

УДК 629.78

Ю. Д. Шептун¹, М. Д. Коваленко², Т. О. Коваленко²

¹ Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

² Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України

РАЦІОНАЛЬНЕ КЕРУВАННЯ СТУПЕНЕМ РАКЕТИ-НОСІЯ

З метою визначення можливостей мінімізації кількості енергії (палива), витрачаємої виконувачими органами системи керування ракети на обнуління збурень параметрів руху космічних ступенів ракет-носіїв, здійснено аналіз збурюючих факторів, збурюючих сил і моментів, що обумовлюють збурений рух ступенів ракет. Наведено і обґрунтовано послідовність дій (спосіб керування ступенем ракети), реалізація яких дозволяє суттєво зменшити витрати енергії на відпрацювання збурень параметрів руху ступеня РН. Розглянуто числовий приклад, що ілюструє позитивні властивості запропонованого способу керування.

Ключові слова: космічні ступені ракет, збурений рух, витрати енергії, збурюючі сили і моменти, збурюючі фактори.

С целью определения возможностей минимизации количества энергии (топлива), затрачиваемого исполнительными органами системы управления ракеты на обнуление возмущений параметров движения космических ступеней ракет-носителей (РН), осуществлен анализ возмущающих факторов, возмущающих сил и моментов, обуславливающих возмущенное движение ступеней ракет. Указана и обоснована последовательность действий (способ управления ступенью ракеты), реализация которых позволяет существенно уменьшить затраты энергии на отработку возмущений параметров движения ступени. Приведен числовой пример, иллюстрирующий положительные свойства предлагаемого способа управления.

Ключевые слова: космические ступени ракет, возмущенное движение, затраты энергии, возмущающие силы и моменты, возмущающие факторы.

In order to determine the possibilities of minimizing the amount of energy (fuel) expended by the executive bodies of the Launch Vehicles (LV) control system for zeroing the disturbances in the parameters of the motion of the space stages of the carrier rockets (CR), the perturbing factors, disturbing forces and moments of forces causing disturbed motion of the rockets stages are analyzed. The sequence of actions (the way of controlling the step of the rocket) is indicated and justified, the implementation of which allows substantially reducing the energy costs for working out the perturbations of the movement parameters of the LV stage. A numerical example illustrating the positive properties of the proposed control method is given.

Keywords: space rocket stages, disturbed motion, energy costs, disturbing forces and moments,

Алгоритми формування команд керування ступенями ракет-носіїв (РН), що реалізуються у разі застосування відомих способів управління ракетами [1–3], не враховують певні можливості мінімізації енергії, яка витрачається системою керування на відпрацювання збурень параметрів руху ступенів РН.

Збурений рух космічного ступеня РН обумовлюється похибками стабілізації параметрів руху попереднього ступеня ракети; збуреннями параметрів руху космічного ступеня у процесі розділення ступенів; збурюючими силами і моментами сил від похибок виготовлення та складання корпусу ступеня і його двигунної установки, також від масової асиметрії космічного ступеня ракети відносно її поздовжньої осі.

Витрати енергії на відпрацювання збурень, обумовлених масовою асиметрією ступеня, становлять більшу частину (до 90 %) загальних витрат енергії виконуваними пристроями (керуючими двигунами) системи стабілізації космічного ступеня ракети, що витрачається на обнуління збурень параметрів руху.

Зазначимо, що масова асиметрія космічного ступеня РН з РРД на початку автономного руху ступеня складає кілька міліметрів, але наприкінці руху досягає значення 50–60 мм.

Більша частина (до 95 %) асиметрії – систематична величина, обумовлена нерівномірним розташуванням мас вузлів, агрегатів, приладів та ін. навколо поздовжньої осі ступеня.

Мале значення масової асиметрії ступеня на початку його руху пояснюється тим, що коли паливні баки ступеня заповнені паливом повністю, маса палива суттєво більша маси конструкції і розташовується симетрично навколо поздовжньої осі ступеня.

Впродовж часу польоту маса конструкції ступеня стає більше маси залишків палива, що призводить до збільшення радіальної асиметрії ракети.

Передумовами можливості суттєвого зменшення витрат енергії на відпрацювання збурень параметрів руху космічних ступенів ракет є такі:

– політ космічних ступенів ракет проходить в нещільних шарах атмосфери при дуже малих збурюючих впливах вітру на рух ракети;

– збурення параметрів руху космічних ступенів ракет обумовлюються збурюючими силами і моментами від похибок виготовлення та складання корпусу ступеня і його двигунної установки; від пружної деформації рами двигуна; також від масової асиметрії космічного ступеня ракети відносно її поздовжньої осі;

– найбільш значущий збурюючий фактор – масова асиметрія ступеня ракети відносно її поздовжньої осі;

– більша частина асиметрії “сухого” корпусу ступеня ракети (до 95 %) – систематична величина, яка може з достатньою точністю (до 10 % вимірюваного значення) визначатися в цехових умовах заводу-виготівника;

– рульові приводи систем керування сучасних ракет спроможні з високою точністю відпрацьовувати сигнали керування на поворот ракетного двигуна у відповідному шарнірі в діапазоні значень $\pm 5^\circ$ [5; 6].

З огляду на вищенаведене можна запропонувати таку послідовність дій, спрямованих на мінімізацію енергії, що витрачається системою керування космічного ступеня ракети на відпрацювання збурень параметрів його руху [7]:

– програмне спрямування лінії дії вектора тяги двигуна ступеня через поточне положення центру мас ступеня;

– перехід (одночасно зі спрямуванням лінії дії вектора тяги двигуна через центр мас ступеня) від наведення ступеня в задану точку простору (цільова задача пуску РН) з використанням поздовжньої осі ступеня як базової, до наведення ступеня в зазначену точку з використанням лінії дії вектора тяги двигуна, спрямованої через центр мас ступеня, як базової.

Технічний результат, що досягається завдяки реалізації зазначених дій – суттєве зменшення витрат енергії на відпрацювання збурень параметрів руху.

В якості прикладу розрахуємо ефект від застосування зазначеного способу при керуванні рухом III-го ступеня сучасної РН з такими характеристиками [6]:

1. Номінальна тяга двигуна в пустоті – 7916 кгс, питома тяга – 330 с, час роботи – 470 с.

2. Зсув геометричної осі камери двигуна відносно осі рами, не більше – 2 мм.
3. Відхилення від перпендикулярності осі камери двигуна до площини стикування двигуна з рамою, під навантаженням, кутові хвилини, не більше – 15 (~ 0,25 кутових градусів).
4. Масова асиметрія, m , не більше:
 - на початку руху $y_T = 0,003$ м, $z_T = 0,0085$ м,
 - в кінці руху $y_T = 0,017$ м, $z_T = 0,05$ м.
5. Відстань від площини зрізу сопла до центра мас ступеня – 3,1 м.

Коректність методу розрахунку сил і моментів, що збурюють рух ступенів РН, підтверджена результатами обробки матеріалів льотних випробувань понад 150 ракет і ракет-носіїв різного класу розробки ДКБ “Південне” [5].

Сумарні величини сили F_Σ і моменту M_Σ від технологічних похибок виготовлення і монтажу ракети і рушійної установки, пружної деформації рами рушійної установки визначаються як геометрична сума випадкових складових F_i, M_j [5].

$$F_\Sigma = \sqrt{\sum_{i=1}^n F_i^2}, \quad M_\Sigma = \sqrt{\sum_{j=1}^k M_j^2}. \quad (1)$$

Несиметричність масового компонування ракети відносно поздовжньої осі обумовлює наявність детермінованого зміщення z_a центра мас ступеня ракети за нормаллю до її поздовжньої осі. Як наслідок, виникає детермінований момент $M_a = P \cdot z_a$ сили тяги ракетного двигуна відносно центра мас ракети, що збурює рух ракети.

Зміщення z_a звичайно близьке до нуля, якщо баки ступеня заповнені рідинним паливом, і досягає найбільшого значення, якщо баки порожні.

З урахуванням викладеного формулу для визначення моменту M , обумовленого технологічними похибками виготовлення і монтажу ракети і рушійної установки, пружною деформацією рами рушійної установки, масовою асиметрією ракети відносно поздовжньої осі, слід записати так:

$$M = M_a + M_\Sigma = P \cdot z_a + \sqrt{\sum_{j=1}^k M_j^2}. \quad (2)$$

Таким чином, сила і моменти, що збурюють рух ступеня, визначаються з урахуванням невідповідного і випадкового характеру окремих складових, але без використання того, що модуль і напрямок дії моменту M_a відомі (з достатньою точністю можливих експериментальних вимірів та чисельних розрахунків розміру z_a).

Наведеним значенням похибок виготовлення, складання III-го ступеня ракети та її двигунної установки відповідають такі значення складових сил і моментів, що збурюють рух ступеня:

випадкові складові:

– збурюючий момент від сили тяги двигуна відносно центра мас ступеня, обумовлений зсувом осі камери двигуна відносно осі рами перехідника

$$M_1 = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,002 \text{ м} = 15,8 \text{ кгс} \cdot \text{м},$$

– збурююча сила від сили тяги двигуна обумовлена відхиленням геометричної осі камери двигуна від перпендикулярності до площини стикування двигуна з рамою-перехідником

$$F_1 = 7916 \text{ кгс} \cdot \sin 0,25^\circ = 33 \text{ кгс},$$

– збурюючий момент від сили F_1 відносно центра мас ступеня на плечі 3,1 м (рис. 1)

$$M_2 = 33 \text{ кгс} \cdot 3,1 \text{ м} = 102 \text{ кгс} \cdot \text{м},$$

– сумарний збурюючий момент

$$M_{\text{сум}}^{\text{вип}} = \sqrt{M_1^2 + M_2^2} = 103,2 \text{ кгс} \cdot \text{м}.$$

– збурюючий момент від сили тяги маршового двигуна відносно центра мас ступеня обумовлений масовою асиметрією:

– на початку руху $M_a(t=0) = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,0085 \text{ м} = 67,3 \text{ кгс} \cdot \text{м}$,

– в кінці руху $M_a(t=470 \text{ с}) = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,05 \text{ м} = 396 \text{ кгс} \cdot \text{м}$.

Момент M_a лінійно збільшується за часом унаслідок збільшення масової асиметрії від 0,0085 м до 0,05 м через випорожнення паливних баків ступеня від початку до кінця руху. Переміщення центра мас ступеня відносно лінії дії сили тяги P ілюструється рис. 1.

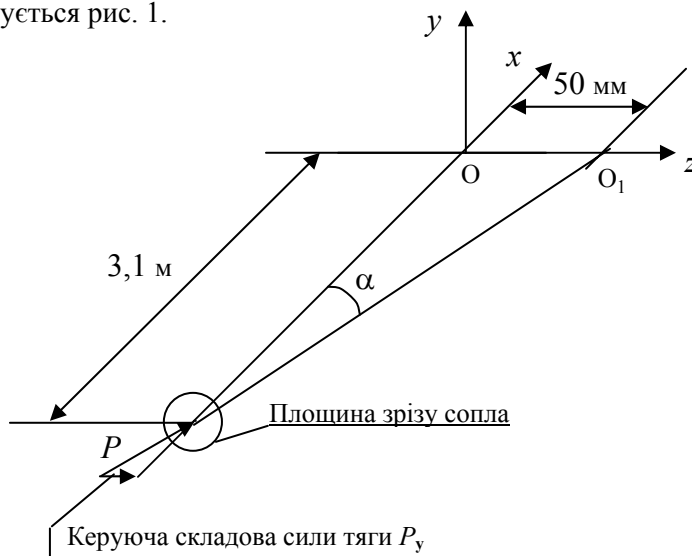


Рис. 1. Переміщення центра мас ступеня відносно поздовжньої осі

На рис. 1 $Oxyz$ – зв'язана система координат, точка O поєднана з центром мас ступеня в момент $t = 0$, точка O_1 – з центром мас в момент $t = 470 \text{ с}$, P – вектор тяги двигуна.

Кут α змінюється від значення

$\alpha = 0,0085 \text{ м} \cdot (3,1 \text{ м})^{-1} = 2,581 \cdot 10^{-3} \text{ рад} = 0,1148^\circ$ в початковий момент польоту до значення

$\alpha = 0,05 \text{ м} \cdot (3,1 \text{ м})^{-1} = 0,016 \cdot 10^{-3} \text{ рад} = 0,917^\circ$ в момент часу $t = 470 \text{ с}$.

Розрахунки показують, що на початку руху III-го ступеня випадкові збурюючі моменти більше детермінованих, в кінці руху – суттєво менші (в 4 рази). Найбільше значення моменту, що збурює рух ступеня, визначається

як арифметична сума складових: сумарного випадкового $M_{\text{СУМ}}^{\text{ВИП}}$ та детермінованого M_a . У випадку, що розглядається, маємо таке значення сумарного моменту, який збудує рух ступеня, розрахований відповідно до міжвідомчої методики [5] за формулою $M_{\text{СУМ}} = M_{\text{СУМ}}^{\text{ВИП}} + M_a$:

– на початку руху – 103,2 кгс·м,

– в кінці руху – 103,2 кгс·м + 396 кгс·м = 499,2 кгс·м \approx 500 кгс·м.

Останнє значення є суттєво більшим, ніж необхідно на значній за часом ділянці польоту ступеня.

Графіки функцій $M_{\text{СУМ}}^{\text{ВИП}}(t)$, $M_{y,A}(t)$, $M_{\text{СУМ}}(t)$, $M_{\text{необх}}(t)$, представлено на рис. 2.

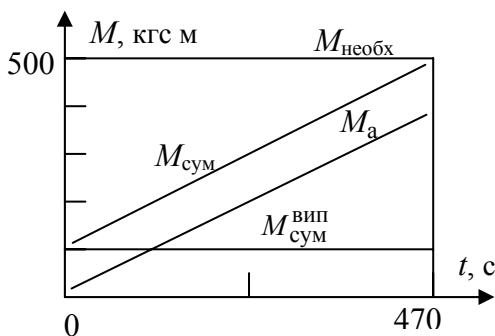


Рис. 2. Графіки функцій $M_{\text{СУМ}}^{\text{ВИП}}(t)$, $M_a(t)$, $M_{\text{СУМ}}(t)$, $M_{\text{необх}}(t)$

Визначимо таке:

1. Повне значення імпульсу $Q_{\text{пов}}$ сили тяги P двигуна третього ступеня ракети впродовж штатного часу роботи двигуна – 470 с.

$$Q_{\text{пов}} = 7916 \text{ кгс} \cdot 470 \text{ с} = 3,72 \cdot 10^6 \text{ кгс} \cdot \text{с}.$$

2. Імпульс $Q_{\text{СУМ}}$ тяги двигуна, який необхідно витратити на ліквідацію впливу моменту $M_{\text{СУМ}}$ на рух ступеня, без реалізації спрямування лінії тяги двигуна через центр мас ступеня:

$$Q_{\text{СУМ}} = \frac{M_{\text{СУМ}}(t=0) + M_{\text{СУМ}}(t=470 \text{ с})}{2} \cdot \frac{470 \text{ с}}{3,1 \text{ м}} = \frac{(1032 + 4992) \text{ кгс} \cdot \text{м}}{2} \cdot \frac{470 \text{ с}}{3,1 \text{ м}} = 4,567 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}.$$

Частина $Q_{\text{СУМ}}$ від $Q_{\text{пов}}$ складає:

$$Q_{\text{СУМ}} \cdot Q_{\text{пов}}^{-1} = 1,228 \cdot 10^{-2} = 1,228 \% \text{ від } Q_{\text{пов}}.$$

3. Випадкову складову $M_{a \text{ ВИП}}$, що виникає унаслідок можливості виникнення похибки при спрямуванні лінії дії вектора тяги двигуна через центр мас ступеня. Значенню $0,1 \cdot z_a$ відповідає частина моменту M_a , що дорівнює 10 % поточного значення M_a ; цю частину слід розглядати як таку, що має випадковий характер і становить:

– на початку руху $M_{a \text{ ВИП}}^0 = 0,85 \cdot 10^{-3} \text{ м} \cdot 7916 \text{ кгс} = 6,73 \text{ кгс} \cdot \text{м},$

– в кінці руху $M_{a \text{ ВИП}}^k = 5 \cdot 10^{-3} \text{ м} \cdot 7916 \text{ кгс} = 39,6 \text{ кгс} \cdot \text{м}.$

4. Значення випадкового сумарного моменту, що збудує рух III-го ступеня РН в разі спрямування лінії дії вектора тяги двигуна через центр мас ступеня:

– на початку руху $M_{\text{сум}}^0 = \sqrt{(103,2)^2 + (6,73)^2} = 103,42 \text{ кгс} \cdot \text{м}$,

– в кінці руху $M_{\text{сум}}^k = \sqrt{(103,2)^2 + (39,6)^2} = 110,54 \text{ кгс} \cdot \text{м}$.

5. Значення керуючих сил, відповідні значенням моментів, наведеним в п. 4, виходячи з того, що плече керуючих сил дорівнює 3,1 м (рис. 1). Для відпрацювання моментів, що збудують рух III-го ступеня, будуть необхідними такі керуючі сили:

– на початку руху $p_0 = 103,42 \text{ кгс} \cdot \text{м} / 3,1 \text{ м} = 32,36 \text{ кгс}$,

– в кінці руху $p_k = 110,5 \text{ кгс} \cdot \text{м} / 3,1 \text{ м} = 35,66 \text{ кгс}$.

Ці значення становлять:

– на початку руху $p_0 = 0,41 \% P$,

– в кінці руху $p_k = 0,45 \% P$.

6. Імпульс $Q_{\text{вип}}$ сили тяги двигуна, відповідний значенням p_0 та p_k , необхідний для відпрацювання сумарного випадкового моменту, що збудує рух ступеня в разі спрямування лінії дії вектора тяги двигуна через центр мас ступеня

$$Q_{\text{вип}} = (0,41 + 0,45) \cdot 7916 \text{ кгс} \cdot 470 \text{ с} \cdot 2^{-1} \cdot 100^{-1} = 1,6 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}.$$

Частина $Q_{\text{вип}}$ від $Q_{\text{пов}}$ складає:

$$Q_{\text{вип}} \cdot Q_{\text{пов}}^{-1} = 1,6 \cdot 10^4 \cdot 3,72 \cdot 10^{-6} = 0,43 \cdot 10^{-2} = 0,43 \% \text{ від } Q_{\text{пов}}.$$

7. Імпульс тяги двигуна ступеня Q_{M_a} , який необхідно витратити на компенсацію впливу M_a на рух ступеня без спрямування лінії тяги двигуна через центр мас ступеня:

$$Q_{M_a} = \frac{M_a(t=0) + M_a(t=470 \text{ с})}{2} \cdot \frac{470 \text{ с}}{3,1 \text{ м}} = \frac{67,3 \text{ кгс} \cdot \text{м} + 396 \text{ кгс} \cdot \text{м}}{2} \cdot \frac{470 \text{ с}}{3,1 \text{ м}} = 3,512 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}.$$

Частина Q_{M_a} від $Q_{\text{пов}}$ складає:

$$Q_{M_a} \cdot Q_{\text{пов}}^{-1} = 3,51 \cdot 10^4 \cdot 3,72 \cdot 10^{-6} = 0,944 \cdot 10^{-2} = 0,944 \% \text{ від } Q_{\text{пов}}.$$

Результати розрахунків показують, що спрямування лінії дії вектора тяги двигуна через центр мас ступеня і перехід до лінії дії двигуна як такої, що визначає програмний рух ступеня при наведенні в задану точку простору, призводить до зменшення витрат енергії на відпрацювання впливу моменту сил, що збудують рух ступеня зі значення $4,567 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}$ до значення $1,6 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}$, тобто на $\Delta Q = 2,967 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}$, або в 2,854 раза.

Сила тяги $P_{\text{умовн}}$ “умовного” двигуна, який протягом 470 с утворює імпульс тяги ΔQ , визначається формулою

$$\Delta P = 2,967 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с} \cdot (470 \text{ с})^{-1} = 63,128 \text{ кгс}.$$

Якщо питома тяга двигуна 330 с, то витрати палива протягом 1 с роботи у такого двигуна $G = P_{\text{умовн}} \cdot (P_{\text{питоме}})^{-1} = 63,128 \text{ кгс} \cdot (330 \text{ с})^{-1} = 0,1912 \text{ кгс} \cdot \text{с}$.

Протягом 470 с польоту “умовний” двигун витратить на управління кількість палива $G_{\text{умовн}} = G_{\text{умовн}} \cdot 470 \text{ с} = 89,86 \text{ кгс}$.

Можливість програмного повороту лінії дії вектора тяги двигуна ступеня на кут 0–5 кутових градусів в центр мас ступеня, також можливість програмним шляхом одночасно з поворотом лінії дії вектора тяги в центр мас ступеня перейти від цільового наведення ступеня з використанням поздовжньої осі ступеня до цільового наведення ступеня з використанням нового програмного напрямлення лінії дії вектора тяги підтверджуються прикладами створеної ДКБ “Південне” низки кращих на світовому рівні стратегічних ракет і ракет-носіїв, системи управління (СУ) яких формують керуючі сили шляхом повороту векторів тяги ($P = 5\text{--}100 \text{ тс}$ і більше) рідинних і твердопаливних двигунів (наприклад, СУ ракет 15A16, 15A18, 15Ж44, 15Ж52 та ін.), також реалізують переходи від цільового наведення ступеня з використанням однієї базової вісі до цільового наведення з використанням іншої базової вісі (наприклад, СУ ракети-носія 11К68 (SL-14) [5; 6].

Таким чином, застосування способу керування, що пропонується, до керування третім ступенем сучасної РН середнього класу дозволяє зменшити кількість рідинного палива на відпрацювання сил і моментів, які збурюють рух ступеня, на $\sim 90 \text{ кгс}$ при загальній кількості палива $\sim 9000 \text{ кгс}$. Зменшення ваги III-го ступеня на $\sim 100 \text{ кгс}$ дозволяє зменшити вагу I-го ступеня на $\sim 1000 \text{ кгс}$.

Бібліографічні посилання

1. Спосіб формування команд керування на ракеті і система керування ракетою, патент на винахід RU № 2266514 С1 від 10.11.2004 р., МПК F 42 В 15/01. Автори: Дудка В. Д. (RU), Землевский В. Н. (RU), Морозов В. И. (RU), Назаров Ю. М. (RU).
2. Спосіб формування команд керування на ракеті, що обертається за креном, і система керування ракетою, що обертається за креном, патент на винахід RU № 2280226 С1 від 14.12.2004 р., МПК F 41 G 7/00. Автори: Дудка В. Д. (RU), Землевский В. Н. (RU), Морозов В. И. (RU), Назаров Ю. М. (RU).
3. Герасюга Н. Ф. Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет / Н. Ф. Герасюга, А. В. Новиков, Н. Г. Белецкая. – Днепропетровск, 1998.
4. Спосіб керування ракетою з багатокамерним двигуном на початковому відрізку траєкторії, стартуючої з рухомої основи, патент на винахід UA № 51758 С2 від 16.12.2002 р., МПК F 42 В 15/00, F 41F 3/04. Автори: Андронов А.С. (UA), Дегтярьова О.А. (UA), Морозов В.М. (UA).
5. Ракети-носії і космічні ступені ракет як об’єкти керування / І. М. Ігдалов, Л. Д. Кучма, М. В. Поляков, Ю. Д. Шептун ; за ред. С. М. Конохова. – Дніпропетровськ : Вид-во ДНУ, 2007.
6. Динамічне проектування ракет. Задачі динаміки ракет і їх космічних ступенів / І. М. Ігдалов, Л. Д. Кучма, М. В. Поляков, Ю. Д. Шептун ; за ред. С. М. Конохова. – Дніпропетровськ : Вид-во ДНУ, 2010.
7. Спосіб керування космічним ступенем ракети-носія, патент на винахід UA № 11435 від 25.05.2017 р., МПК F02K 9/80 (2006.01), F42B 15/01 (2006.01). Автори: Шептун Ю. Д. (UA), Коваленко М. Д. (UA), Коваленко Т. О. (UA).

Надійшла до редколегії 21.06.2017