

УДК 629.764

**В. В. Ємець**

Дніпропетровський національний університет

## Області доцільного застосування ракет-носіїв із спалимими поліетиленовими баками

*Надійшла до редакції 10.04.07*

---

Аналізуються перспективні шляхи зниження вартості транспортних космічних операцій. Показано, що використання поліетиленових оболонок паливних баків як пального є одним з ефективних шляхів. Специфічними особливостями спалених ракет-носіїв (СРН) є можливість їхньої реалізації в одноступеневому варіанті і відсутність конструкції бакових відсіків у традиційному розумінні. Це дозволить створити одноступеневу багаторазову СРН із порівняно дешевим врятуванням двигунної установки і системи керування в єдиному спускному апараті. СРН-технологія особливо приваблива для розробки перспективних малих РН для мікро-спутників, оскільки маса спалених оболонок паливних відсіків не залежить від розмірності РН — лише завжди дорівнює масі пального. Перевага СРН продемонстрована шляхом порівняння питомих вартостей і корисних мас різноманітних сучасних і перспективних одноразових і багаторазових РН. Наводяться методика і формули розрахунку. Завважується, що недоліком СРН є необхідність розробки деяких нових агрегатів.

---

### ВСТУП

Огляд сучасних проєктів, спрямованих на зниження вартості транспортних космічних операцій, окреслює виразну тенденцію до застосування дешевих одноразових двигунних установок, таких як гібридні, твердопаливні або рідинні з витискною системою подачі. Ця тенденція спричинена тим фактом, що двигуни є найдорожчою частиною сучасних ракет-носіїв (РН). Однак не завжди зниження вартості двигуна є достатнім для зниження питомої вартості виведення корисного навантаження, оскільки вона залежить також від маси конструкції РН. Найбільша частина маси конструкції РН — це маса паливних баків. Використання поліетиленових бакових оболонок як пального (див. рис. 1) може призвести до такого ж, або ще кращого результату, ніж для згаданих сучасних шляхів, навіть з урахуванням того, що двигунна установка спаленої РН (СРН) матиме більшу масу і вартість, ніж у традиційних РН. Крім

цього, СРН для таких окремих областей, як малі РН (МРН) і багаторазові РН (БРН) матиме особливі переваги: слабка залежність від масштабного фактора і відсутність необхідності рятувати бакові відсіки.

Ідея спалення елементів конструкції ракет як пального відома з робіт піонерів космонавтики Ф. Цандера, Ю. Кондратюка, А. Штернфельда та інших вчених і винахідників [6]. Принцип влаштування СРН розглядається в роботах [3, 7]. Існує багато проблем практичної реалізації СРН: розробка агрегатів рухомої двигунної установки, вибір паливно-конструкційного матеріалу і окислювача (висококиплячого або криогенного) [2, 7], компенсація теплових напружень в конструкції (зауважимо, що високомолекулярний поліетилен низького тиску може бути застосований при криогенних температурах [1]) тощо. Але вже на попередньому етапі роботи теоретичні і експериментальні дослідження газифікаційної камери, компресора продуктів термічної деструкції поліетилену і обтюратора [3—

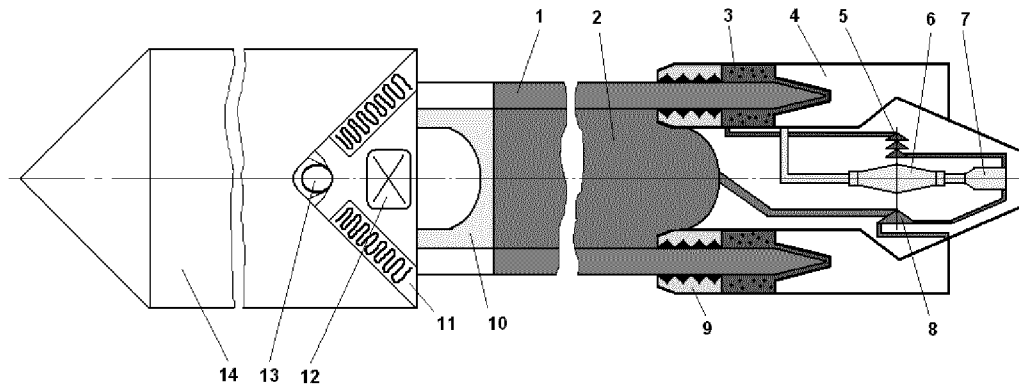


Рис. 1. Варіант багаторазової СРН: 1 — поліетиленова бакова оболонка, що надходить в газифікаційну камеру під дією тяги двигуна, 2 — рідкий окислювач, 3 — газифікаційна камера, 4 — камера згоряння, 5 — компресор газоподібних продуктів термічної деструкції поліетилену, 6 — турбіна, 7 — газогенератор, 8 — насос окислювача, 9 — об'єкторатор, 10 — газова подушка, 11 — парашутний відсік, 12 — приладовий відсік, 13 — двигунна установка м'якої посадки, 14 — космічна головна частина

5, 9] дозволяють оцінити маси і вартості цих агрегатів і СРН в цілому, а також визначити області їхнього доцільного застосування.

Пошук найдоцільніших областей застосування СРН здійснювався методом порівняння з сучасними і перспективними одноразовими РН (ОРН) і БРН. Порівнювалась питома вартість РН, яка визначалась в умовних одиницях (одна умовна одиниця дорівнює вартості одного кілограма пального) [8].

#### МАСОВА МОДЕЛЬ РН

Розглянемо традиційну багатоступеневу ОРН, що складається з таких частин: паливо, баки, двигунні установки, відсіки системи керування, інші відсіки (хвостові, міжбакові, міжступеневі тощо). Тоді стартова маса цієї ОРН дорівнює

$$M_0 = \sum_{i=1}^N (M_{p_i} + M_{t_i} + M_{e_i} + M_{g_i} + M_{s_i}),$$

де  $N$  — число ступенів,  $i$  — номер ступеня,  $M_{p_i}$  — маса пального  $i$ -го ступеня,  $M_{t_i}$  — маса паливних баків  $i$ -го ступеня,  $M_{e_i}$  — маса двигунної установки  $i$ -го ступеня,  $M_{g_i}$  — маса відсіку системи керування  $i$ -го ступеня,  $M_{s_i}$  — маса інших відсіків  $i$ -го ступеня.

Згідно з [8] загальна відносна корисна маса РН дорівнює

$$\mu_c = \left[ \frac{\exp\left(-\frac{V}{Nw_i}\right) - \alpha_i - \beta_i n_i}{1 - \alpha_i} \right]^N, \quad (1)$$

де

$$\alpha_i = \frac{a_{t_i} + a_{g_i} + a_{s_i}}{1 + a_{t_i}},$$

$$\beta_i = \frac{\gamma_{e_i}}{1 + a_{t_i}},$$

$$M_{p_i} = M_{0_i}(1 - \mu_{k_i}), \quad (2)$$

$$M_{t_i} = M_{0_i}(1 - \mu_{k_i})a_{t_i}, \quad (3)$$

$$M_{e_i} = M_{0_i}n_{0_i}\gamma_{e_i}, \quad (4)$$

$$M_{g_i} = M_{0_i}(1 - \mu_{c_i})a_{g_i}, \quad (5)$$

$$M_{s_i} = M_{0_i}(1 - \mu_{c_i})a_{s_i}, \quad (6)$$

$$\mu_{k_i} = \frac{M_{k_i}}{M_{0_i}}, \quad (7)$$

$$\mu_{c_i} = \frac{M_{c_i}}{M_{0_i}},$$

$V$  — характеристична швидкість РН,  $w_i$  — швидкість витікання газів із двигунів  $i$ -го ступе-

ня,  $a_{t_i}$  — відносна маса баків  $i$ -го ступеня,  $\gamma_{e_i}$  — відносна маса двигунної установки  $i$ -го ступеня,  $a_{g_i}$  — відносна маса відсіку системи керування  $i$ -го ступеня,  $a_{s_i}$  — відносна маса інших відсіків  $i$ -го ступеня,  $n_{0i}$  — стартове перевантаження  $i$ -го ступеня,  $\mu_{k_i}$  — відносна кінцева маса  $i$ -го ступеня,  $\mu_{c_i}$  — відносна корисна маса  $i$ -го ступеня,  $M_{0i}$  — стартова маса  $i$ -го ступеня ( $M_{01} = M_0$ ),  $M_{k_i}$  — кінцева маса  $i$ -го ступеня,  $M_{c_i}$  — корисна маса  $i$ -го ступеня. Оберемо параметри, наведені в табл. 1, для оцінки мас основних частин типової ОРН (прийемо, що  $w_i$ ,  $a_{ti}$ ,  $a_{gi}$ ,  $a_{si}$ ,  $\gamma_{ei}$  та  $n_{0i}$  є рівними для всіх ступенів).

В цьому випадку за формулами (1)—(7) отримаємо  $\mu_c = 0.033$ ,  $\mu_{k_i} = 0.261$  і розподіл сухої маси РН, показаний у табл. 2.

Видно, що в рамках цієї моделі найбільшу частину сухої маси складає маса паливних баків. Отже, це головний резерв для зниження маси конструкції РН.

Таблиця 1. Типові характеристики сучасної ОРН, призначеної для виведення супутників на низьку навколосезну орбіту

$V$	9400 м/с
паливо	кисень + газ
$N$	2
$w_i$	3500 м/с
$\gamma_{ei}$	0.012
$n_{0i}$	1.2
$a_{ti}$	0.07
$a_{gi}$	0.005
$a_{si}$	0.01

Таблиця 2. Типовий розподіл сухої маси та вартості складових сучасної двоступеневої ОРН з киснево-газовим паливом

Складова	Доля маси, %	Доля вартості, %
Баки, паливні відсіки	48	20
Двигуни, двигунні установки	14	58
Відсік системи керування	4	16
Інші відсіки	8	3
Корисний вантаж	26	
Паливо		3

## ВАРТІСНА МОДЕЛЬ РН

Відомо, що витрати на пуск РН складаються з вартості РН і витрат на наземне обслуговування. Заради спрощення обчислень ми не враховуватимемо останніх, бо вони залежать від багатьох факторів, таких як спосіб старту (морський, авіаційний або наземний), відстань від заводу-виробника РН до космодрому, ступінь багаторазового використання матеріальної частини, ступінь автоматизації стартових операцій тощо. Припустимо, що пускові витрати визначаються в основному вартістю РН:

$$C_{LV} = \sum_{i=1}^N (C_{p_i} + C_{t_i} + C_{e_i} + C_{g_i} + C_{s_i}), \quad (8)$$

де  $C_{p_i}$  — вартість палива  $i$ -го ступеня,  $C_{t_i}$  — вартість баків  $i$ -го ступеня,  $C_{e_i}$  — вартість двигунів  $i$ -го ступеня,  $C_{g_i}$  — вартість відсіку системи керування  $i$ -го ступеня,  $C_{s_i}$  — вартість інших відсіків  $i$ -го ступеня.

Прийемо для кожного ступеня РН умовні питомі вартості його частин (вартості одного кілограма частини РН в умовних одиницях), наведені в табл. 3.

Беручи до уваги формулу (8) та табл. 3, умовну вартість РН  $C_{LV}$  згідно з [8] можна визначити з виразу

$$\begin{aligned} \bar{C}_{LV} &= \sum_{i=1}^N (\bar{c}_{p_i} M_{p_i} + \bar{c}_t M_{t_i} + \bar{c}_e M_{e_i} + \bar{c}_g M_{g_i} + \bar{c}_s M_{s_i}) = \\ &= \sum_{i=1}^N [\bar{c}_{p_i} (1 - \mu_{k_i}) + \bar{c}_t (1 - \mu_{k_i}) a_{t_i} + \bar{c}_e n_{0i} \gamma_{e_i} + \\ &+ \bar{c}_g (1 - \mu_{c_i}) a_{g_i} + \bar{c}_s (1 - \mu_{c_i}) a_{s_i}] M_0 \prod_{j=0}^{i-1} \mu_{c_j}, \quad (9) \end{aligned}$$

Таблиця 3. Умовна питома вартість основних частин РН

Паливо: кисень + газ	$\bar{c}_{p_i}$	1
Паливо: кисень + водень	$\bar{c}_{p_i}$	10
Баки	$\bar{c}_t$	100
Двигуни	$\bar{c}_e$	1000
Відсік системи керування	$\bar{c}_g$	1000
Засоби рятування (для БРН)	$\bar{c}_r$	1000
Інші відсіки	$\bar{c}_s$	100

якщо

$$\mu_{c_0} = 1.$$

Розглянемо, наприклад, вищезгадану типову двоступеневу ОРН з паливом кисень + гас. Формула (9) матиме наступну форму, якщо параметри з індексом  $i$  однакові для обох ступенів:

$$\begin{aligned} \bar{C}_{LV} = M_0 [\bar{c}_{p_i}(1 - \mu_{k_i}) + \bar{c}_i(1 - \mu_{k_i})a_{t_i} + \bar{c}_e n_{0_i} \gamma_{e_i} + \\ + \bar{c}_g(1 - \mu_{c_i})a_{g_i} + \bar{c}_s(1 - \mu_{c_i})a_{s_i}](1 + \mu_{c_i}), \end{aligned} \quad (10)$$

де при  $N = 2$

$$\begin{aligned} \mu_{k_i} &= \exp\left(-\frac{V}{2w_i}\right), \\ \mu_{c_i} &= \frac{\exp\left(-\frac{V}{2w_i}\right) - \alpha_i - \beta_i n_i}{1 - \alpha_i}. \end{aligned}$$

Скориставшись виразом (10) та даними табл. 1 і 3, отримаємо розподіл вартості РН по її основних частинах (див. табл. 2). Видно, що в рамках цієї моделі найбільша частка вартості припадає на двигуни. Отже, це найсуттєвіший резерв зниження вартості РН.

#### НАПРЯМКИ ЗНИЖЕННЯ ПИТОМОЇ ВАРТОСТІ РН

Порівняймо РН різних типів за критерієм питомої вартості РН в умовних одиницях  $\bar{c}_{cp}$ . Для ОРН

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\bar{C}_{LV}}{M_c} = \frac{\tilde{C}_{LV}}{\mu_c}, \quad (11)$$

для БРН

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\tilde{C}_{LV}}{k\mu_c}. \quad (12)$$

Тут відносна умовна вартість РН

$$\tilde{C}_{LV} = \frac{\bar{C}_{LV}}{M_0},$$

$k$  — кратність використання БРН ( $k = 1$  для ОРН).

Згідно з виразом (11) є два шляхи зниження  $\bar{c}_{cp}$  для ОРН: зменшення  $\tilde{C}_{LV}$  та збільшення  $\mu_c$ . Зважаючи на дані табл. 2, ці шляхи можливо конкретизувати: зниження вартості двигунів та зниження маси баків. Існує кілька розгалужень цих шляхів (рис. 2).

Шляхи 1, 2, 3, 4 та 8 реалізуються зараз такими організаціями, як Microcosm, SpaceDev, SpaceX, Wickman Spacecraft & Propulsion Company та іншими. Ці шляхи можуть бути реалізовані зараз завдяки тому, що вони ґрунтуються переважно на сучасних технологіях. Ми пропонуємо звернути увагу на шляхи 5, 6 та 7. Вважаємо, що шляхи 5 та 7 є найбільш перспективними, але потребують розробки нових агрегатів — газифікаційної камери, компресора газифікованого поліетилену, обтюратора. Шлях 6 може бути реалізований на базі використання традиційної рідинної двигунної установки і нового магнітопорошкового обтюратора, запропонованого в наших роботах [4, 9].

#### ПОРІВНЯННЯ ОДНОРАЗОВОЇ ОДНОСТУПЕНЕВОЇ СРН З ОДНОРАЗОВОЮ ТРАДИЦІЙНОЮ РН, ГІБРИДНОЮ РН І РН З ВИТИСКНОЮ СИСТЕМОЮ ПОДАЧІ

За нашою попередньою оцінкою [4, 5] маса двигунного блоку СРН буде на 20...40 % більшою за масу традиційного ракетного двигуна з тією ж тягою. Додаткова маса спричинятиметься додаванням газифікаційної камери (10...20 %) і обтюратора (10...20 %). Ця оцінка дозволяє нам порівнювати СРН з іншими РН. Відомо, що одноступенева традиційна РН з паливом кисень + гас не реалізується. Однак одноступенева СРН на такому ж паливі є можливою. Ми вважаємо одноступеневу РН кращою за багатуступеневу, тому що вона теоретично надійніша. З цієї причини перш за все порівняймо одноступеневу одноразову СРН (ОСРН) із традиційною двоступеневою ОРН, призначеною для досягнення низької орбіти.

Оскільки  $a_t$  сильно впливає на  $\mu_c$ , то для коректного порівняння буде правильним не надавати фіксованого значення цьому параметру. Справа в тому, що  $a_t$  залежить від багатьох факторів (виробник, технологія, матеріали, габарити тощо), які важко врахувати. Тому ми розглянемо діапазон зміни  $a_t$  від 0.06 (кращий сучасний показник для великогабаритних баків з урахуванням мас газів наддуву і паливних залишків) до 0.012 (показник, характерний для верхніх ступенів, водневих баків, баків з витискною подачею). Якщо прийняти для РН, що

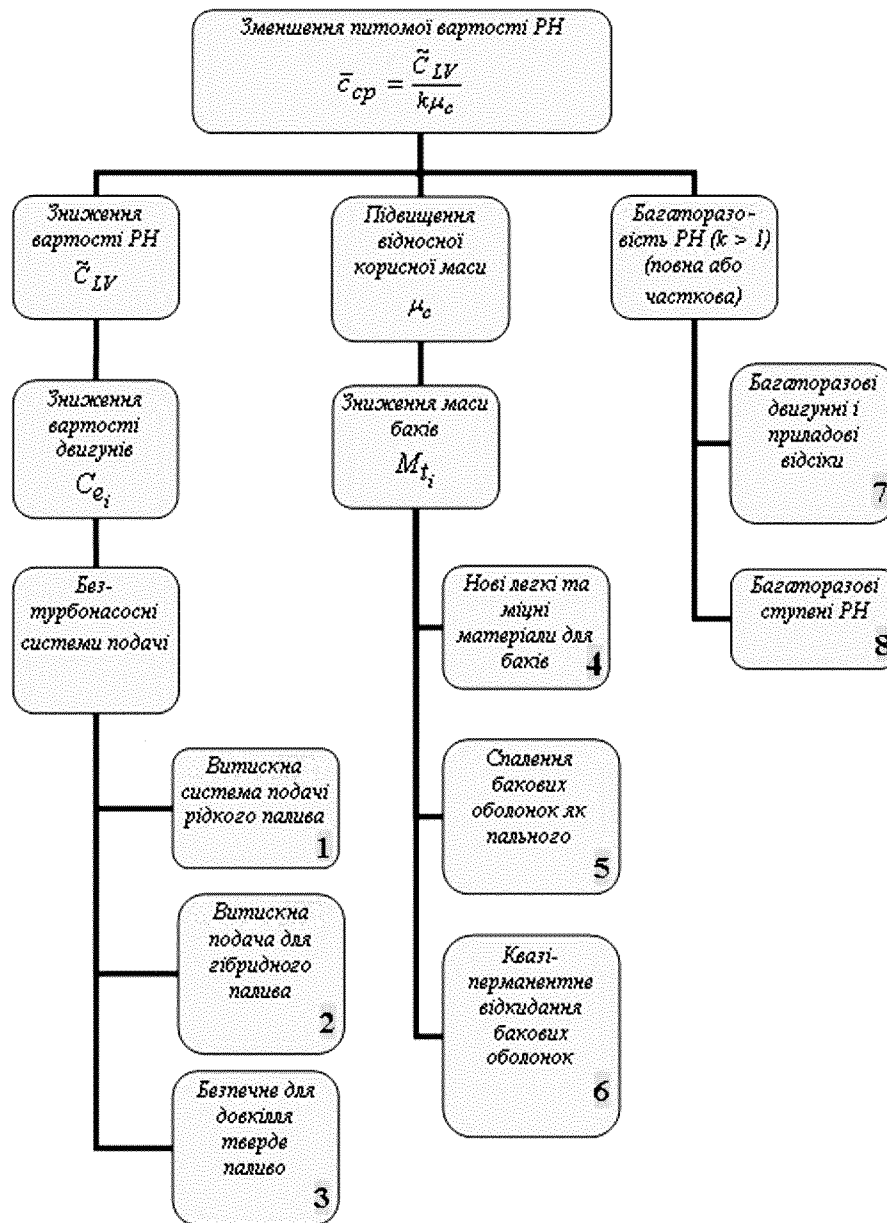


Рис. 2. Основні напрямки зниження питомої вартості РН

порівнюються, параметри, наведені у табл. 4, то за формулами (1), (11) отримаємо значення вартості, показані на рис. 3, а, б. Видно, що ОСРН має більше корисне навантаження і меншу вартість, ніж киснево-вуглеводнева ОРН, якщо  $a_i > 0.8$ . Іншими словами, ОСРН є значно

кращою, коли вона використовується як МРН, оскільки МРН на основі традиційних технологій матимуть високі  $a_i$  внаслідок дії масштабного фактора. Питомі вартості ОСРН та киснево-вуглеводнево-водневої ОРН приблизно однакові в області високих  $a_i$ . Отже, у цьому випадку

Таблиця 4. Параметри ступенів спалимих і традиційних ОРН

Параметр	Паливо		
	кисень + газ	кисень + водень	кисень + поліетилен
$a_{ti}$	0.06...0.12	0.06...0.12	0*
$a_{gi}$	0.005	0.005	0.005
$a_{si}$	0.01	0.01	0.01
$\gamma_{e1}/\gamma_{e2}$	0.012/0.015**	0.018	0.016***
$W_i, \text{м/с}$	3500	4500	3500
$n_{01}/n_{02}$	1.2/0.8	1.2/0.8	1.2

\* Згідно з прийнятою масовою моделлю для СРН  $a_t = 0$  і  $\alpha_i = a_{gi} + a_{si}$ ,  $\beta_i = \gamma_{ei}$ . Але вартість виробництва поліетиленової бакової оболонки СРН враховується в (9) шляхом призначення умовного параметра  $a_t = 0.07$ . Таке значення  $a_t$  приблизно узгоджується із вартістю виробництва традиційних баків, що мають діаметр в кілька метрів.

\*\* Зростання питомої маси двигунів верхніх ступенів спричинене масштабним фактором.

\*\*\* Приймається, що питома маса двигунів СРН на 30 % більша за питому масу традиційних двигунів.

краща РН визначатиметься із урахуванням її надійності і витрат на наземне обслуговування.

Важливою особливістю рідинних або гібридних РН з витискною системою подачі є низька маса і вартість двигунної установки та висока маса баків (гібридний двигун розглядається як бак із твердим паливом, оснащений соплом; маса цього сопла приймається за масу двигуна). Ця висока маса спричиняється високим тиском витискання палива, а особливо — великою кількістю газів наддуву. З позиції проєктанта РН з витискною системою подачі відрізняються від гібридних РН в основному більшою кінцевою масою баків. (Кінцева маса бака пального у гібридній РН менша, ніж у РН з витискною подачею, тому що перша не вмщує газів надду-

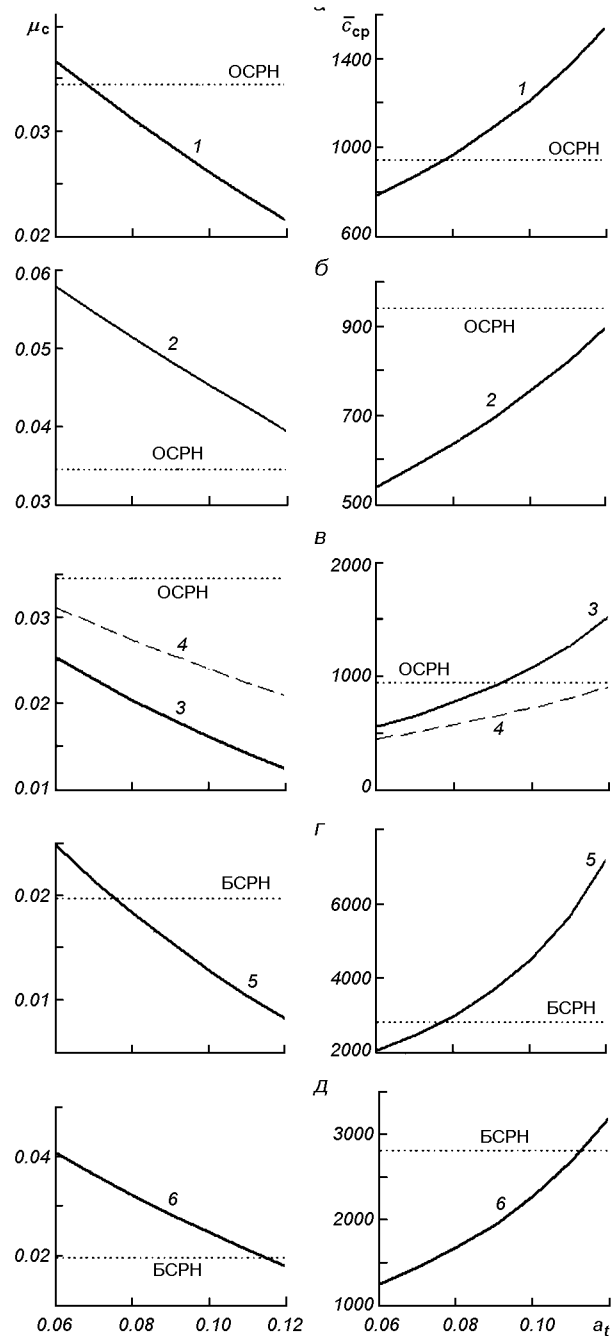


Рис. 3. Порівняння характеристик одноступеневих ОСРН і БСРН на паливі кисень + поліетилен з характеристиками традиційних РН (1 — двоступенева ОРН з паливом кисень + газ на обох ступенях, 2 — двоступенева ОРН з паливом кисень + газ на першому ступені і кисень + водень на другому ступені, 3 — двоступенева рідинна або гібридна ОРН з витискною системою подачі, 4 — тріступенева рідинна або гібридна ОРН з витискною системою подачі, 5 — двоступенева БРН з паливом кисень + газ на обох ступенях, 6 — двоступенева БРН з паливом кисень + газ на першому ступені і кисень + водень на другому ступені)

Таблиця 5. Параметри ступенів спалимих РН і РН з витисною системою подачі

Параметр	Паливо		
	рідке: кисень + газ	гібридне: кисень + вуглеводень	кисень + поліетилен
$a_{ti}$	0.10...0.12	0.10...0.12	0
$a_{gi}$	0.005	0.005	0.005
$a_{si}$	0.01	0.01	0.01
$\gamma_i$	0.0012*	0.0012*	0.016
$W_i, \text{м/с}$	3100**	3100**	3500
$n_i$	1.2	1.2	1.2

\* Приймається, що відносна маса двигуна для РН з витисною подачею дорівнює одній десятій маси традиційного турбонасосного двигуна.

\*\* За нашою оцінкою така швидкість витікання властива для двигунів з тиском в камері згоряння 5...7 МПа.

ву). З цієї причини ці обидва типи РН, у випадку, коли вони мають однакову кількість ступенів, представлені на рис. 3, в однією кривою.

Прийняті параметри РН наведено в табл. 5. Результати порівняння проілюстровано на рис. 3, в. Видно, що триступенева ОРН з витисненням має корисну масу, приблизно рівну масі традиційної двоступеневої ОРН, що представлено на рис. 3, а. Також видно, що питома вартість триступеневої безтурбонасосної ОРН суттєво нижча, ніж вартість традиційної двоступеневої ОРН, і приблизно така ж, як вартість ОСРН (в діапазоні  $a_r$ , властивих для безтурбонасосної ОРН). Тобто, краща РН визначатиметься поміж одноступеневих СРН і багатоступеневих РН із урахуванням їхніх надійностей і витрат на наземне обслуговування. Необхідно також врахувати витрати, пов'язані з падінням відпрацьованих ступенів в разі використання багатоступеневих систем.

#### ПОРІВНЯННЯ ОДНОРАЗОВОЇ ОДНОСТУПЕНЕВОЇ СРН З ПОВНІСТЮ БАГАТОРАЗОВОЮ ДВОСТУПЕНЕВОЮ РН

Згідно з [8] для БРН формула (1) має вигляд

$$\mu_c = \prod_{i=1}^N \frac{\mu_{k_i} - \bar{\alpha}_i - \bar{\beta}_i n_i}{1 - \bar{\alpha}_i}, \quad (13)$$

де

$$\bar{\alpha}_i = \frac{a_{t_i} + a_{g_i} + a_{s_i}}{1 + a_{t_i} - a_{r_i}},$$

$$\bar{\beta}_i = \frac{\gamma_{e_i}}{1 + a_{t_i} - a_{r_i}},$$

$$M_{r_i} = M_{0_i}(\mu_{k_i} - \mu_{c_i})a_{r_i},$$

$M_{r_i}$  та  $a_{r_i}$  — абсолютні та відносні маси засобів рятування  $i$ -го ступеня. Формула (10) набуде вигляду

$$\begin{aligned} \bar{C}_{RLV} = & \sum_{i=1}^N [\bar{c}_{p_i}(1 - \mu_{k_i}) + \bar{c}_i(1 - \mu_{k_i})a_{t_i} + \bar{c}_e n_{0_i} \gamma_{e_i} + \\ & + \bar{c}_g(1 - \mu_{c_i})a_{g_i} + \bar{c}_s(1 - \mu_{c_i})a_{s_i} + \bar{c}_r(\mu_{k_i} - \mu_{c_i})a_{r_i}] \times \\ & \times M_0 \prod_{j=0}^{i-1} \mu_{c_j}. \end{aligned} \quad (14)$$

Порівняймо одноступеневу БСРН та двоступеневу БРН традиційного влаштування (її перший ступінь здійснює парашутно-реактивну посадку у віддаленому від місця старту районі, а другий ступінь повертається з орбіти і приземлюється за допомогою парашутно-реактивної системи в районі старту). З урахуванням даних [8] приймемо, що для парашутно-реактивного приземлення першого ступеня  $a_{r_i} = 0.1$ , для спуску з орбіти і парашутно-реактивного приземлення другого ступеня  $a_{r_i} = 0.5$ , для спуску з орбіти і парашутно-реактивного приземлення спускного апарата  $a_{r_i} = 0.3$ . Збільшення маси для засобів рятування другого ступеня у порівнянні зі спускним апаратом пояснюється більшою площею теплозахисної поверхні. Використовуючи формули (12)--(14), дані табл. 4 та приведені значення  $a_{r_i}$ , при  $k = 1$  отримуємо результати, представлені на рис. 3, г, д.

Тут головним є те, що за показником  $\bar{c}_{cp}$  одноступенева киснево-вуглеводнева БСРН є кращою за двоступеневу БРН на тому ж паливі і приблизно рівною із двоступеневою киснево-вуглеводнево-водневою БСРН. Отже, при однаковій кратності використання перевага БСРН над традиційною БРН визначатиметься витратами на ремонтно-поновлювальні роботи. З цієї позиції перевагою БСРН є відсутність витрат, пов'язаних з повторним використанням першого

ступеня, в тому числі з поверненням його до місця старту. Взагалі врятування порівняно невеликого спускного апарата видається задачею значно простішою, ніж врятування всього ступеня з великогабаритними баковими відсіками. Складними задачами є м'яка посадка такого ступеня в разі приземлення, або поновлення придатності до роботи рідинного двигуна такого ступеня в разі приводнення.

## ВИСНОВКИ

Одноступенева киснево-вуглеводнева одноразова СРН матиме приблизно таку ж питому вартість (без урахування наземного обслуговування), як найкращі перспективні багаступеневі одноразові РН, призначені для зниження питомої вартості виведення за допомогою традиційних засобів, якщо стартові маси цих РН не є меншими за кілька сотень тонн. Якщо ж розглядатимуться РН із стартовими масами в кілька десятків тонн або ще менші, то СРН, на яку слабо впливає масштабний фактор, буде кращою при її використанні як МРН для мікросупутників.

Одноступенева киснево-вуглеводнева багаторазова СРН матиме приблизно таку ж питому вартість (без урахування вартості наземного обслуговування), як двоступенева киснево-вуглеводнево-воднева БРН. Однак перевагою БСРН є можливість врятування двигунної установки і приладів системи керування в єдиному спускному апараті.

Таким чином, найефективнішими областями використання СРН є МРН для мікросупутників і БРН. Недоліком втілення цієї ідеї є необхідність розробки нових агрегатів — газифікаційної камери, компресора піролізованого поліетилену, обтюратора.

1. Архипова З. В., Григорьев В. А., Веселовская Е. В. и др. Полиэтилен низкого давления. Научно-технические основы промышленного синтеза. — Л.: Химия, 1980.—240 с.
2. Ємець В. В. Поліетиленове пальне з металомісткими наповнювачами для автофажних ракет-носіїв // Вісник Дніпропетровського ун-ту. Ракетно-космічна техніка.—2000.—Вип. 4.—С. 45—56.

3. Ємець В. В. Експеримент з моделлю ракетного двигуна на газоподібному поліетиленовому пальному // Космічна наука і технологія.—2006.—12, № 2/3.—С. 103—107.
4. Ємець В. В. Обтюратор двигунного блоку спалимої ракети-носія // Вісник двигунобудування.—2007.—№ 2.—С. 17—23.
5. Ємець В. В., Костріцин О. Ю. Оцінка характеристик компресора для газоподібних продуктів термічної деструкції поліетилену // Вісник Дніпропетровського ун-ту. Ракетно-космічна техніка.—2006.—Вип. 10.—С. 29—35.
6. Ємець В. В., Санін Ф. П. Автофажні ракети-носії. На шляху від ідеї до реалізації. I. З історії проблеми // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: Зб. наук. праць / За ред. А. С. Макарової. — Дніпропетровськ: Навчальна книга, 2000.—Т. 2.—С. 5—14.
7. Ємець В. В., Санін Ф. П. Автофажні ракети-носії. На шляху від ідеї до реалізації. II. Спалення баків оболонок // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: Зб. наук. праць / За ред. А. С. Макарової. — Дніпропетровськ: Навчальна книга, 2001.—Т. 3.—С. 5—18.
8. Мишин В. П., Безвербий В. К. и др. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): Учебник для технических вузов / Под ред. В. П. Мишина. — М.: Машиностроение, 1985.—360 с.
9. Yemets V., Masliany M., Kostritsyn O. Coated Magnetic Powder as a Sealing and Damping Material // Magnetohydrodynamics.—2007.—43, N 3.—P. 3—9.

## MOST EFFECTIVE AREAS FOR LAUNCH VEHICLES WITH COMBUSTIBLE POLYETHYLENE TANKS

V. V. Yemets

We present the analysis of modern and advanced ways of space transportation cost decreasing. The fact that using polyethylene tank shell as fuel is one of effective ways with unique abilities are demonstrated and supported by means of economical calculations. Particular features of the combustible launch vehicle (CLV) are its ability to be realized as a single-stage LV and the absence of conventional tankage structures. It allows us to develop the reusable CLV equipped with the inexpensive single descent module with recovering the engine and control devices. The CLV-technology is especially favourable for launching microsattellites by means of advanced small launch vehicles because the mass of the combustible polyethylene tank shell does not depend on the LV scale and always equals the mass of fuel only. The advantages of the CLV are illustrated through the comparison of the specific cost and cargo mass of different modern and advanced, expandable and reusable LVs. The procedure and formulas for the comparison are presented.