

УДК 629.762

А.М. Хрупенко

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

**БАЛІСТИЧНИЙ ЕФЕКТ АКТИВНОГО СПОСОБУ СТАРТУ БАЛІСТИЧНОЇ РАКЕТИ**

У статті пропонуються деякі уточнення до балістичного розрахунку ракет, що застосовуються з використанням активного способу старту. Застосування сучасних балістичних ракет з транспортно-пускових контейнерів, що входять в комплектацію ракет і з пускових труб підводних човнів, крім тактичних, оперативних й експлуатаційних переваг, має ще й, завдяки активному старту ракети, балістичний ефект. Балістичний ефект активного старту ракети, коли цей спосіб старту використовується, слід врахувати при балістичному проектуванні балістичних ракет.

**Ключові слова:** балістичні ракети, активний старт.

**Вступ**

Як відомо з курсу теоретичної механіки [1], формула другої задачі Ціолковського дає загальний вираз для поточної та кінцевої швидкості  $V$  і  $V_k$  вертикального від Землі польоту одноступеневої ракети в умовах однорідного поля земного тяжіння ( $g = \text{const}$ ), нехтування опором повітря і наявності початкової швидкості польоту  $V_0$  і являє собою рішення диференційного рівняння руху матеріальної точки змінної маси. Для додаткових умов реального польоту ракети – опору середовища польоту, змінювання тяги двигуна  $P$  з висотою польоту й криволінійної плоскої траєкторії формула Ціолковського для кінцевої швидкості польоту за заданою програмою змінювання кута кидання  $\theta$  з часом  $t$  набуває, як показано в спеціальній літературі [2, 3], пристосованого вигляду:

$$V_k = k_p k_a J_{y0} \ln \frac{1}{1 - \xi_n} - g \int_0^{t_k} \sin \theta(t) dt, \quad (1)$$

де  $k_a$  і  $k_p$  – поправочні коефіцієнти, що враховують, відповідно, опір повітря і змінювання тяги ракетного двигуна з висотою;  $J_{y0}$  – питомий імпульс тяги біля землі (відношення тяги до секундної витрати палива);  $\xi_n$  – відносний активний запас палива;  $t_k$  – кінцевий час польоту до повного виробітку палива;  $g$  – прискорення земного тяжіння.

У практиці, використовуючи поняття відносного часу польоту  $\tau = t/t_k$ , формула (1) може бути представлена в більш зручному для розрахунків вигляді:

$$V_k = k_p k_a J_{y0} \ln \frac{1}{1 - \xi_n} - \frac{\xi_n}{\mu_0} J_{y0} \int_0^1 \sin \theta(\tau) d\tau, \quad (2)$$

де  $\mu_0 = P_0/M_0 g$  – показник тягооснащення ракети;  $P_0$  – тяга ракетного двигуна біля землі;  $M_0$  – величина стартової маси.

Як видно з (1), (2), у наведених виразах для  $V_k$  у порівнянні із загальною теоретичною формулою Ціолковського відсутня величина  $V_0$  – початкова швидкість польоту ракети на момент включення двигуна ракети і початку використання бортового палива. Таке представлення  $V_k$  цілком справедливе для ракет, що стартують на власних двигунах з не-

рухомого стану. Згаданий спосіб застосування ракет був характерний для балістичних ракет великої дальності перших поколінь і космічних ракет на їх базі та залишається прийнятним для спеціалізованих космічних ракет та оперативно тактичних і тактичних балістичних ракет наземного базування.

Проте балістичні ракети, що базуються на підводних човнах і всі сучасні стратегічні ракети застосовуються з активним стартом – з набуттям початкової швидкості  $V_0$  і, відповідно, початкової кінетичної енергії при викиді їх з пускових труб або транспортно-пускових контейнерів надмірним тиском, створюваним у підракетному просторі парю або газом позаракетного генерування. Таким же чином стартують тепер і все більш космічні ракети, що використовують конверсійні стратегічні ракети наземного та морського базування.

Для випадку активного старту у пристосованій формулі Ціолковського (1), (2) повинна, очевидно, теж з'явитися початкова швидкість  $V_0$ . Втім і сучасна науково-методична література з проектування балістичних ракет [2, 3], цей член у вказаних формулах не містить. Так, реальна початкова швидкість активного старту ракети порівняно невелика і відповідний балістичний ефект активного старту теж невеликий. За попередніми розрахунками автора зменшення стартової маси ракет, або ж збільшення маси корисного навантаження чи збільшення далькості стрільби при переході на активний старт становить усього лише кілька процентів. Але логіка створення й використання літальних апаратів завжди породжувала намагання будь-якого зменшення їх балістичної маси. Треба мати на увазі і можливість застосування активного старту ракет із стаціонарних заглиблень більших, ніж сучасні мобільні пускові контейнери, з отриманням, відповідно, більшого балістичного ефекту. Так, наприклад, в науково-технічній літературі [4] зустрічається твердження (без аналітичного доведення), що якщо здійснити запуск ракети типу „Титан-Г” із шахти завглибшки 500 м аеростатичним методом з перепадом статичних тисків на днищі  $0,75 \times 10^5$  Па, то буде досягнута швидкість ракети на виході із шахти 127 м/с, а при умові збільшення діаметра днища у 2 рази можна буде досягнути швидко-

сті виходу, достатньої для включення прямогочного повітряно-реактивного двигуна, і в цих випадках не використовувати I-шу ступінь ракети.

Актуальності питанню додають і сучасні екологічні вимоги щодо зменшення забруднення атмосфери шкідливими ракетними вихлопами.

Отже виникає теоретична і практична необхідність отримання оцінки балістичного ефекту активного старту балістичних ракет.

### Результати досліджень

Простежимо вирішення цієї задачі на прикладі одноступеневої рідиннопаливної балістичної ракети, що застосовується з транспортно-пускового контейнера або пускової труби підводного човна. Згідно з усім сказаним пристосована формула Ціолковського (2) для ракет з активним стартом тепер переписується:

$$V_k = V_0 + k_p k_a J_{y0} \ln \frac{1}{1 - \xi_{na}} - \frac{\xi_{na}}{\mu_0} J_{y0} \int_0^1 \sin \theta(\tau) d\tau, \quad (3)$$

де при незмінних  $V_k$ ;  $k_p$ ;  $k_a$ ;  $J_{y0}$ ;  $\theta(\tau)$ ;  $\mu_0$  поява  $V_0$  викликає появу величини  $\xi_{na}$  замість  $\xi_n$  у (2) для випадку реактивного старту.

Величину  $V_0$  можна обчислити, виходячи з наступних припущень:

– робоча висота (довжина) транспортно-пускового контейнера (пускової труби) дорівнює довжині ракети 1;

– надмірний тиск у пусковому контейнері (трубі), що створює активний старт ракети, незмінний при пересуванні ракети і дорівнює середньому тиску.

В дійсності за умовами внутрішньобалістичного процесу цей тиск змінюється, як показує практика, в межах (25...30)%.

$$\text{Тоді } V_0 = \sqrt{2 \ln n_{x0}} g = \sqrt{2 l \mu_0 g}, \quad (4)$$

де  $n_{x0}$  – коефіцієнт допустимого поздовжнього перевантаження ракети на початку руху, що розраховується за формулою:  $n_{x0} = P_0 / (M_0 g) = \mu_0$ .

Величина  $V_k$  визначається при заданій дальності стрільби за відомою формулою із еліптичної теорії руху [3]. При визначеннях  $V_0$  і  $V_k$  визначаються величини  $\xi_n$  і  $\xi_{na}$  шляхом вирішення рівнянь (2) і (3) відносно  $\xi_n$  і  $\xi_{na}$  при решті відомих величин у цих рівняннях.

Після цього, використовуючи рівняння балансу мас, отримуються значення стартових мас ракети  $M_{op}$  і  $M_{oa}$  для реактивного і активного стартів, приймавши позначення  $M_0 = M_{op}$  і  $\xi_n = \xi_{pr}$ :

$$M_{op} = M_{KH} / (1 - \xi_k - \gamma_{dv} \mu_0 - (1 + K_p) \xi_{pr}); \quad (5)$$

$$M_{oa} = M_{KH} / (1 - \xi_k - \gamma_{dv} \mu_0 - (1 + K_p) \xi_{na}), \quad (6)$$

де  $\xi_k$  – відносна маса конструкції ракети,  $\xi_k = M_k / M_0$ ;  $\gamma_{dv}$  – питома вага ракетного двигуна,

$$\gamma_{dv} = \frac{M_{dv} g}{P_0} = \frac{M_{dv} g}{M_0 g \mu_0} = \frac{M_{dv}}{M_0} \frac{1}{\mu_0}; \quad K_p - \text{коефіцієнт}$$

додаткових витрат бортового палива (передстартові витрати, витрати на наддув паливних відсіків, гарантійні залишки).

Для обох випадків старту ракети вважатимемо відносні величини  $\xi_k$ ,  $\gamma_{dv}$ ,  $K_p$  однаковими. Тоді матимемо:

$$M_{op} - M_{oa} = \Delta M_0, \quad \Delta M_0 > 0,$$

оскільки при  $V_0 > 0$ , зважаючи на (2), (3), (5), (6),  $\xi_{pr} > \xi_{na}$  і  $M_{op} > M_{oa}$ .

Але приведені зменшення стартової маси ракети й відповідне зменшення розмірів ракети при її застосуванні з активним стартом не буде безперечно саме таким, якщо мати на увазі й не менше при цьому прагнення і до відповідного зменшення розмірів і маси транспортно-пускових контейнерів і пускових труб.

Якщо тепер припустити, що отримане зменшення стартової маси  $\Delta M_0$  не буде використовуватися для зменшення поперечного розміру ракети  $D$ , що з конструктивної і експлуатаційної точок зору цілком прийнятно і має переважне значення, то матимемо скорочення тільки довжини ракети з вихідного значення  $l$  до  $l_a = l - \Delta l$ .

Виходячи з того, що зменшення стартової маси  $\Delta M_0$  відбуватиметься у наведеній ситуації за рахунок працюючого ракетного блоку – частина ракети без головного блоку – або, у випадку багатоступеневої ракети, за рахунок першої ракетної ступені,

$$\Delta l = \Delta M_0 / \left( \rho_{cp} \left( \pi D^2 / 4 \right) \right), \quad (7)$$

де  $\rho_{cp}$  – середня щільність ракетного блоку (1-ої ракетної ступені), взятого умовно у формі однорідного циліндра. Величина  $\rho_{cp}$  легко визначається за габаритно-масовими характеристиками ракет прототипів, що наводяться у спеціальній науково-методичній літературі, наприклад [5].

А тепер зауважимо, що на вкороченому на  $\Delta l$  пусковому контейнері (пусковій трубі) вже не отримуватиметься те зменшення стартової маси ракети

$\Delta M_0$ , що спостерігалось при використанні вихідного пускового контейнера (пускової труби), а дещо менше. Тоді й відповідно вкорочення довжини ракети і пускового контейнера (труби) доведеться робити менше. А це знову збільшить балістичний ефект активного старту у порівнянні з першим скороченням пускового пристрою, хоча і не досягне його у вихідному випадку, і так далі

Отже, остаточні значення  $\Delta M$  і  $\Delta l$  отримуються як результат ітераційного процесу обчислення  $\Delta M_{oi}$  і  $\Delta l_i$ ,  $i = 1, 2 \dots$  до отримання різниці в двох останніх послідовних значеннях для цих величин, або для величини  $\Delta M_0 / M_{op}$ , в межах вибраної точності  $\epsilon$ .

Тоді вся процедура обчислення балістичного ефекту активного старту ракети вкладається в схему наведеного нижче алгоритму (рис. 1).

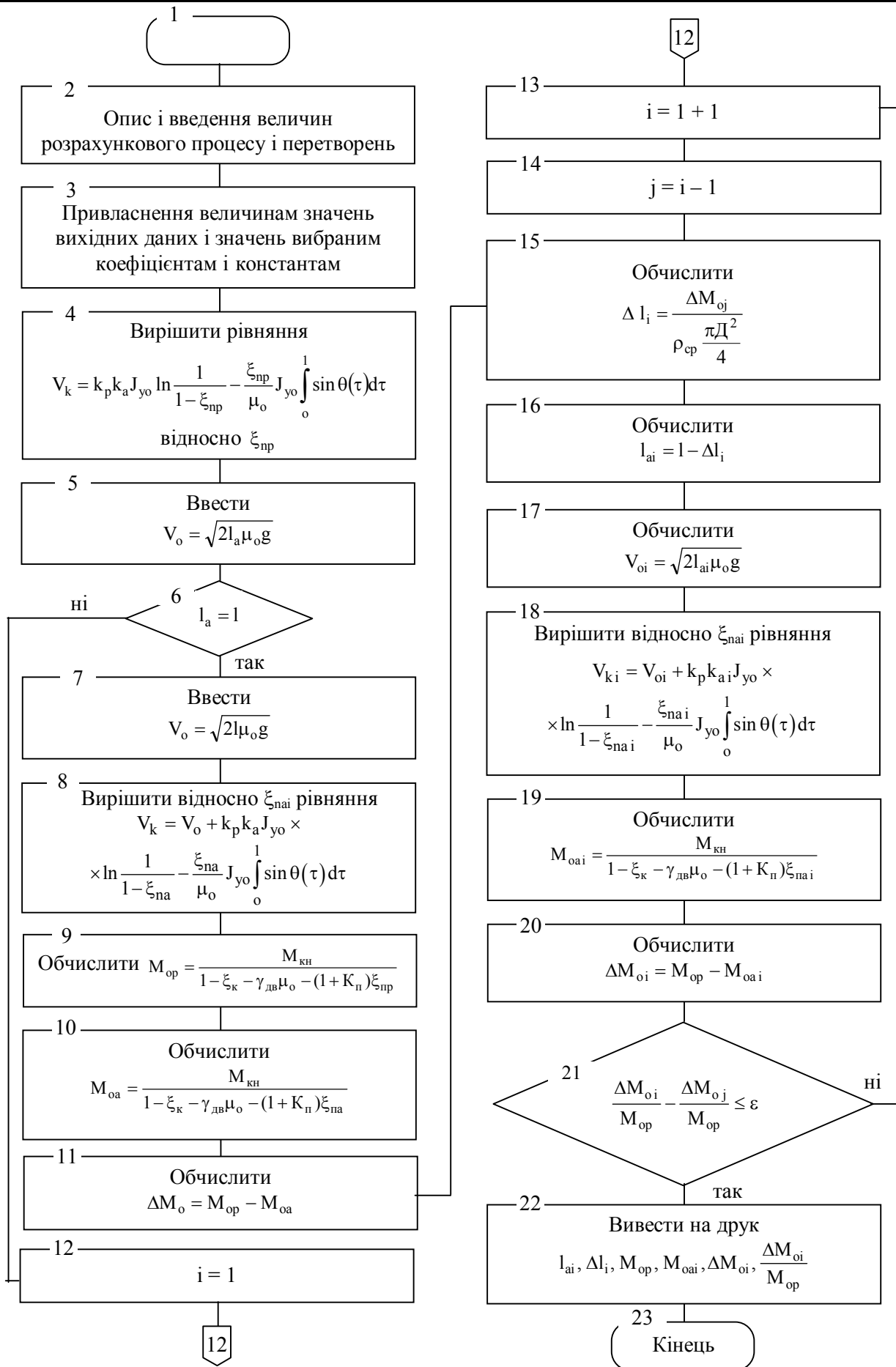


Рис. 1. Схема алгоритму уточнення балістичних характеристик ракети при переході на активний спосіб старту

## Висновки

Таким чином, у підсумку можна зазначити:

– застосування сучасних балістичних ракет з транспортно-пускових контейнерів, що входять в комплектацію ракет і з пускових труб підводних човнів, крім тактичних, оперативних й експлуатаційних переваг, має ще й, завдяки активному старту ракети, балістичний ефект;

– балістичний ефект активного старту ракети, коли цей спосіб старту використовується, слід врахувати при балістичному проектуванні балістичних ракет;

– розрахунок величини балістичного ефекту активного старту ракети можна здійснювати за наведеною в представленому матеріалі логікою.

## Список літератури

1. Никитин Н.Н. Курс теоретической механики. – М.: Высшая школа, 1990. – 607 с.

2. Варфоломеев В.И., Копытов М.И. Проектирование и испытание баллистических ракет. – М.: Воениздат, 1970. – 257 с.

3. Пенцак И.Н. Теория полета и конструкция баллистических ракет. – М.: Машиностроение, 1974. – 209 с.

4. Бурдаков В.П., Данилов Ю.И. Физические проблемы космической тяговой энергетики. – М.: Атомиздат, 1969. – 400 с.

5. Щевров А.Н. Проектирование беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1978. – 215 с.

6. Хрупенко А.М. Про ще один корисний наслідок з формул Ціолковського // Збірник наукових праць XI ВПС. – Х.: XI ВПС? 2002. – Вип. 1 (8). – С. 37-42.

Надійшла до редколегії 18.02.2008

**Рецензент:** канд. техн. наук, ст. наук. співр. А.В. Приймак, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

## БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ АКТИВНОГО СПОСОБА СТАРТА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

А.Н. Хрупенко

*В статье предлагаются некоторые уточнения к баллистическому расчету ракет, которые применяются с использованием активного способа старта. Применение современных баллистических ракет из транспортно-пусковых контейнеров, которые входят в комплектацию ракет и из пусковых труб подводных лодок, кроме тактических, оперативных и эксплуатационных преимуществ, имеет еще и, благодаря активному старту ракеты, баллистический эффект. Баллистический эффект активного старта ракеты, когда этот способ старта используется, следует учесть при баллистическом проектировании баллистических ракет.*

**Ключевые слова:** баллистические ракеты, активный старт.

## BALLISTIC EFFECT OF ACTIVE METHOD OF START OF BALLISTIC ROCKET

A.N. Khrupenko

*In the article some clarifications are offered to the ballistic calculation of rockets which are used with the use of active method of start. Application of modern ballistic rockets from transport-starting containers which are included in acquisition of rockets and from the starting pipes of submarine boats, except for tactical, operative and operating advantages, has yet and, due to the active start of rocket, ballistic effect. Ballistic effect of active start of rocket, when this method of start is utilized, it is necessary to take into account at the ballistic planning of ballistic rockets.*

**Keywords:** ballistic rockets, active start.