
HUMAN AND SPACE



A. A. Baldin 

UDK 629.764

*O. Honchar Dnipropetrovsk National University,
Gagarin ave, 72, 49010, Dnipropetrovsk, Ukraine*

ECOLOGICAL ASPECT OF LAUNCH VEHICLES DEVELOPMENT BY CRITERION OF MINIMAL COST

Abstract. One of the topical problems in modern aerospace engineering is accordance between ecological requirements and performance of the vehicle. On the other hand, problem of economical efficiency leads to change of the main criterion of designing to the minimization of costs (instead of maximal performance). According to modern trends of “low-cost” vehicles, different concepts of the future cost-effective launch vehicles are considered. It is necessary to validate these concepts according to requirements of ecological safety for the purpose of detection of the dominant launch vehicle configuration.

Typical configurations of the future 'low-cost' launch vehicle are presented by 6 conceptual groups (Koelle, 2001).

Conceptual group 1 (CG1) is presented by the Ballistic “Single stage to orbit” (SSTO) reusable vehicle. All vehicles which use classical rocketry scheme of the propulsion trajectory are called “Ballistic” i.e. the ballistic vehicle is lifted to orbit under the impact of rocket engines thrust. CG1-vehicle is able to reach the low earth orbit (LEO) without stage separation reducing the number of required rocket engines. Technological feasibility of SSTO concepts is proven by numerous studies (Koelle, 2001).

CG2 representatives are ballistic “Two stages to orbit” (TSTO) reusable vehicles. The difference between CG1 and CG2 consists in application of vacuum rocket engines in the second stage and, consequently, stage separation. CG2 are the most mass-effective vehicles.


CG3 is presented by the winged SSTO vehicles with rocket propulsion by “Lifting body” aerodynamic scheme. Ascensional force is provided by the aerodynamic shape of the vehicle's structure at high speeds.

Winged TSTO vehicles with rocket propulsion and parallel or tandem staging form the CG4. The winged configuration provides wide landing capability for both stages.

CG5 is presented by winged TSTO vehicles with airbreathing propulsion in the first stage and rocket-propelled second stage. Airbreathing jet engines provide high reusability ratio comparing with other concepts as well as the widest landing capability.

Aerospace Plane with scramjet-rocket propulsion forms CG6. The vehicle is able to reach near-cosmic speed in rarefied layers of the atmosphere and then accelerate with rocket engines.

The most ecologically important resemblance of represented concepts is reusability. This reduces space debris formation (due to lack of waste hardware). Reusable launch vehicles can also be used to return the spent satellites.

 Tel.: + 38066-626-81-49. E-mail: baldin.alx@gmail.com

DOI: 10.15421/031427

Structural differences between the concepts form 3 criterions of comparison by ecological impact: 1) propellant toxicity; 2) safety of surface facilities (vehicle damage inside the atmosphere); 3) probability of space debris formation (vehicle damage outside the atmosphere). Comparison of the concepts by these criterions allows substantiating the most ecologically acceptable direction of research.

Results of the comparison demonstrate that the most ecologically acceptable low-cost launch vehicle configuration is: Ballistic SSTO or TSTO reusable launch vehicle with “LOX+LH2” propellant. The results can be explained by following way: combustion products of the propellant “liquid oxygen + liquid hydrogen” are absolutely safe for environment. It also provides maximal performance of rocket engine (due to the highest specific impulse). Ballistic ascent scheme allows using relatively simple technologies and provides high reliability level. In combination with minimal time of atmospheric flight this provides high level of safety for surface facilities. These results may be used for substantiation of dominant research direction.

Keywords: *ecological aspect; launch vehicle; minimal cost.*

УДК 629.764

А. А. Балдин

*Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара,
просп. Гагарина, 72, 49010, г. Днепропетровск, Украина,
тел.: + 38066-626-81-49, e-mail: baldin.alx@gmail.com*

ЭКОЛОГИЧЕСКИЙ АСПЕКТ СОЗДАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПО КРИТЕРИЮ МИНИМАЛЬНОЙ СТОИМОСТИ

Проведено сравнение современных концепций экономически эффективных ракет-носителей по критерию экологической безопасности, опираясь на токсичность компонентов топлива, вероятность аварии в атмосфере и за её пределами. Сформулированы рекомендации относительно наиболее целесообразного направления дальнейших исследований с учетом экологических факторов.

Ключевые слова: *экологический аспект; ракета-носитель; критерий минимальной стоимости.*

УДК 629.764

О. О. Балдин

*Дніпропетровський національний університет ім. О. Гончара,
просп. Гагаріна, 72, 49010, м. Дніпропетровськ, Україна,
тел.: + 38066-626-81-49, e-mail: baldin.alx@gmail.com*

ЕКОЛОГІЧНИЙ АСПЕКТ СТВОРЕННЯ РАКЕТ-НОСІЇВ ЗА КРИТЕРІЄМ МІНІМАЛЬНОЇ ВАРТОСТІ

Проведено порівняння найсучасніших концептуальних розробок економічно ефективних ракет-носіїв за критерієм екологічної безпеки, опираючись токсичність компонентів палива, ймовірність аварії в атмосфері та за її межами. Сформульовано рекомендації щодо найбільш доцільного напрямку подальших досліджень з врахуванням екологічних факторів.

Ключові слова: *екологічний аспект; ракета-носій; критерій мінімальної вартості.*

ВСТУП

Сьогодні дедалі більшого значення в космічній діяльності будь-якої держави набувають правила, стандарти та обмеження, пов'язані з охороною навколишнього середовища, екологічною безпекою, тощо. Суворому контролю підлягають всі процеси, пов'язані зі створенням та експлуатацією об'єктів ракетно-космічної техніки. Діють міжнародні стандарти, що регламентують, серед іншого, вимоги до конструктивних матеріалів, що застосовуються (ISO, 2003), або вимоги щодо запобігання утворення космічного сміття (ISO, 2011).

Одночасно, у світовій ракетно-космічній промисловості вкрай значної актуальності набуває проблема економічної ефективності та зменшення витрат. Про значущість цієї проблеми свідчить той факт, що найвпливовіші організації та установи, які займаються космічними дослідженнями і наданням відповідних послуг, офіційно проголошують про жорстку політику зниження витрат, формуючи свої космічні програми відповідним чином (ESA, 2003; NASA, 2004). Надання космічних послуг сьогодні вже не є предметом національного престижу, перетворившись, натомість, на комерційну діяльність, де оптимізація витрат є запорукою конкурентної переваги (Koelle, 1998). На різноманітних світових науково-практичних форумах та конференціях широко представлені доклади, присвячені науковим та інженерним задачам, спрямованим на підвищення економічної ефективності створення виробів ракетно-космічної техніки (РКТ) та їх експлуатації (ІАС, 2013). Найближчим часом очікується масштабний перегляд ідеології створення виробів РКТ в бік мінімізації витрат. Зазначається необхідність вибору домінуючого напрямку розвитку РКТ вже сьогодні (Koelle, 2001).

З іншого боку, досвід створення та експлуатації РКТ свідчить про те, що технічні рішення (вибір компонентів палива, траєкторій руху, та інше) іноді не узгоджуються з екологічними вимогами. Це особливо характерно для ракетних комплексів військового призначення.

Метою даної роботи є аналіз найсучасніших технічних концепцій, які передбачають створення РКТ за критерієм мінімальної вартості, на предмет відповідності цих концепцій сучасним екологічним вимогам та стандартам безпеки. На основі проведеного аналізу сформульовано загальні рекомендації щодо вибору пріоритетних напрямів подальших досліджень.

МАТЕРІАЛИ ТА МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕНЬ

Найбільш характерні сучасні концептуальні проекти економічно ефективних виробів РКТ можна умовно розділити на шість основних концептуальних груп (КГ) (Koelle, 2001):

- Концептуальна група КГ-1: Одноступеневі ракети-носії (РН) багаторазового використання з балістичною (традиційною) траєкторією виведення (рис. 1, *a*). Представники: концепт «Delta Clipper» компанії McDonnell Douglas, родина концептів «ВЕТА» німецької компанії МВВ, японський концепт «Kankoh Maru».
- КГ-2: двоступеневі РН багаторазового використання з балістичною траєкторією виведення (рис. 1, *b*). Представники: концепт NASA «Kisler», концепт «Neptune» німецької компанії OTRAG.
- КГ-3: Крилаті одноступеневі РН багаторазового використання, що застосовують ракетні двигуни (та наявні на борту компоненти палива) на всіх етапах польоту та виконані за аеродинамічною схемою «Несучий корпус». Представник: концепт «Venture star» компанії Lockheed Martin (рис. 1, *c*).
- КГ-4: Крилаті двоступеневі РН багаторазового використання з паралельною «Пакет» або послідовною «Тандем» схемою розташування ступенів. Представник: концепт «Twins» Джона Пенна (рис. 1, *d*).
- КГ-5: Двоступеневі крилаті РН багаторазового використання, що на першому ступені використовують атмосферні турбореактивні двигуни (рис. 1, *e*). Представник: концепт «SÄNGER» німецької компанії МВВ.
- КГ-6: Аерокосмічний гіперзвуковий планер (двоступеневий) багаторазового використання, що застосовує надзвукові прямоточні турбореактивні двигуни (рис. 1, *f*). Швидкість польоту планера теоретично сягатиме 25 Махів, що дозволить йому вийти на низькі навколосемні орбіти. Подібні принципи закладені в проекті NASA X-43 (AIAA, 2006).

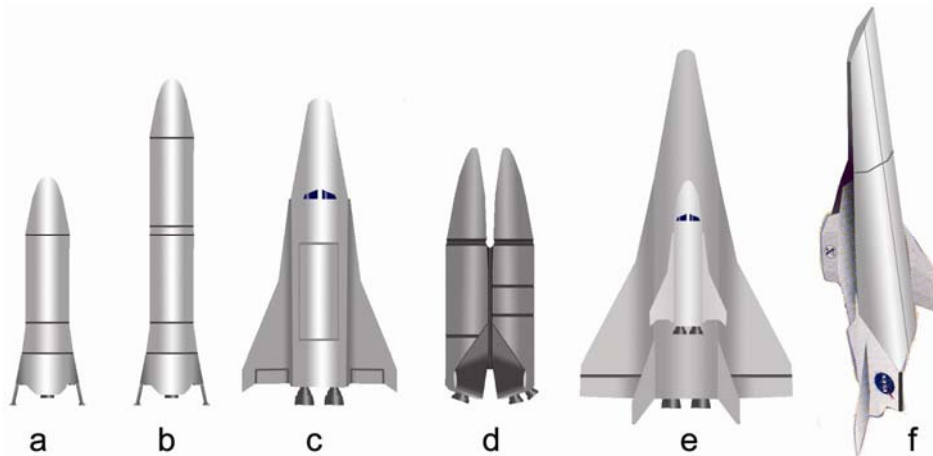


Рис. 1. Концептуальні проекти економічно ефективних літальних апаратів

Важливо зазначити, що всі перелічені концепти мають одну суттєву спільну рису – багаторазовість використання. В роботах (Koelle, 1998, 2001) відзначено суттєві економічні переваги багаторазових літальних апаратів (ЛА), а також потенційна можливість їх створення на базі існуючих технологій. З екологічної точки зору багаторазові ЛА мають наступні переваги:

- *значне зменшення ймовірності утворення космічного сміття* (завдяки поверненню ЛА на землю, відсутності відпрацьованих елементів конструкції);
- *економія природних ресурсів* (завдяки заздалегідь зменшеним об'ємам виробництва);
- *можливість повертати відпрацьовані космічні апарати* (багаторазова РН виводить на орбіту новий космічний апарат, потім виходить на орбіту відпрацьованого, зближується, завантажує і повертає його на землю). Принципово можливим також є збирання та повернення на землю космічного сміття з метою подальшої переробки.

Принципові, конструктивні та технологічні відмінності між концептами зумовлюють перелік параметрів їх порівняння за ознакою дотримання екологічних вимог:

- 1) токсичність застосованих компонентів палива;
- 2) небезпека руйнування наземних об'єктів внаслідок можливої аварії під час перебування РН в атмосфері;
- 3) небезпека руйнування ЛА за межами атмосфери (та ризик утворення космічного сміття).

Порівняння проведено за наступною методикою. Токсичність застосованих компонентів палива враховується шляхом помноження відносного коефіцієнту токсичності палива k_n на відносну тривалість перебування ЛА в атмосфері. Відносний коефіцієнт токсичності палива прийнято рівним нулю для ЛА, що використовують паливну пару «Рідкий кисень + рідкий водень», оскільки вона вважається практично безпечною. Для ЛА, що використовують турбореактивні атмосферні двигуни (тобто атмосферне повітря в якості окисника та вуглеводневе паливо) коефіцієнт k_n розраховується як відношення часу роботи турбореактивного двигуна до повної тривалості перебування ЛА в межах атмосфери.

Відносна тривалість перебування в атмосфері розраховується через довжину атмосферної ділянки польоту кожного ЛА, що встановлено на основі схем виведення та повернення (AIAA, 2006; Koelle, 2001), які проілюстровані на рис. 2.

З метою забезпечення адекватності порівняння, значення тривалості перебування певних ЛА в атмосфері приведено в зменшувальному масштабі відносно найбільшого значення. Результати розрахунку наведено в табл. 1.

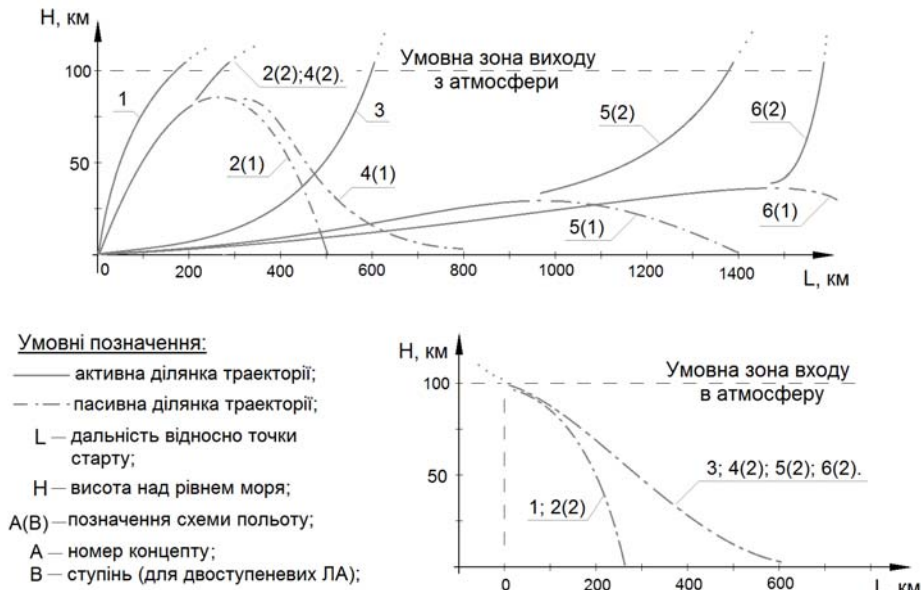


Рис. 2. Прийняті схеми виведення та входу в атмосферу

Небезпека для наземних об'єктів при аварії враховується шляхом помноження відносної тривалості перебування ЛА в атмосфері на коефіцієнт технологічної складності k_t . Подальші міркування базуються на припущенні, що підвищення технологічної складності призводить до зниження надійності ЛА (відповідно, збільшення ризику аварії). Значення коефіцієнту k_t залежить від кількості нових та/або складних технологій, що застосовано в кожному конкретному концепті. Порівняння технологічної складності концептів детально приведено в роботі (Koelle, 2001).

Таблиця 1

Оцінка відносної тривалості перебування ЛА в атмосфері

№ КГ	Ступінь	Довжина зльоту в атмосфері, км	Довжина посадки в атмосфері, км	Повна довжина атмосферної ділянки польоту, км	Відносна тривалість перебування в атмосфері, од.
1		223,6	269,2	492,8	0,16
2	I	221,5	298,2	846,1	0,28
	II	55,1	271,3		
3		608,3	598,4	1206,7	0,39
4	I	218,6	555,3	1443,6	0,47
	II	58,1	611,6		
5	I	960,3	456,8	2426,4	0,79
	II	406,6	602,7		
6	I	1522,0	814,7	3070,4	1,00
	II	123,8	609,9		

Небезпека руйнування за межами атмосфери враховується через значення коефіцієнту k_t без додаткових множників.

Інтегральний показник екологічно негативного впливу визначається як сума показників токсичності компонентів палива, небезпеки для наземних об'єктів та небезпеки руйнування поза атмосферою.

Таблиця 2

Результати розрахунку інтегрального показника негативного впливу

№ концепту	Умовна тривалість перебування в атмосфері	k_{II}	k_T	Токсичність компонентів палива	Небезпека для наземних об'єктів	Небезпека руйнування поза атмосферою	Інтегральний показник негативного впливу
1	0,16	0	1,00	0	0,16	1,00	1,16
2	0,28	0	2,00	0	0,56	2,00	2,56
3	0,39	0	2,70	0	1,05	2,70	3,75
4	0,47	0	3,70	0	1,74	3,70	5,44
5	0,79	0,60	4,30	0,47	3,40	4,30	8,17
6	1,00	0,92	7,00	0,92	7,00	7,00	14,92

З табл. 2 можна побачити, що крилаті ЛА мають суттєво більший інтегральний показник негативного екологічного впливу. Це пояснюється вкладом показника небезпеки для наземних об'єктів, а також підвищеною технологічною складністю даної групи концептів.

ВИСНОВКИ

Проведений аналіз найсучасніших концептуальних проектів перспективних ракетно-космічних комплексів не виявив суттєвих протиріч між вимогами екологічної безпеки та мінімальної вартості. Тим не менш, досліджені відмінності між концепціями економічно-ефективних РН дозволяють сформулювати певні рекомендації щодо вибору напрямку подальших робіт, а саме: з врахуванням вимог екологічної безпеки найбільш раціонально орієнтувати дослідження в бік багаторазових ЛА, що виводяться за балістичною схемою, мають мінімальний час перебування в атмосфері при приземленні а також застосовують паливну пару «Рідкий водень + рідкий кисень» на всіх ступенях (концепти №1, та №2). Слід відзначити, що концепції зазначеної конфігурації водночас є найбільш економічно ефективними серед розглянутих (Koelle, 2001). Такий збіг можна пояснити спорідненою природою екологічних та економічних властивостей, що підтверджує правильність обраного напрямку досліджень.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

- Cost engineering** for cost-effective space programmes – ESA bulletin 115 – august 2003 / www.esa.int
- IAC Final Programme – International Aeronautical Congress / Beijing, China. 2013 / www.iac2013.org
- ISO 14624-1:2003(E). Space systems – safety and compatibility of materials.
- ISO 2024113:2001(E). Space systems – space debris mitigation requirements.
- KOELLE, Dietrich, E., 1998.** Cost engineering – the new paradigm for space launch vehicle design. Journal of Reducing space mission cost. 1. 14 p.
- KOELLE, Dietrich, E., 2001.** How Much New Technology is Required for Future Reusable Launch Systems. Symposium on Impact of Space Technology on Economic Development. China, Shanghai. www.spacefuture.com
- The vision for space exploration – NASA, February 2004 / www.nasa.gov
- X-43: Scramjet Power Breaks the Hypersonic Barrier / Dryden Lecture 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit / January 2006.

Стаття надійшла в редакцію: 29.05.2014

Рекомендує до друку: канд. техн. наук, стар. наук. співр. В. В. Хуторний