



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **122865** (13) **C2**
(51) МПК (2021.01)
F42B 15/01 (2006.01)
F41G 7/00

НАЦІОНАЛЬНИЙ ОРГАН
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
"УКРАЇНСЬКИЙ ІНСТИТУТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ"

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(21) Номер заявки: а 2017 04699	(72) Винахідник(и): Шептун Юрій Дмитрович (UA)
(22) Дата подання заявки: 15.05.2017	(73) Володілець (володільці): ДНІПРОПЕТРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІМЕНІ ОЛЕСЯ ГОНЧАРА, просп. Гагаріна, 72, м. Дніпро, 49010 (UA)
(24) Дата, з якої є чинними права інтелектуальної власності: 14.01.2021	(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою: RU 2266514 C1, 20.12.2005 RU 2280226 C1, 20.07.2006 UA 51758 C2, 16.12.2002 RU 2291384 C1, 10.01.2007 UA 102987 C2, 27.08.2013 UA 67704 C2, 25.04.2008 UA 82858 C2, 26.05.2008 US 2007/0023567 A1, 01.02.2007 EP 2975482 A2, 20.01.2016 CN 103994698 A, 20.08.2014
(41) Публікація відомостей про заявку: 26.11.2018, Бюл.№ 22	
(46) Публікація відомостей про державну реєстрацію: 13.01.2021, Бюл.№ 2	

(54) СПОСІБ КОМБІНОВАНОГО КЕРУВАННЯ СТУПЕНЕМ РАКЕТИ

(57) Реферат:

Винахід стосується ракетно-космічної техніки; його суть в спільній роботі систем автоматичного регулювання з негативним зворотним зв'язком і без такого. Спосіб комбінованого керування ступенем ракети полягає у вимірюванні збурення параметрів її руху; розділенні вимірюваних чутливими приладами системи керування ракетою значення збурень параметрів руху ракети на постійно оновлювані і миттєві. Також формують команди на відпрацювання постійно оновлюваних збурень за алгоритмом їх відпрацювання з використанням негативного зворотного зв'язку; визначають, виходячи зі значень миттєвих збурень і поточної завантаженості виконуючих органів системи керування ракетою постійно оновлюваними збуреннями параметри нормованих керуючих імпульсів, реалізація яких забезпечує обнулення миттєвих збурень. Формують команди на відпрацювання миттєвих збурень; реалізують відпрацювання виконавчими органами системи керування сформованих команд; виключають з сигналів, що створюються у пристроях зворотного зв'язку системи керування, частки, відповідні відпрацюванню миттєвих збурень параметрів руху ракети. Технічним результатом винаходу є зменшення витрат палива.

UA 122865 C2

Винахід стосується ракетно-космічної техніки; його суть в спільній роботі систем автоматичного регулювання з негативним зворотним зв'язком і без такого.

Відомий спосіб формування команд керування на ракеті і система керування ракетою [1], при реалізації якого в момент старту ракети створюють одиночний імпульс, який не дозволяє у кожному каналі проходження скорегованих сигналів, при цьому подовженість імпульсу, що формується, повинна бути не меншою сумарної величини постійної часу корегуючого фільтру і часу відсутності сигналів керування з моменту старту ракети.

Відомий спосіб формування команд керування на ракеті, що обертається за креном і система керування ракетою [2], при реалізації якого на ракеті формують з сигналу обертання лінеаризований сигнал, який з урахуванням кута крену ракети порівнюють з декодованими значеннями командних повідомлень за курсом і тангажем, і внаслідок порівняння формують команди керування ракетою.

Відомий спосіб формування команд керування ракетою при її пусках з стаціонарного наземного комплексу [3], що включає операції визначення висоти підйому ракети, кутів лінійного її пересувань, видачу команд на виконавчі органи керування ракетою для відбиття збурень параметрів руху ракети.

Недоліки способів в тому, що алгоритми формування команд керування ступенем ракети не враховують особливостей збурень параметрів руху ступеня, також особливостей збурюючих сил і моментів, на відпрацювання яких спрямовані зазначені команди керування.

Найбільш близьким за технічною суттю та результатом, який досягається, до способу, що заявляється, є спосіб керування ракетою з багатоканальним двигуном на стартовому відрізку траєкторії, що стартує з рухомої платформи [4] – найближчий аналог винаходу.

Вада цього способу: в ньому не реалізуються певні можливості мінімізації енергії, яка витрачається системою керування ракетою на обнулення збурень параметрів її руху.

Збурений рух ракети обумовлюється збурюючими силами і моментами, що діють на ракету постійно та збурюючими силами і моментами, які діють короткочасно (1÷1,5 с) [5] і виникають при вимиканні, вмиканні двигунів, розділенні ступенів, відділенні обтічників, мас корисного навантаження, таке інше в моменти часу, що визначаються заздалегідь складеною програмою польоту ракети і відомі ще до її старту.

Відповідно, в множині збурень параметрів руху ракети можна виділити:

збурення, що обумовлені впливом на ракету постійно діючих факторів; такі збурення (далі "постійно оновлювані") і фактори, що їх породжують, існують спільно і одночасно;

збурення (далі "миттєві"), обумовлені дією на ракету короткочасно існуючих збурюючих сил і моментів. Ці збурення після зникнення причин, що їх породили, не зникають. Важливо, що значення збурень координат за часом збільшуються при наявності збурень відповідних швидкостей. "Миттєвими" є також початкові збурення параметрів руху ракет.

В основу винаходу поставлено задачу вдосконалити спосіб керування ракетою в напрямку мінімізації кількості енергії (кількості палива), яка витрачається системою керування ракетою на обнулення збурень.

Задача вирішується способом, відповідно з яким вимірюють збурення параметрів її руху; розділяють вимірювані чутливими приладами системи керування ракетою значення збурень параметрів руху ракети на "постійно оновлювані" і "миттєві";

формують команди на відпрацювання "постійно оновлюваних" збурень за алгоритмом їх відпрацювання з використанням негативного зворотного зв'язку; визначають, виходячи зі значень "миттєвих" збурень і поточної навантаженості виконуючих органів системи керування ракетою "постійно оновлюваними" збуреннями, параметри нормованих керуючих імпульсів, реалізація яких забезпечує обнулення "миттєвих" збурень; формують команди на відпрацювання "миттєвих" збурень; реалізують відпрацювання виконавчими органами системи керування сформованих команд; виключають з сигналів, що створюються у пристроях зворотного зв'язку системи керування, частки, відповідні відпрацюванню "миттєвих" збурень параметрів руху ракети.

Технічний результат, що досягається завдяки використанню способу, який заявляється - суттєве зменшення витрат енергії на відпрацювання збурень параметрів руху ракети.

Як приклад розраховується ефект від застосування зазначеного способу при керуванні рухом III-го ступеня сучасної РН з такими характеристиками [6].

Маршовий двигун (МД) РН може запускатись в умовах невагомості до п'яти разів. Запуск і вимикання двигуна здійснюється за командами системи управління (СУ) ступеня.

Ступінь оснащується релейною реактивною системою (РРС), що забезпечує:

керування ступенем на пасивних ділянках польоту з вимкнутим МД;

підтискування компонентів палива перед черговим запуском маршового двигуна;

переведення відпрацьованого ступеня на орбіту пасивації;
керування креном на активних (з працюючим МД) ділянках польоту III-го ступеня.

Створення керуючих зусиль на ділянках активного польоту III-го ступеня по каналах тангажа й ризання забезпечується відхиленням маршового двигуна, а по каналу крену та на пасивних ділянках польоту III-го ступеня рідинними реактивними двигунами малої тяги (РРД МТ) системи РРС.

Поділ II і III-го ступенів здійснюється гальмуванням відділюваної частини II-го ступеня з використанням спеціальних ракетних двигунів твердого палива (РДТП).

КА розміщуються в зоні корисного вантажу під обтічником. Відділення КА здійснюється з використанням пружинних штовхачів.

Після відділення КА, за допомогою МД або РРДМТ за необхідності здійснюється переведення ступеня на орбіту спуску.

Номінальна тяга МД в пустоті - 7916 кгс, питома тяга - 330 с, час роботи - 470 с

РРС забезпечує стабілізацію III-го ступеня РН при польоті з вимкнутим МД в автоколивальних режимах; амплітуда таких коливань на ракетах ДКБ "Південне": 1° - 10° (прицевий та економічний режими відповідно), [6].

В разі виконання описаної програми роботи СУ РН в кожному з каналів керування (тангаж, ризання, крен) реалізуються по 18 моментів часу виникнення "миттєвих" збурень параметрів руху III-го ступеня РН обумовлених:

10 - вимиканням, вмиканням МД;

7 - відділенням обтічника (один), відділенням КА (один), підтискуванням компонентів палива перед черговим запуском МД (п'ять моментів);

1 - поділом II-го і III-го ступенів.

Так як збурення параметрів руху утворюються в каналах тангажа, ризання, крену, то в критичні моменти часу виникає 54 пари збурень (кутових координат, кутових швидкостей); усього - 108 найменувань.

Збурення параметрів руху ступеня РН - випадкові величини. В проектних розрахунках звичайно покладають [6], що "миттєві" збурення кутових координат, кутових швидкостей досягають за модулем до 3 кутових градусів, до 3 кутових градусів/сек. відповідно.

Далі, при виконанні оцінки кількості енергії, необхідної для відпрацювання збурень, покладалось: збурення досягають за кутовою координатою - 1 град, кутовою швидкістю -1 град/с.

Оцінка витрат енергії системою стабілізації зі зворотним зв'язком.

Математичну модель збуреного кутового руху космічного ступеня РН в площині ризання, призначену для використання при проведенні зазначеної оцінки витрат енергії, можна записати так [5]

$$\ddot{\psi} = a\psi\delta \cdot \delta, \\ T \cdot \dot{\delta} + \delta = a_0 \cdot \psi + a_1 \cdot \dot{\psi}.$$

Тут ψ - "миттєве" бурення кута ризання, обумовлене не нульовими початковими умовами руху; T - постійна часу; δ - координата, що характеризує стан виконуючого органа системи керування ступеня РН; a_0 , a_1 - коефіцієнти передачі системи керування; $a\psi\delta$ - коефіцієнт, що характеризує ефективність виконуючих органів СУ ступеня ракети.

Значення $a\psi\delta$ змінюється за часом. Використовуємо значення $a\psi\delta$, відповідне середині часу роботи МД. Покладемо [6]: $a\psi\delta = -0.320 \text{ c}^{-2}$, $T = 0.1 \text{ c}$, $a_0 = 4$, $a_1 = 2 \text{ c}$.

Інтегрування рівнянь системи (I) проведемо з використанням пакета програм MathCad, для чого необхідно записати на робочому листі MathCad завдання на інтегрування системи (1) у форматі:

$$a\psi\delta := -0.320 \text{ c}^{-2}, a_0 := 4, a_1 := 2 \text{ c} \\ x := \begin{pmatrix} 0.017 \\ 0.017 \\ 0 \end{pmatrix} D(t, x) := \begin{bmatrix} x_1 \\ a\psi\delta \cdot x_2 \\ T^{-1}(a_0 \cdot x_0 + a_1 \cdot x_1 - x_2) \end{bmatrix} z := rkfixed(x, 0, 10, 1000, D).$$

Тут x - вектор, що характеризує збурений стан III-го ступеня РН:

$x_0 = \psi$, $x_1 = \dot{\psi}$, $x_2 = \delta$. Покладено, що в початковий момент руху

$$x_0(t=0) = \psi(t=0) = 1^\circ = 0.017 \text{ рад}, \quad x_1(t=0) = \dot{\psi}(t=0) = 0.017 \text{ рад/сек.},$$

$$x_2(t=0) = \delta(t=0) = 0,$$

Графік змін δ за часом координати $\delta(t)$ - результат інтегрування системи рівнянь (1) - представлено на фіг. 1.

5 Кількість енергії, витраченої на відпрацювання однієї пари "миттєвих" збурень ψ , $\dot{\psi}$ і

$$q = |a_{\psi\delta} \int_0^t |\delta(t)| dt|$$

параметрів руху ракети в каналі riskання, визначаємо значенням інтегралу, що за змістом є необхідний для відпрацювання збурень імпульсу керуючого прискорення (ІКП).

Результати розрахунку: $q1 = 3.736 \text{ c}^{-1}$.

Оцінка витрат енергії при відпрацюванні "миттєвих" збурень нормованим імпульсом

10 Розрахунок виконуємо за вихідними даними, відповідними результату, вище отриманому результату: $q1 = 3.736 \text{ c}^{-1}$.

Фазовий портрет руху ступеня на фазовій площині $(\psi, \dot{\psi})$, відповідній математичній моделі (1) і такий, що відображає перехід ступеня зі стану $\psi = 0.017 \text{ рад}$, $\dot{\psi} = 0.017 \text{ рад/с}$ до стану $\psi = 0 \text{ рад}$, $\dot{\psi} = 0 \text{ рад/с}$ (від точки 1 до точки 0) показано на фіг. 2.

15 Фазова траєкторія руху зображуючої точки складається з фрагментів (1-2-3) та (3-0) двох парабол, симетричних відносно осі абсцис. Рівняння фазових траєкторій

$$\dot{\psi}^2 - \dot{\psi}_0^2 = 2a_{\psi\delta} \cdot \delta \cdot (\psi - \psi_0) \quad (2)$$

В рівнянні (2), записаному для фрагмента (1-2-3), значення $\psi_0, \dot{\psi}_0$ - координати точки 1 ($\psi_0 = \psi_1 = 0.017 \text{ рад}$, $\dot{\psi}_0 = \dot{\psi}_1 = 0.017 \text{ рад/с}$) і $a_{\psi\delta} \cdot \delta < 0$; в рівнянні, записаному для

20 фрагмента (3-0), значення $\psi_0, \dot{\psi}_0$ - координати точки 3 ($\psi_0 = \psi_3 = 0 \text{ рад}$, $\dot{\psi}_0 = \dot{\psi}_3 = 0 \text{ рад/с}$) і $a_{\psi\delta} \cdot \delta > 0$. Покладено, що $|a_{\psi\delta} \cdot \delta| = 0.320 \text{ г рад/с}^2$.

Технічна суть запропонованого способу керування ступенем РН пояснюється кресленнями:

25 Фіг. 1. Зміна за часом координати $\delta(t)$, що характеризує завантаження виконуючих органів системи керування ракетою при відпрацюванні збурень системою регулювання з негативним зворотним зв'язком.

Фіг. 2. Фазовий портрет відпрацювання збурень нормованим імпульсом кутового прискорення, що формується системою керування без зворотного зв'язку.

З фіг. 2 випливає, що "миттєві" збурення $\psi = 0.017 \text{ рад}$, $\dot{\psi} = 0.017 \text{ рад/с}$ відпрацьовуються до нульових значень протягом часу

$$30 \quad T = t_{1-3} + t_{3-0} = (\dot{\psi}_3 - \dot{\psi}_1) / (a_{\psi\delta} \cdot \delta = -0.320) + (\dot{\psi}_0 - \dot{\psi}_3) / (a_{\psi\delta} \cdot \delta = 0.320) = 8.2 \text{ с}.$$

Тут t_{1-3} , t_{1-0} - відрізки часу, протягом яких ступінь послідовно переміщується зі стану, що характеризується точкою 1, до стану, що характеризується точкою 3 і далі до точки 0 на фазовій площині фіг. 2.

$$\text{Витрати енергії протягом } T = 8.2 \text{ с: } q2 = T \cdot |a_{\psi\delta} \cdot \delta| = 2.624 \text{ c}^1.$$

35 Необхідний нормований імпульс керуючого прискорення (НІКП): $q2 = 2.624 \text{ c}^1$.

$$\Delta q = \frac{(q1 - q2)}{q1} \cong 0.3 \cong 30\%$$

Таким чином

Можливість реалізації способу комбінованого керування ракетою підтверджується прикладами створеної ДКБ "Південне" низки кращих на світовому рівні стратегічних ракет і ракет-носіїв [5], [6].

40 Порівняння результатів розрахунків, що пояснюються фіг. 1, 2, дозволяє зробити висновок:

Витрати енергії при відпрацюванні збурень нормованим керуючим імпульсом, що формується системою регулювання без зворотного зв'язку, на -30 % менше витрат енергії при обнуленні збурень системою регулювання з негативним зворотним зв'язком.

Джерела інформації:

1. Спосіб формування команд керування на ракеті і система керування ракетою, патент на винахід RU № 2 266 514 C1 від 10.11.2004 р., МПК F 42 B 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 RU № 2 280 226 C1 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. Н. Ф. Герасюта, А. В. Новиков, Н. Г. Белецкая. "Динамика полета. Основные законы динамики проектирования ракет". Днепропетровск. 1998.

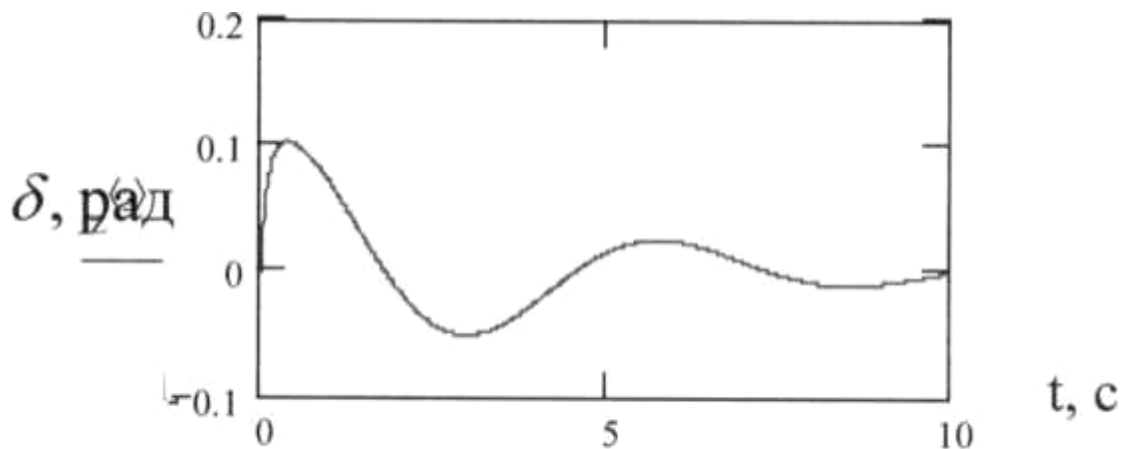
4. Спосіб керування ракетою з багатокамерним двигуном на початковому відрізку траєкторії, стартуючої з рухомої основи, патент UA № 51 758 C2 від 16.12.2002 р., МПК F 42 B 15/00, F 41F 3/04. Автори: Андонов А.С. (UA), Дегтярьова О.А. (UA), Морозов В.М. (UA).

5. Ракети-носії і космічні ступені ракет як об'єкти керування. І. М. Ігдалов, Л. Д. Кучма, М. В. Поляков, Ю. Д. Шептун, під редакцією академіка С. М. Конюхова, Дніпропетровськ, Видавництво ДНУ, 2007.

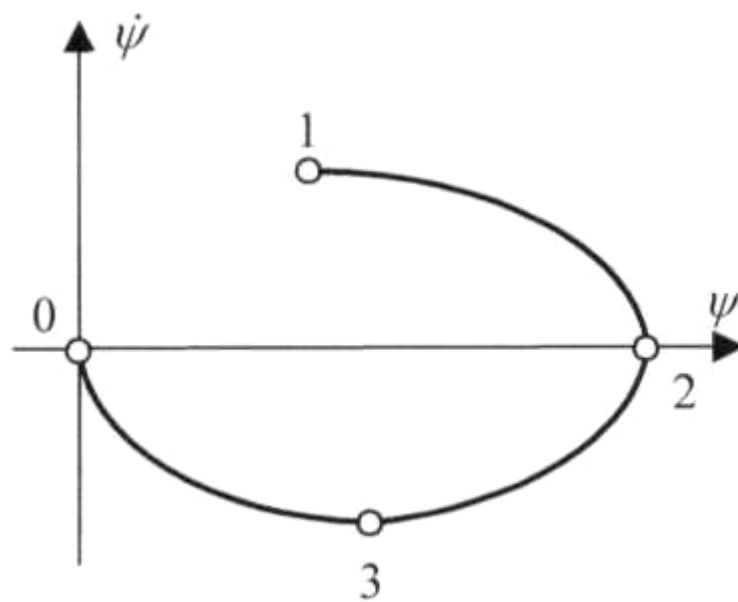
6. Динамічне проектування ракет. Задачі динаміки ракет і їх космічних ступенів. І. М. Ігдалов, Л. Д. Кучма, М. В. Поляков, Ю. Д. Шептун, під редакцією академіка С. М. Конюхова, Дніпропетровськ, Видавництво ДНУ, 2010.

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

Спосіб комбінованого керування ступенем ракети, який включає операції визначення кутового та лінійного пересувань ракети, видачу команд на виконавчі органи системи керування ракетою для відпрацювання збурень параметрів руху ступеня, який **відрізняється** тим, що вимірюють збурення параметрів її руху ракети, розділяють вимірювані значення збурень параметрів руху ракети на постійно оновлювані, тобто такі, що діють на ракету постійно і миттєво, тобто такі, що діють протягом $1 \div 1,5$ с та/або пов'язані зі зміною режиму роботи вузлів ракети і визначаються до старту ракети; формують команди на відпрацювання постійно оновлюваних збурень за алгоритмом їх відпрацювання з використанням негативного зворотного зв'язку, визначають, виходячи зі значень миттєвих збурень і поточної завантаженості виконуючих органів системи керування ракетою постійно оновлюваними збуреннями, параметри нормованих керуючих імпульсів, реалізація яких забезпечує обнулення миттєвих збурень, формують команди на відпрацювання миттєвих збурень, реалізують відпрацювання виконавчими органами системи керування сформованих команд, виключають з сигналів, що створюються у пристроях зворотного зв'язку системи керування, частки, відповідні відпрацюванню миттєвих збурень параметрів руху ракети.



Фиг. 1



Фиг. 2