Більш легкою здається задача відкидання бакових оболонок по мірі їх спорожнення від палива, оскільки може бути розв'язана на основі застосування ракетних двигунів, що вже існують.

Логічним розвитком концепції ТКС з одноразовими паливними баками і багаторазовими двигунними установками та іншими дорогими елементами видається ідея відкидання паливних баків частинами, в міру спорожнення їх від палива. Такий підхід теоретично дає можливість знизити енергетичні витрати на прискорення тих частин баків, паливо з яких вже витрачено. Відомі патенти щодо пропозицій з ракет, що безперервно відкидають паливні баки [30, 31].

Ідея спалювання відпрацьованих елементів РН також привертала увагу конструкторів. В одному з проектів запропоновано факелом двигуна спалювати спорожнілі частини бакової оболонки і для подачі палива в двигун застосовувати пружні елементи. Для дискретного відкидання стабілізаторів застосовуються піротехнічні засоби [32].

У патенті [33] заявлена ракета зі спаленням оболонки паливного бака, що складалась з твердого пального. Автори іншого патенту [34] пропонували спалювати композитну оболонку паливного бака факелами ракетних двигунів та з використанням інжекторів для подачі повітря. Свою ракету автори назвали автофажною. Ця влучна назва може бути використана для найменування всієї сукупності перспективних ракет з витрачанням оболонок баків в міру їх спорожнення від рідкого палива.

Теоретичні передумови створення ракет з полімерними корпусами. Використання синтетичних полімерів як основного конструкційного матеріалу для корпусів ракет-носіїв є сьогодні одним з перспективних підходів до створення дешевих та ефективних надлегких РН. Хімічний склад вуглеводних полімерів, зокрема, поліетилену, поліпропілену, полістиролу, близький до складу типового вуглеводневого пального, вони достатньо міцні для виготовлення з них конструкційних елементів, легко плавляться та газифікуються. За рахунок відносно високого енергетичного потенціалу їх можна одночасно використати в якості твердого ракетного палива шляхом газифікації та спалювання в РД спеціального типу. Як окислювачів доцільне застосування, наприклад, таких уживаних в ракетній техніці рідин як азотний тетроксид, перекис водню. Очевидно, що найкращим нетоксичним окислювачем є рідкий кисень. Проте, майже всі полімери мають температуру крихкості значно вищу за температуру рідкого кисню, отже, область їх застосування обмежується лише окислювачами з високими температурами кипіння.

У табл. 3 наведено порівняння енергетичних характеристик деяких полімерів і традиційних палив, що використовуються в авіаційної і ракетній техніці.

Таблиця 3

Теплота згоряння деяких палив

Матеріал	Теплота згоряння, МДж/кг	Джерело
Поліетилен	46,40	[35]
Поліпропілен	46,10	[35]
Гас	42,77–43,78	[36, 37]
Дизельне пальне	38,92	[37]
Paraffin wax fuel	33,90	[38]
P/PE10	34,50	[38]

Отже, як бачимо з табл. 3 полімери не поступаються традиційним паливам і навіть перевищують їх. Додатковим аргументом на користь вибору вуглеводневих полімерів є сприятлива можливість використання їх разом з порошковими металомісткими наповнювачами. Це дозволить уникнути проблем, пов'язаних із використанням металевих або гідридних баків і разом з тим покращити енергетичні характеристики палива.

Авторами запропоновано концепцію надлегкої РН з корпусом, виготовленим повністю з поліетилену, прототипом якої є автофажна ракета [39]. До найсуттєвіших додаткових переваг поліетилену треба віднести дещо більший вміст водню, більшу густину (це сприятиме зменшенню габаритів ракети) та нетоксичність.

Виконаний в роботі [40] теоретичний аналіз підтверджує, що полімерні палива дозволяють забезпечити необхідний питомий імпульс для ракети-носія, і, за всіма розглянутими параметрами, є кращими за традиційні гасові палива. Поява нового типу ракетного двигуна [41] дозволяє здійснити практичну реалізацію ракет з полімерними корпусами.

Висновки. Таким чином, розробка ракет-носіїв на базі полімерних матеріалів є сьогодні одним з перспективних підходів до створення дешевих та ефективних надлегких РН. Теоретично доведено ефективність використання полімерів в якості твердого ракетного палива. Розроблено концепцію надлегкої ракети-носія, у якій полімери можуть водночас використовуватися як паливо і як конструкційний матеріал. Серед полімерів, які є найбільш сприятливою речовиною для виготовлення оболонок спалимих ракет, особливу увагу слід звернути на поліетилен з погляду на високу енергетичну ефективність та нешкідливість для довкілля рідкого кисню як окислювача.

Створення такого типу надлегких РН дозволить вирішити проблему low-cost запусків для виведення на низькі навколосемні орбіти малих супутників та супутникових угруповань, а Україні зайняти нішу запуску легких і надлегких РН на світовому ринку.

Бібліографічні посилання

1. Alina Orlova, Roberto Nogueira, Paula Chimenti. The Present and Future of the Space Sector: A Business Ecosystem Approach. *Space Policy*. 2020. Vol. 52. <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2020.101374>.

2. Marcello Spagnulo, Vincent Sabathier, Catherine Maisonnet. An Ariane strategy for in-orbit separation of satellite constellations. *Space Technology*. 1996. 16. 5-6. P. 255 – 264.

3. Безручко К. В., Давидов А. О., Свищ В. М., Харченко А. А. Классификация и сравнительные характеристики стартовых комплексов современных ракет-носителей. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2010. № 10. С. 33–37.

4. Dron M., Hilorme T., Golubek A., Dreus A. & Dubovik L. Determining the performance indicators of employing combined methods for removing space objects from near-earth orbits. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2022. 1(3–115). P. 6–12. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2022.253096> 2022

5. Cormier L. The economic and technical benefits of the assist-stage concept for space launch. *AIAA Meeting paper 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit*. A 9638007. 1996. AIAA Paper 96-2773. <https://doi.org/10.2514/6.1996-2773>

6. Murugan P. & Agrawal Y. Small satellites applications, classification and technologies. *International Journal of Science and Research (IJSR)*. 2020. 9(7) P. 1682–1687.

7. Joseph R. Kopacz, Roman Herschitz, Jason Roney. Small satellites an overview and assessment. *Acta Astronautica*, 2020. Vol. 170. P. 93–105, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.01.034>.

8. Yaqoob M., Lashab A., Vasquez J. C., Guerrero J. M., Orchard M. E. & Bintoudi, A. D. A comprehensive review on small satellite microgrids. *IEEE Transactions on Power Electronics*. 2022. Vol. 37(10) P. 12741-12762. <https://doi.org/10.1109/TPEL.2022.3175093>

9. McIntyre Stuart et al. How to launch small payloads? Evaluation of current and future small payload launch systems. *14th Reinventing Space Conference*, 24 – 27 October 2016, London.

10. Carlos G. Niederstrasser. The small launch vehicle survey a 2021 update (The rockets are flying). *Journal of Space Safety Engineering*. 2022, Volume 9. Issue 3. P. 341–354.

<https://doi.org/10.1016/j.jsse.2022.07.003>

11. Wekerle T., Pessoa J. B., Costa L. E., V. L. D. & Trabasso, L. G. Status and trends of smallsats and their launch vehicles – An up-to-date review. *Journal of Aerospace Technology and Management*. 9, P. 269–286. <https://doi.org/10.5028/jatm.v9i3.853>
12. Rizwan Ullah, De-Qun Zhou, Peng Zhou, Mukarrum Hussain An approach for space launch vehicle conceptual design and multi-attribute evaluation. *Aerospace Science and Technology*. 2013. Vol. 25, Issue 1. P. 65–74. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2011.12.008>
13. Piedra S., Flores-Espinosa O. Multistage low-earth-orbit solid rocket conceptual design based on MERS. *CEAS Space J*. 2023. № 15. P. 393–402. <https://doi.org/10.1007/s12567-022-00472-x>
14. Koelle D. E. Cost efficiency as design and selection criterion for future launch vehicles. *Acta Astronautica*. 2005. Vol. 57, Issues 2–8. P. 623–629, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2005.02.001>.
15. Безвербый В. К. Выбор проектных параметров летательных аппаратов: учеб. пособие для вузов. М: Изд-во МАИ, 1984. 43 с.
16. Patel H., Maynard I., Rana L. & Chudoba B. Strategic Forecasting Toward Achieving Defensible Space Architecture by Year 2030. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2022. Vol. 59(5). P. 1437–1454.
17. Sivolella D. *The Space Shuttle Program: Technologies and Accomplishments*. Springer, 2017. 360 p.
18. Collins P. The Economic Benefits of Space Tourism. *Journal of the British Interplanetary Society*. 2006. Vol. 59, № 11. P. 400–410.
19. Bart Hendrickx, Bert Vis. *Energiya-Buran: The Soviet Space Shuttle*. Springer Science & Business Media, 2007, 560 P.
20. Koelle, D. E., The next generation of launch vehicles. *Journal of the British Interplanetary Society*. 1981, Vol. 34. P. 200–204
21. Charles H. Eldred, Richard W. Powell and Douglas O. Single Stage Rocket Options for Future Launch Vehicles. *Space Programs and Technologies Conference and Exhibit 21–23 September 1993*. Huntsville, AL, U.S.A. <https://doi.org/10.2514/6.1993-4162>
22. Kobayashi H., Maru Y., Richardson M. P., Kinefuchi K. & Sato T. Conceptual Design Study of a Vertical Takeoff and Landing Airbreather. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2021. Vol. 58(5). P. 1279–1292. <https://doi.org/10.2514/1.A34988>
23. N.T. Drenthe, B.T.C. Zandbergen, R. Curran, M.O. Van Pelt, Cost estimating of commercial smallsat launch vehicles. *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 155. P. 160–169. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.11.054>
24. Yost B., Weston S., Benavides G., Krage F., Hines J., Mauro S. et al. State-of-the-art small spacecraft technology. *NASA/TP–20210021263*. 2021.
25. Yemets V., Sanin F., Dzhur Y., Masliany, M., Kostritsyn O. & Minteev, G. Single-stage small satellite launcher with combustible tank of polyethylene. *Acta*

Astronautica. 2008. Vol. 64(1). P. 28–32.
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.06.015>

26. Кондратьюк Ю. В. Завоевание межпланетных М.: Оборонгиз, 1947. 83 с.

27. Цандер Ф. А. Проблема полёта при помощи реактивных аппаратов. М.: Оборонгиз, 1961. 459 с.

28. Цандер Ф. А. Собрание трудов/сост. и отв. ред. Г.А. Тетерс. Рига: Зинатне, 1977. 567 с.

29. Гоман В. Возможность достижения небесных тел. *Пионеры ракетной техники. Гансвиндт, Годдард, Эсно-Пельтри, Оберт, Гоман: избр.тр.* М.: Наука, 1977. С. 504–506.

30. Rocket staging system: Pat. 4723736 USA. 1988.

31. Launcher redundant tank mass shedding system: Pat. 10281252 USA. 2019.

32. Rocket Propulsion Method and Means: Pat. 3043221 USA. 1962.

33. Rocket Motor with Consumable Casing: Pat. 3127739 USA. 1961.

34. Single Stage Autophage Rocket: Pat. 4703694 USA. 1987.

35. Aminabhavi T. M. & Cassidy P. E. Flammability Characteristics of Polymers. *Polymer-Plastics Technology and Engineering*. 1989. Vol. 28(7-8). P. 717–751. <https://doi.org/10.1080/03602558908049824>

36. Cookson D. J., Lloyd C. P. & Smith B. E. Investigation of the chemical basis of kerosene (jet fuel) specification properties. *Energy & Fuels*. 1987. Vol. 1(5). P. 438–447. <https://doi.org/doi:10.1021/ef00005a011>

37. Peili Zhang, Jun Xiao, Jingsi Wu, Jimiao Duan. Experimental analysis on combustion characteristics of diesel and kerosene under different radiation intensity of heat source. *Energy Reports*. 2022. Vol. 8. P. 1055–1067. <https://doi.org/10.1016/j.egy.2022.02.091>.

38. Whitmore S, Peterson Z, Eilers S. Analytical and experimental comparisons of HTPB and ABS as hybrid rocket fuels. *Paper presented 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. 2011. AIAA, San Diego, California, USA. <https://doi.org/10.2514/6.2011-5909>

39. Yemets V., Prince S., Wilkinson R. Investigations of a combustible inertial: Launch vehicle design. *Journal of the British Interplanetary Society*. 2015. Vol. 68, Issue 7. P. 188–199.

40. Ємець В. В., Дронь М. М., Косіцина О. С. Оцінка можливостей застосування твердих вуглеводнів в автофажних двигунах ракет-носіїв легкого класу. *Journal of Chemistry and Technologies*, 2019. Vol. 27(1), P. 58-64. <https://doi.org/10.15421/081906>

41. Yemets V., Dron M., & Pashkov A. Autophage engines: Method to preset gravity load of solid rockets. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2020. Vol. 57(2). P. 309–318. <https://doi.org/10.2514/1.A34597>

Надійшла до редколегії 16.04.2023