

УДК 629.764

В.В. ЄМЕЦЬ

*Дніпропетровський національний університет ім. Олеса Гончара, Україна***ПЕРСПЕКТИВА РЕАЛІЗАЦІЇ ЕФЕКТИВНОЇ МІКРОРАКЕТИ-НОСІЯ ШЛЯХОМ ВИКОРИСТАННЯ ПОЛІМЕРНОЇ БАКОВОЇ ОБОЛОНКИ ЯК ПАЛЬНОГО**

Розробка мікrorакет-носіїв (мікро РН) для виведення на низькі навколоземні орбіти супутників мікронано- і пікокласів є однією з новітніх актуальних задач розвитку ракетно-космічної техніки сьогодення. Однак, принципи конструктивної будови та технологія виробництва сучасних РН, що є видатним досягненням науки і техніки ХХ-го століття, призначені для виведення на орбіту космічних апаратів масами від кількох тон до кількох десятків тон, і створити мікро РН, використовуючи ці самі конструктивно-компоновочні схеми і технології без змін, напевно не є можливим. Суттєво знизити питому масу конструкції РН і, таким чином, зменшити вплив масштабного фактора можливо шляхом виготовлення бакової оболонки РН із полімерного матеріалу і використання її як основного пального. В статті розглядаються деякі варіанти влаштування таких – спалимих – РН та їхніх найважливіших агрегатів, наводиться оцінка доцільної області і ефективності застосування.

Ключові слова: мікrorакети-носії, спалимі полімерні баки, газифікаційна камера, магнітопорошковий обтюратор.

Вступ

Задача розробки нових транспортних космічних систем (ТКС) з метою зниження витрат на транспортні космічні операції, яким властива досить висока питома вартість виведення на низькі навколоземні орбіти – близько \$10 тис./кг, є актуальною вже на протязі кількох десятиріч. Зараз (як і на протязі останніх принаймні чотирьох десятиріч) є можливим виокремити два основні – магістральні – напрямки зниження питомої вартості виведення корисного вантажу і, взагалі, подальшого розвитку ТКС. Це є багаторазове використання матеріальної частини РН, особливо найдорожчих її складових – двигунної установки (ДУ) і системи керування (СК), а також застосування одноступінчастої ТКС для досягнення низької орбіти. Два сучасні проекти, що найяскравіше представляють означені напрямки це «Delta Clipper» та «Skylon» [1], які розрізняються способом старту і посадки і тим, що перший є чисто ракетним, а другий передбачає використання повітря як окислювача на початковому етапі польоту.

Новітні досягнення в області створення і використання конструкційних матеріалів (такі як графіто-епоксидні і алюмінієво-літєві баки і графіто-алюмінієвий перехідний відсік [1]) суттєво посилили сподівання на здійсненність повністю багаторазового одноступінчастого ракетного носія, але необхідно відзначити високий технічний ризик його реалізації, пов'язаний з експоненціальним (згідно з формулою Циолковського) характером залежності маси корисного навантаження від масової долі конструкції. Незначне збільшення маси конструкції, що є цілком звичай-

ною справою в процесі виробництва, загрожує переходом в область від'ємного корисного навантаження.

Британський проект «Skylon», ідея реалізації якого основана на глибокому охолодженні повітря перед стисненням в компресорі, є, напевно, одним з кращих сучасних проектів повністю багаторазових носіїв з комбінованою повітряно-реактивною і ракетною ДУ. Але, як визнають його проєктанти, його економічна ефективність реалізується лише за величезного об'єму транспортної програми, що передбачає 1000 і більше польотів на рік [2], тобто більше трьох польотів на 1 день, що значно перевищує сучасну частоту пусків РН в світі.

Особливо загострюється проблема зниження питомої вартості виведення, коли йдеться про запуск новітніх мініатюрних супутників, тому що в цьому випадку традиційна питома вартість виведення малими РН зростає в кілька разів [3].

1. Проблема розробки мікrorакет-носіїв для виведення в космос мікро- і наносупутників

Поява сучасних доступних технологій створення ефективних мікро- (< 100 кг), нано- (< 10 кг) і пікосупутників (< 1 кг) викликала додатково нову проблему розробки дешевої малої РН, спеціально призначеної для запуску малих космічних апаратів; наприклад, для США ця проблема вже набула критичної гостроти [3].

Безсумнівно, що такі новітні технології як MEMS, MEOMS, які дають можливості розробки мікромеханізмів і мікропневмогідролічних агрегатів

(клапанів, турбін, двигунів), використання суцільних скляних корпусів малих супутників для передачі даних лазерами всередині самих цих супутників [4, 5], будуть і надалі сприяти мініатюризації супутників і розширенню їхніх функціональних можливостей і, таким чином, все більше загострювати потребу в мікро РН. Спроби створити ефективні мікро РН на основі сучасних технологій не мають успіху. Так, наприклад, якщо типовій сучасній РН (тобто такій РН, що має масу кілька сотень тон і розрахована на виведення супутників масою 3-15 тон на низькі на-вколоземні орбіти) притаманні питома маса корисного вантажу близько 3%, абсолютна і питома вартості виведення відповідно кілька сотень мільйонів доларів і близько \$10 тис./кг, то сучасні американські малі ракети «Pegasus» і «Falcon» (стартовою масою в кілька десятків тон), призначені для виведення близько 300 кг на низьку полярну орбіту, мають питоми вартості виведення \$70 тис./кг і \$17 тис./кг при вартостях пуску \$20 млн. і \$6 млн. відповідно [3] і питомих масах корисного навантаження близько 1%. Тобто, малі ракети за питомими показниками в кілька разів гірші за великі. Це також можливо прослідкувати і на інших прикладах, таких як японські малі РН, які зараз пропонуються для малих супутників [6].

Причина цього полягає у відомому «масштабному факторі» – зростанні долі маси конструкції в загальній масі ракети при зменшенні останньої. Або ж, як сказано в [7]: «Питоми вартості РН неминуче зростають, коли їхні розміри зменшуються». В [8] «масштабний ефект», тобто масштабний фактор, визначається як фундаментальний закон для будь-яких транспортних систем – наземних, морських, повітряних і космічних: «Чим більше система, тим менше питома вартість транспортування». Як стверджує у своїх висновках зібрання американських фахівців, що розглядали проблему зниження вартості виведення малих супутників [9]: «Для зниження вартості, яке є суттєвим, нові системи мають бути розглянуті, такі, що викликають фундаментальні зміни у побудові засобів виведення і експлуатаційній культурі».

Зараз в світі йде пошук таких технологій, про що, наприклад, свідчать доповіді на щорічних Міжнародних астронавтичних конгресах. Один із запропонованих варіантів – запуск малої РН з малого суборбітального повітряно-космічного літака, який після початкового набору висоти і швидкості із застосуванням традиційних повітряно-реактивних двигунів продовжує набір висоти і швидкості за допомогою твердопаливного ракетного прискорювача [10]. Зауважимо, що використання літака, особливо космічного, може бути вельми корисним, але ж проблема масштабного фактора для ракети все одно лишається: як зробити малу ефективну ракету щоб оснастити нею такий літак?

2. Перспективи використання спалимих РН

На нашу думку, спалимі РН [11] варто розглядати як одну із нових перспективних технологій, що мають потенціал для розв'язання означених вище проблем.

Спалимі РН не мають баків як окремих конструктивних елементів, це зменшує вплив масштабного фактора і, тому, спалима мікро РН може мати високу масову досконалість і бути реалізована в одноступінчастому варіанті при використанні, навіть, вуглеводневого пального. Такі РН не потребуватимуть зон відчуження, не засмічуватимуть земну поверхню відпрацьованими ракетними блоками і можуть запускатися за допомогою наземного або авіаційного стартів, наприклад, з території Українського Придунав'я над Чорним морем. Подібна траса пусків вже розглядається в Румунії для авіаційних запусків малих РН [12]. Одноступінчаста спалима РН є особливо придатною для повернення на Землю багаторазової ДУ. В цьому випадку важливо відзначити відсутність такого шкідливого впливу на довкілля як засмічення навколоземного простору відпрацьованими ракетними блоками. Отже, по-перше, стає теоретично можливою реалізація економічно доцільного одноступінчастого носія на вуглеводневому паливі з багаторазовим використанням ДУ і СК, по-друге, відкривається можливість створення мікро- і наноракет-носіїв для виведення на низькі орбіти корисного навантаження масою від кількох кілограмів до кількох десятків кілограмів.

3. Влаштування спалимих РН

Хоча ідея використання конструктивних елементів РН як палива відома з часів піонерів ракетної техніки і космонавтики Фрідріха Цандера, Юрія Кондратюка, Арі Штернфельда, Вальтера Гомана, її практична реалізація стримувалась конструктивними труднощами і стала можливою в наш час завдяки новітнім досягненням в галузях використання полімерних матеріалів і магнітної герметизації.

Можливо запропонувати кілька варіантів конструктивно-компоновочних схем спалимих РН, основна відмінність між якими полягає в способі подачі палива в ДУ. Він може бути близьким до традиційного [11, 13], якщо подача здійснюється насосом (для рідкого окислювача) і компресором (для газифікованого пального), а також нетрадиційним, якщо подача здійснюється за рахунок ваги або інерційних сил, що діють на паливо [14].

На рис. 1 представлений варіант спалимої РН. Полімерна бакова оболонка подається в газифікаційну камеру зубчастої форми [11, 15, 16] за допомогою власної ваги, тут вона газифікується за рахунок теплоти неповного згоряння всього пального і частини

окислювача після чого подається в камеру згоряння компресором [17]. Магнітопорошковий обтюратор, що має низьке тертя, ущільнює проміжок між рухо- мим днищем, газифікаційною камерою і оболонкою бака; також обтюратор демпфує коливання двигунно- го блока [18 – 20]. Ракета скорочується в міру витра- чання палива, в кінці польоту двигунний блок вхо- дить в спускний апарат і приземлюється.

Висновки

Теоретично багаторазові одноступінчасті спали- мі мікро РН на вуглеводневому паливі матимуть приблизно вдвічі меншу питому вартість виведення при порівнянні з традиційними багаторазовими дво- ступінчастими РН на такому ж паливі і приблизно од- накову питому вартість виведення з традиційними ба- гаторазовими двоступінчастими РН на вуглеводнево- водневому паливі. При цьому спалимі РН матимуть менші разові витрати внаслідок відсутності потреби врятування ракетних блоків перших ступенів.

Література

1. Rose B. *Secret projects: Military space technology* / B. Rose. – Hersham: Ian Allan Publishing, 2008. – P. 61-103.

2. *Skydon users' manual* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.reactionengines.co.uk>.

3. Bille. M. *Practical Microsat Launch Systems: Economics and Technology*. AIAA/USU Conference on Small Satellites. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.mitre.org/work/tech_papers/tech_papers_03/kane_mls/kane.mls.pdf. – 20.08.2008.

4. *Tiny Glass Satellites Represent New Concepts, Technologies* [Електронний ресурс]. – Режим досту- ну: <http://www.aero.org/news/newsitems/glasssatellites-012505.html>. – 20.08.2008.

5. Shubert. D. *A New MEMS-Concept Using Micro Turbines for Satellite Power Supply*, paper IAC-08.C3.2.6 [Електронний ресурс] / 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – 1 електрон. опт. диск (CD-ROM).

6. Matsuda S. *An Affordable Small Satellite Launcher Concept in Japan*, paper IAC-08.B4.5.6 [Електронний ресурс] / 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – 1 електрон. опт. диск (CD-ROM).

7. Webb G. *Responsive access to space for euro- pean microsattellites* [Електронний ресурс] / 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scot- land, 2008. – 1 електрон. опт. диск (CD-ROM).

8. Koelle D.E. *The next generation of launch vehi- cles* / D.E. Koelle // *Journal of the British Interplaneta- ry Society*. – 1981. – Vol. 34. – P. 201-204.

9. *Technology for Small Spacecraft* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [http:// www.nap.edu/openbook/0309050758/html/75.html](http://www.nap.edu/openbook/0309050758/html/75.html). – 20.08.2007.

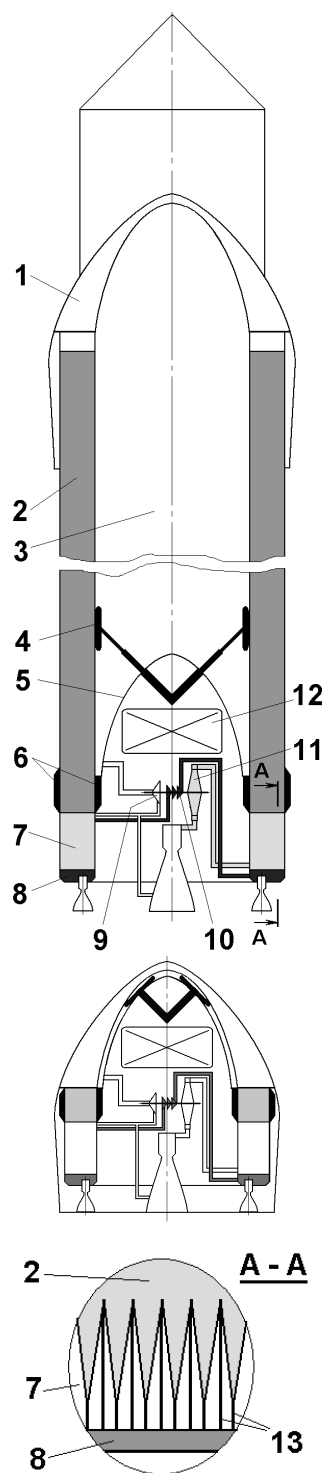


Рис. 1. Варіант спалимі РН на старті і після повернення багаторазової частини:

1 – спускний апарат; 2 – поліетиленова бакова оболонка; 3 – рідкий окислювач; 4 – шарнірна опора; 5 – пересувне днище; 6 – магнітопорошкові обтюратори; 7 – газифікаційна камера; 8 – колектор газоподібних продуктів термічної деструкції оболонки; 9 – насос окислювача; 10 – компресор пального; 11 – турбіна; 12 – прилади системи керування; 13 – трубопроводи газоподібних продуктів термічної деструкції оболонки

10. Lauer. C.J. *The XP spaceplane as a reusable first stage for an affordable and responsive microsattellites launch systems*, [Електронний ресурс] / 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. – 1 електрон. опт. диск (CD-ROM).
11. Yemets V. *Launch Vehicle with Combustible Polyethylene Case Gasification Chamber Design Basis* / V. Yemets // *Journal of the British Interplanetary Society*. – 2008. – Vol. 61, № 1. – P. 32-38.
12. Savu G. *Micro, Nano and Pico Satellites Launched from the Romanian Territory* / G. Savu // *Acta Astronautica*. – 2006. – Vol. 59, №. 8-11. – P.859-861.
13. Ємець В.В. Доцільні області застосування ракет-носіїв із спалюваними поліетиленовими баками / В.В. Ємець // *Космічна наука і технологія*. – 2008. – Т 14, № 1. – С. 17-24.
14. *Single-Stage Small Satellite Launcher with Combustible Tank of Polyethylene* / V. Yemets, F. Sanin, Ye. Dzhur, M. Masliany, O. Kostriysyn, G. Minteev // *Acta Astronautica*. – 2009. – Vol. 64, № 1. – P. 28-32.
15. Ємець В.В. Газифікаційна камера спалимої ракети-носія / В.В. Ємець // *Вісник двигунобудування*. – 2008. – № 1. – С. 17-21
16. Експериментальне дослідження моделі ракетного двигуна, що живиться твердим поліетиленовим стержнем як паливом / В.В. Ємець, Ф.П. Санін, Є.О. Джур та ін. // *Космічна наука і технологія*. – 2007. – Т 13. – № 6. – С. 18-30.
17. Ємець В.В. Оцінка характеристик компресора для газоподібних продуктів термічної деструкції поліетилену / В.В.Ємець, О.Ю. Кострицин // *Вісник Дніпропетровського університету. Ракетно-космічна техніка*. – 2006. – Вип. 10, Т. 1 – С. 29-35.
18. Yemets V. *Coated magnetic powder as a sealing and damping material* / V. Yemets, M. Masliany, O. Kostriysyn // *Magnetohydrodynamics*. – 2007. – № 3. – P. 355-361.
19. Yemets V. *Prospects of Magnetic Powder Seals and Dampers for Spacecraft Devices*, IAC-08.C2.8.9 [Електронний ресурс] / 59th International Astronautical Congress Proceedings, Glasgow, Scotland, 2008. – 1 електрон. опт. диск (CD-ROM).
20. Ємець В.В. Обтюратор двигунного блоку спалимої ракети-носія / В.В. Ємець // *Вісник двигунобудування*. – 2007. – № 2. – С. 17-23.

Надійшла до редакції 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ф.П. Санін, Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара, Дніпропетровськ, Україна.

ПЕРСПЕКТИВА РЕАЛИЗАЦИИ ЭФФЕКТИВНОЙ МИКРОРАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПУТЁМ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОЛИМЕРНОЙ БАКОВОЙ ОБОЛОЧКИ КАК ГОРЮЧЕГО

В.В. Емец

Разработка микроракет-носителей (микро РН) для выведения на низкие околоземные орбиты спутников микро- нано- и пикоклассов – одна из новейших актуальных задач развития ракетно-космической техники сегодняшнего дня. Однако современные РН предназначены для выведения на орбиту космических аппаратов массами от нескольких тонн до нескольких десятков тонн, и сделать микро РН, используя те же конструктивно-компоновочные схемы и технологии без изменений, вряд ли возможно. Существенно снизить удельную массу конструкции РН и, таким образом, уменьшить влияние масштабного фактора возможно путём изготовления баковой оболочки РН из полимерного материала и использования её как основного горючего. В статье рассматриваются некоторые варианты устройства таких – сжигаемых – РН и их важнейших агрегатов, приводится оценка целесообразности области и эффективности использования.

Ключевые слова: микроракета-носитель, сжигаемый полимерный бак, газификационная камера, магнитопорошковый обтюратор.

THE POSSIBILITY OF THE EFFECTIVE MICRO LAUNCH VEHICLE REALIZATION BY MEANS OF USING ITS POLYMERIC TANK SHELL AS FUEL

V.V. Yemets

Developing micro launch vehicles (LV) capable of orbiting micro, nano and picosatellites is one of the topical present-day problems of space transportation. However, the modern launch vehicle design and technology that is a prominent achievement of twentieth century are intended for orbiting large spacecrafts having masses from several tons to several tens of tons, so developing micro LVs using the same design and technology is scarcely possible. Considerable decreasing the LV structure mass fraction and the impact of scale effect is possible to reach by means of making the LV tank shell of polymer and using it as main fuel. Several versions of such combustible LVs as well as their main parts are considered in this article, the LVs efficiency and the field of application are estimated.

Key words: micro launch vehicle, combustible polymeric tank, gasification chamber, magnetic obturator.

Ємець Віталій Володимирович – канд. техн. наук, доцент кафедри технології виробництва ракетно-космічних літальних апаратів Дніпропетровського національного університету ім. Олеся Гончара, Дніпропетровськ, Україна, e-mail: Vitaly.Yemets@yahoo.com.