



УКРАЇНА

(19) UA (11) 84845 (13) C2
(51) МПК (2006)
B64G 1/00
G06F 5/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(54) ПРОЦЕС ВІДОКРЕМЛЕННЯ КОРИСНОГО ВАНТАЖУ І ПРИСТРІЙ ДЛЯ ЙОГО ЗДІЙСНЕННЯ

1

2

(21) а200500048

(22) 04.01.2005

(24) 10.12.2008

(46) 10.12.2008, Бюл.№ 23, 2008 р.

(72) ДРОНЬ МИКОЛА МИХАЙЛОВИЧ, UA,
ХОРОЛЬСЬКИЙ ПЕТРО ГЕОРГІЙОВИЧ, UA

(73) ДНІПРОПЕТРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ
УНІВЕРСИТЕТ, UA

(56) RU, патент №2111901, B64G1/00, 1/10, публ.
27.05.1998.

RU, патент №2212363, B64G1/00, публ.
20.09.2003.

FR, патент №2805245, B64G1/00, 1/22, 1/64, публ.
24.08.2001.

Проблемы навигации и управления при
выведении на орбиту ТКА // Экспресс-
информация. Астронавтика и ракетодинамика. -
1979. - Вып.48. - № 338. - С. 19.

(57) 1. Спосіб відокремлення корисного вантажу
при його запуску ракетно-космічним носієм на ор-
біту із заданими параметрами, який включає виве-
дення на орбіту, повороти носія для забезпечення
потрібного напрямку відокремлення корисного
вантажів і його відокремлення в цьому напрямку,
який **відрізняється** тим, що під час виведення на
орбіту проводять виміри навігаційних параметрів
носія, на їх основі прогнозують момент відокрем-
лення корисного вантажу і визначають на цей мо-
мент вектори часткових похідних $\bar{q}_i = \frac{\partial u_i}{\partial v}$ заданих

орбітальних параметрів $u_i, i = \overline{1, n}$, де n - кількість
параметрів, \bar{v} - вектор швидкості, визначають
значення кутів орієнтації в прийнятій системі коор-
динат φ, ϕ напрямку відокремлення корисного ван-
тажу $\bar{e} = \{\cos\varphi \cdot \cos\phi; \sin\varphi; \cos\varphi \cdot \sin\phi\}$ як такі, що на-

дають мінімум сумі $\sum_{i=1}^n (h_i \cdot (\bar{q}_i, \bar{e}))^2, k = 1, 2, \dots$, де $\bar{h} = \{h_i\}$

- вектор ваги орбітальних параметрів відповідно
до їхнього впливу на загальну ефективність вико-
нання цільових задач корисного вантажу, (\cdot, \cdot) - по-
значення скалярного добутку векторів, формують
траєкторію руху носія з урахуванням додаткових
умов забезпечення відокремлення корисного ван-
тажу у напрямку \bar{e} на момент видачі команди на

це та відокремлюють його у цьому напрямку в кінці
польоту.

2. Спосіб за п.1, який **відрізняється** тим, що кори-
сний вантаж відокремлюють у напрямку, який ви-
значають як

$\bar{e} = \arg \min_{\varphi, \phi} \max (|(\bar{q}_1, \bar{e})|, \dots, |(\bar{q}_i, \bar{e})|, \dots, |(\bar{q}_n, \bar{e})|)$, де \arg -

позначення операції вибору аргументів, $\min_{\varphi, \phi}(\cdot)$ -

операція пошуку мінімуму функції, що у дужках, за
аргументами φ, ϕ , $\max(\cdot)$ - операція вибору макси-
мального елемента із перелічених в дужках.

3. Спосіб за пп.1, 2, який **відрізняється** тим, що
додатково вимірюють, визначають та прогнозують
похибку по швидкості системи орієнтації та стабі-
лізації на момент відокремлення корисного ванта-
жу $\Delta \bar{v}_d$ і, якщо її проекції на осі системи координат
в площині дії цієї похибки не більше похибки по
швидкості внаслідок власне процесу відокремлен-
ня вантажу Δv , то корисний вантаж відокремлю-
ють у зазначеному у п.1 або 2 напрямку \bar{e} , інакше
повертають носій до суміщення площини дії $\Delta \bar{v}_d$ з
площиною, яка проходить через вектори \bar{e} та

$\bar{r} = \bar{e} \times \sum_{i=1}^n h_i \cdot \bar{q}_i$, після чого відокремлюють корисний
вантаж.

4. Спосіб за пп.1-3, який **відрізняється** тим, що
додатково вводять в систему керування задану
точність виведення корисного вантажу $\Delta \bar{u}_T$ та
значення складових точності, на основі навігацій-
них вимірювань прогнозують точність виведення
на момент видачі команди на відокремлення без
урахування складової за рахунок власне процесу
відокремлення $\Delta \bar{u}_0$, компоненти вектора ваг ви-

значають як $h_i = \frac{c_i}{\sqrt{\Delta u_{Ti}^2 - \Delta u_0^2}}$, де c_i - коефіцієнт

вагомості.

5. Спосіб за пп.1-3, який **відрізняється** тим, що
компоненти вектора ваг визначають як

$h_i = \frac{c_i}{\exp(\Delta u_{Ti}^2 - \Delta u_0^2)}$.

(13) C2

(11) 84845

(19) UA

6. Пристрій для здійснення способу відокремлення корисного вантажу, який включає послідовно з'єднані блок навігації, блок формування траєкторії, блок системи орієнтації та стабілізації, який **відрізняється** тим, що в нього додатково введені блок пам'яті, блок прогнозу кінцевих параметрів траєкторії, блок прогнозу похибок виведення, блок визначення похідних, блок розрахунку критеріальної функції, блок оптимізації та блок визначення напрямку відокремлення корисного вантажу, причому блок пам'яті з'єднаний з блоком прогнозу кінцевих параметрів траєкторії, блоком прогнозу похибок виведення, блоком розрахунку критеріальної функції та блоком оптимізації, блок навігації додатково з'єднаний з блоком прогнозу похибок виведення, блок формування траєкторії додатково з'єднаний з блоком прогнозу кінцевих параметрів

траєкторії та блоком визначення напрямку відокремлення корисного вантажу, блок прогнозу кінцевих параметрів траєкторії з'єднаний ще з блоком визначення похідних, блоком прогнозу похибок виведення та блоком оптимізації, блок визначення похідних з'єднаний ще з блоком розрахунку критеріальної функції, блок прогнозу похибок виведення з'єднаний ще з блоком розрахунку критеріальної функції та блоком визначення напрямку відокремлення корисного вантажу, блок розрахунку критеріальної функції з'єднаний ще з блоком оптимізації, блок оптимізації з'єднаний ще з блоком визначення напрямку відокремлення корисного вантажу.

7. Пристрій за п.6, який **відрізняється** тим, що блок системи орієнтації та стабілізації додатково з'єднаний з блоком прогнозу похибок виведення.

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, конкретно - до ракетно-космічних транспортних засобів, які виводять корисні вантажі на задані орбіти.

Відомий спосіб запуску супутників з космічної пускової установки [1], відповідно до якого їх перед відокремленням відкидають від поздовжньої осі установки на однакові кути. Після чого розривають жорсткі зв'язки з установкою і запускають супутники у цих напрямках. Недолік способу - у погіршеній точності виведення корисного вантажу внаслідок неоптимальності, незалежності та незмінності напрямку відокремлення супутників від конкретних траєкторій польоту та орбіти.

Найбільш близьким аналогом є спосіб відокремлення супутників [2], який включає виведення їх носієм на задану орбіту, повороти носія для забезпечення потрібного напрямку відокремлення корисного вантажу і його відокремлення в цьому напрямку. Недолік способу полягає у забезпеченні лише відносних швидкостей між супутниками, що відділяються, і неврахуванні впливу напрямку відокремлення на точність відокремлення і на загальну точність кожного конкретного запуску на орбіту.

Відома комп'ютерна бортова система керування просторовим положенням і параметрами орбіти супутника [3] з блоками контролю орбіти, керування траєкторією польоту та визначення режимів роботи, а також датчиками та приводами. Ця система забезпечує підтримання просторового положення і параметрів орбіти супутника. Недоліками цієї системи є те, що вона не впливає на вибір напрямку відокремлення супутника і не контролює його точність запуску на орбіту.

Відома також система керування космічним кораблем [4], яка складається з блока керування ракетними двигунами, обчислювача, блока стабілізації, датчика для вимірювання орбітальної швидкості. Недоліки цього рішення співпадають з вищенаведеними для [3].

Найбільш близьким аналогом є система [5], яка включає послідовно з'єднані блок навігації,

блок формування траєкторії, блок системи орієнтації та стабілізації. Недоліком цього рішення є відсутність засобів знаходження оптимального напрямку відокремлення корисного вантажу та формування відповідної траєкторії.

В основу винаходу поставлена задача розробки способу відокремлення корисного вантажу при його запуску ракетно-космічним носієм на орбіту із заданими параметрами та пристрою для його здійснення, який забезпечує підвищення точності відокремлення і зменшення впливу складової за рахунок власне відокремлення та похибки системи орієнтації та стабілізації на загальну точність виведення цього вантажу.

Поставлена задача вирішується тим, що в способі відокремлення корисного вантажу при його запуску ракетно-космічним носієм на орбіту із заданими параметрами, який включає виведення на орбіту, повороти носія для забезпечення потрібного напрямку відокремлення корисного вантажу і його відокремлення в цьому напрямку, в порядку виведення проводять виміри навігаційних параметрів носія, на їх основі прогнозують момент відокремлення корисного вантажу і визначають на цей

момент вектори часткових похідних $\vec{q}_i = \frac{\partial u_i}{\partial v}$ зада-

них орбітальних параметрів $u_i, i = \overline{1, n}$, де n - кількість таких параметрів, \vec{v} - вектор швидкості, визначають значення кутів орієнтації в прийнятій системі координат φ, ϕ напрямку відокремлення корисного вантажу $\vec{e} = \{\cos \varphi \cdot \cos \phi; \sin \varphi \cdot \cos \phi \cdot \sin \phi\}$, як такі, що надають мінімум сумі

$$\sum_{i=1}^n (h_i \cdot (\vec{q}_i, \vec{e}))^{2k}, k = 12 \dots, \text{ де } \vec{h} = \{h_i\} - \text{вектор ваг орбі-}$$

тальних параметрів відповідно до їхнього впливу на загальну ефективність виконання цільових задач корисного вантажу, (\cdot, \cdot) - позначення скалярного добутку векторів, формують траєкторію руху носія з урахуванням додаткових умов забезпечення відокремлення корисного вантажу у напрямку \vec{e} на момент видачі команди на це та відокремлюють

його у цьому напрямку в кінці польоту. Корисний вантаж відокремлюють у напрямку, який визначають як $\vec{e} = \arg \min_{\varphi, \phi} \max (|(\vec{q}_1, \vec{e})|, \dots, |(\vec{q}_i, \vec{e})|, \dots, |(\vec{q}_n, \vec{e})|)$, де

\arg - позначення операції вибору аргументів, $\min()$ - операція пошуку мінімуму функції, що у φ, ϕ

дужках, за аргументами φ, ϕ , $\max()$ - операція вибору максимального елемента із перелічених в дужках. Додатково вимірюють, визначають та прогнозують похибку по швидкості системи орієнтації та стабілізації на момент відокремлення корисного вантажу $\Delta \vec{v}_d$ і, якщо її проекції на осі системи координат в площині дії цієї похибки не більше похибки по швидкості внаслідок власне процесу відокремлення вантажу $\Delta \vec{v}$, то корисний вантаж відокремлюють у зазначеному вище напрямку \vec{e} , інакше повертають носій до суміщення площини дії $\Delta \vec{v}_d$ з площиною, яка проходить через вектори

\vec{e} та $\vec{r} = \vec{e} \times \sum_{i=1}^n h_i \cdot \vec{q}_i$, після чого відокремлюють ко-

рисний вантаж. Додатково вводять в систему керування задану точність виведення корисного вантажу $\Delta \vec{u}_T$ та значення складових точності, на основі навігаційних вимірювань прогнозують точність виведення на момент видачі команди на відокремлення без урахування складової за рахунок власне процесу відокремлення $\Delta \vec{u}_0$, компоненти

вектору ваг визначають як $h_i = \frac{c_i}{\sqrt{\Delta u_{Ti}^2 - \Delta u_0^2}}$, де c_i -

коефіцієнт вагомості. Компоненти вектору ваг визначають як $h_i = \frac{c_i}{\exp(\Delta u_{Ti}^2 - \Delta u_0^2)}$.

Поставлена задача вирішується тим, що в пристрої для здійснення процесу, який включає послідовно з'єднані блок навігації, блок формування траєкторії, блок системи орієнтації та стабілізації, в нього додатково введені блок пам'яті, блок прогнозу кінцевих параметрів траєкторії, блок прогнозу похибок виведення, блок визначення похідних, блок розрахунку критеріальної функції, блок оптимізації та блок визначення напрямку відокремлення корисного вантажу, причому блок пам'яті з'єднаний з блоком прогнозу кінцевих параметрів траєкторії, блоком прогнозу похибок виведення, блоком розрахунку критеріальної функції та блоком оптимізації, блок навігації додатково з'єднаний з блоком прогнозу похибок виведення, блок формування траєкторії додатково з'єднаний з блоком прогнозу кінцевих параметрів траєкторії та блоком визначення напрямку відокремлення корисного вантажу, блок прогнозу кінцевих параметрів траєкторії з'єднаний ще з блоком визначення похідних, блоком прогнозу похибок виведення та блоком оптимізації, блок визначення похідних з'єднаний ще з блоком розрахунку критеріальної функції, блок прогнозу похибок виведення з'єднаний ще з блоком розрахунку критеріальної функції та блоком визначення напрямку відокремлення корисно-

го вантажу, блок розрахунку критеріальної функції з'єднаний ще з блоком оптимізації, блок оптимізації з'єднаний ще з блоком визначення напрямку відокремлення корисного вантажу. Блок системи орієнтації та стабілізації додатково з'єднаний з блоком прогнозу похибок виведення.

Суть винаходу продемонстровано на кресленнях.

На Фіг.1 зображено схему здійснення процесу; на Фіг.2 зображено схему здійснення процесу з урахуванням динамічної похибки;

на Фіг.3 зображено схему пристрою.

Заявлений винахід здійснюється таким чином.

Дії процесу продемонструємо на прикладі ракети.

Як показано на Фіг.1, ракета (Р) 1 рухається по траєкторії 2 до моменту відокремлення корисного вантажу (КВ) 3 у точці О 4. За найближчим аналогом, процес відокремлення корисного вантажу при його запуску ракетно-космічним носієм на орбіту із заданими параметрами включає виведення на орбіту, повороти носія для забезпечення потрібного напрямку відокремлення корисного вантажу і його відокремлення в цьому напрямку. Після відокремлення КВ 4 продовжує рух по орбіті 5, а корпус ракети 6 - по власній орбіті 7. В точці О побудовано орбітальну систему координат $OVxVyVz$. В ній показані вектори часткових похідних по періоду обертання $T - \vec{q}_T$ 8 та ексцентриситету $\varepsilon - \vec{q}_\varepsilon$ 9 (для простоти та ясності на цій фігурі обмежимося випадком $n=2$). Якщо напрямок відокремлення не оптимізується, то відокремлення КВ відбувається практично вздовж вектору орбітальної швидкості \vec{v} 10, з яким практично співпадає \vec{q}_T . Тоді похибка за рахунок власне процесу відокремлення дорівнюватиме $\Delta T = q_T \cdot \Delta v$, де Δv - розкид швидкості відокремлення.

Відповідно до заявленого процесу в порядку виведення проводять виміри навігаційних параметрів Р 1, на їх основі прогнозують момент відокремлення корисного вантажу 3 і визначають на цей

момент вектори часткових похідних $\vec{q}_i = \frac{\partial \vec{u}_i}{\partial v}$ 8, 9

заданих орбітальних параметрів $u_i, i = \overline{1, n}$, де $n=2$ - кількість таких параметрів, \vec{v} - вектор швидкості, визначають значення кутів орієнтації в прийнятій системі координат φ, ϕ напрямку відокремлення корисного вантажу $\vec{e} = \{\cos \varphi \cdot \cos \phi; \sin \varphi \cdot \cos \phi; \sin \phi\}$, як такі, що надають мінімум сумі $\sum_{i=1}^n (h_i \cdot (\vec{q}_i, \vec{e}))^{2k}, k = 1, 2, \dots$, формують траєкторію руху Р

1 з урахуванням додаткових умов забезпечення на момент відокремлення корисного вантажу 3 у напрямку \vec{e} та відокремлюють його у цьому напрямку в кінці польоту. Напрямок відокремлення ще визначають як

$\vec{e} = \arg \min_{\varphi, \phi} \max (|(\vec{q}_1, \vec{e})|, \dots, |(\vec{q}_i, \vec{e})|, \dots, |(\vec{q}_n, \vec{e})|)$.

Якщо є потреба прийняти до урахування і динамічну похибку, тобто похибку системи орієнтації та стабілізації на момент відокремлення корисного вантажу за рахунок некомпенсованого кутового та

поступального руху, то додатково вимірюють, визначають та прогнозують цю похибку по швидкості $\Delta \vec{v}_d$ і, якщо її проекції на осі системи координат в площині дії цієї похибки не більше похибки по швидкості внаслідок власне процесу відокремлення вантажу Δv , то корисний вантаж відокремлюють у напрямку \vec{e} , визначеному по одній із наведених вище відповідних формул. Інакше - повертають носій до суміщення площини дії $\Delta \vec{v}_d$ з площиною, яка проходить через вектори \vec{e} та

$$\vec{r} = \vec{e} \times \sum_{i=1}^n h_i \cdot \vec{q}_i, \text{ як це показано на Фіг.2, після чого}$$

відокремлюють корисний вантаж. Так, на Фіг.2 зображено Р 1 з КВ 3. КВ 3 здійснює некомпенсовані системою стабілізації та орієнтації коливальні рухи 11 навколо центру мас (ЦМ) 12 Р 1. Це приводить до появи додаткової лінійної швидкості ЦМ 13 КВ 3. З урахуванням помилки по швидкості підсистем нормальної та бокової стабілізації (на схемі не показано) з'являється $\Delta \vec{v}_d$ 14. Система керування польотом в даному разі формує траєкторію руху по досягненню чотирьох параметрів, відповідні вектори похідних по швидкості \vec{q}_i $i=1,4$, яких 15, зображені на Фіг.2. В показаному на Фіг.2 випадку площина дії динамічної похибки 16 нормальна до поздовжньої осі Р 1, з якою співпадає, відносно самої ракети, напрямок 17 відокремлення КВ 3. Площина дії динамічної похибки - це площина, дотична до поверхні, яку створює своїми коливаннями ЦМ 13 КВ 3 у зв'язаній системі координат (СК), а орієнтація $\Delta \vec{v}_d$ в ній рівномірно розподілена в діапазоні 0-360°, сама ж похибка в момент відокремлення проявляється вже як імпульс швидкості випадкової величини і напрямку.

Якщо, повторимося, проекція $\Delta \vec{v}_d$ на осі СК не більше Δv , КВ 3 буде відокремлюватися у напрямку \vec{e} 18, для чого потрібно повернути поздовжню вісь, яка співпадає з 17, в цю орієнтацію. Інакше - визначають сумарний вектор похідних $\vec{Q} = \sum_{i=1}^n h_i \cdot \vec{q}_i$

19 і допоміжний ний вектор $\vec{r} = \vec{e} \times \sum_{i=1}^n h_i \cdot \vec{q}_i$ 20. Визначають площину, яка проходить через вектори \vec{e} 18 та \vec{r} 20, і суміщають з нею площину дії динамічної похибки 16. Оскільки в нашому випадку ці площини співпадають, то додаткові повороти не потрібні і КВ 3 відокремлюють у напрямку 17, який перпендикулярний до площини 16.

В таблиці 1 представлено 6 модельних прикладів векторів похідних \vec{q} та ваги \vec{h} до них. В ній присутні також дані про напрямки \vec{K} , \vec{E} , оптимальні за функціями $\sum_{i=1}^n (h_i \cdot (\vec{q}_i \cdot \vec{e}))^m$, $m=2, 4$ відповідно.

В таблиці 1 наведені також очікувані промахи при відокремленні у цих напрямках ΔK , ΔE і у разі відокремлення КВ у напрямку тільки однієї із зазначених похідних Δq .

Додатково вводять в систему керування задачу точність виведення корисного вантажу $\Delta \vec{u}_T$ та значення складових точності, на основі навігаційних вимірювань прогнозують точність виведення на момент видачі команди на відокремлення без урахування складової за рахунок власне процесу відокремлення $\Delta \vec{u}_0$, компоненти вектору ваг визначають як

$$h_i = \frac{c_i}{\sqrt{\Delta u_{Ti}^2 - \Delta u_0^2}}, \text{ де } c_i - \text{ коефіцієнт}$$

вагомості. Компоненти вектору ваг визначають як

$$h_i = \frac{c_i}{\exp(\Delta u_{Ti}^2 - \Delta u_0^2)}.$$

Дані таблиці 2 визначають заявлені похибки Р "Tsyklon" [6] в разі виведення КВ на вказані там орбіти. До позначень додається "i" - нахилення орбіти.

В таблиці 3 приведені дані про відносні до заявлених (в таблиці 2) похибки при відокремленні у напрямках \vec{K} , \vec{E} , та \vec{X} . Напрямок \vec{X} визначають відповідно до

$$\vec{X} = \vec{e} = \operatorname{argmin}_{\phi, \phi} \max (|(\vec{q}_i, \vec{e})|, \dots, |(\vec{q}_i, \vec{e})|, \dots, |(\vec{q}_n, \vec{e})|). \text{ Про-}$$

мах Δv_0 відповідає відокремленню КВ 3 вздовж

вектора орбітальної швидкості \vec{V} 10. На цій Фіг.5 введені ще позначення \max , \min - максимальне та мінімальне значення з усіх відносних похибок.

Ваги визначалися як $h_i = \frac{c_i}{\sqrt{\Delta u_{Ti}^2 - \Delta u_0^2}}$, лише в

$$\text{останніх двох рядках як } h_i = \frac{c_i}{\exp(\Delta u_{Ti}^2 - \Delta u_0^2)}.$$

Останнє визначення ваг відповідає можливості перевищення прогнозованих похибок над потрібними або заявленими.

Таку стратегію руху дозволяє відтворити пристрій для реалізації процесу, показаний на Фіг.3. Він включає:

- блок навігації (БН) 21,
- блок формування траєкторії (БФТ) 22,
- блок системи орієнтації та стабілізації (БСОС) 23,
- блок прогнозу кінцевих параметрів траєкторії (БПКПТ) 24,
- блок пам'яті (БП) 25,
- блок визначення похідних (БВП) 26,
- блок прогнозу похибок виведення (БГТПВ) 27,
- блок розрахунку критеріальної функції (БРКФ) 28,
- блок оптимізації (БО) 29,
- блок визначення напрямку відокремлення корисного вантажу (БВНВ) 30.

В пристрої між блоками введені такі зв'язки:

- блок пам'яті 25 з'єднаний з блоком прогнозу кінцевих параметрів траєкторії 24, блоком прогнозу похибок виведення 27, блоком розрахунку критеріальної функції 28 та блоком оптимізації 29,
- блок навігації 21 з'єднаний з блоком формування траєкторії 22 та блоком прогнозу похибок виведення 27,

- блок формування траєкторії 22 з'єднаний з блоком системи орієнтації та стабілізації 23, блоком прогнозу кінцевих параметрів траєкторії 24 та блоком визначення напрямку відокремлення корисного вантажу 30,

- блок прогнозу кінцевих параметрів траєкторії 24 з'єднаний з блоком визначення похідних 26, блоком прогнозу похибок виведення 27 та блоком оптимізації 29,

- блок визначення похідних 26 з'єднаний з блоком розрахунку критеріальної функції 28,

- блок прогнозу похибок виведення 27 з'єднаний ще з блоком розрахунку критеріальної функції 28 та блоком визначення напрямку відокремлення корисного вантажу 30,

- блок розрахунку критеріальної функції 28 з'єднаний з блоком оптимізації 29,

- блок оптимізації 29 з'єднаний з блоком визначення напрямку відокремлення корисного вантажу 30,

- блок системи орієнтації та стабілізації 23 у варіанті додатково з'єднаний з блоком прогнозу похибок виведення 27.

Блок навігації БН 21 вимірює навігаційні параметри та визначає параметри поступального та кутового руху.

Блок формування траєкторії БФТ 22 визначає потрібну програмну траєкторію, відповідне їй керування, формує та видає відповідні команди керування.

Блок системи орієнтації та стабілізації БСОС 23 відтворює програму керування, забезпечує її дотримання та компенсує відхилення від неї.

Блок прогнозу кінцевих параметрів траєкторії БПКПТ 24 на основі параметрів поступального та кутового руху прогнозує функціональні моменти часу руху Р 1, за потреби - і КВ 3, зазначені параметри руху на кінець польоту та потрібну навігаційну інформацію.

Блок пам'яті БП 25 зберігає всю початкову інформацію. В нашому прикладі - це початкові параметри похибок виведення, напрямок відокремлення, ваги.

Блок визначення похідних БВП 26 визначає похідні за аналітичними виразами або чисельним диференціюванням.

Блок прогнозу похибок виведення БППВ 27 по вимірах і прогнозах навігаційних параметрів та початкових параметрах цих похибок визначає поточні похибки виведення КВ, на основі прогнозованої траєкторії виходячи з поточних похибок прогнозує їх на будь-який заданий момент часу, в нашому випадку - на прогнозований момент відокремлення КВ

Блок розрахунку критеріальної функції БРКФ 28 розраховує величини $(|(\vec{q}_1, \vec{e})|, \dots, |(\vec{q}_i, \vec{e})|, \dots, |(\vec{q}_n, \vec{e})|)$

$$\text{або} \quad \sum_{i=1}^n (h_i \cdot (\vec{q}_i, \vec{e}))^{2k}, k = 1, 2, \dots \quad \text{та}$$

$$\vec{e} = \{\cos \varphi \cdot \cos \phi; \sin \varphi \cdot \cos \phi \cdot \sin \phi\}.$$

Блок оптимізації БО 29 знаходить значення аргументів φ, ϕ , при яких досягаються мінімум

$$\sum_{i=1}^n (h_i \cdot (\vec{q}_i, \vec{e}))^{2k}, k = 1, 2, \dots \quad \text{або}$$

$$\min_{\varphi, \phi} \max (|(\vec{q}_1, \vec{e})|, \dots, |(\vec{q}_i, \vec{e})|, \dots, |(\vec{q}_n, \vec{e})|)$$

Блок визначення напрямку відокремлення корисного вантажу БВНВ 30 визначає орієнтацію напрямку відокремлення в потрібній СК, наприклад, як $\vec{e} = \{\cos \varphi \cdot \cos \phi; \sin \varphi \cdot \cos \phi \cdot \sin \phi\}$ із БРКФ 28, або порівнює між собою проекцію від $\Delta \vec{v}_d$ та $\Delta \vec{v}$ та приймає рішення про вибір орієнтації Р 1 і напрямку відокремлення, як це було описано вище про суміщення площини дії динамічної похибки 16 з площиною, яка проходить через вектори \vec{e} , \vec{r} .

Відповідно до найближчого аналогу БН 21 подає навігаційну інформацію у БФТ 22. БФТ 22 формує траєкторію і видає команди керування у БСОС 23, який забезпечує їх виконання, в тому числі - суміщення площини 16 з площиною, що проходить через \vec{e} , \vec{r} . За винаходом, ще до старту Р 1 або під час його в БП 25 вводять початкові дані: вектор початкових похибок, початкові φ, ϕ (або \vec{e}), а також \vec{h} , $\Delta \vec{u}_T$, t_K , $\Delta \vec{u}_0$. В польоті БН 21 вимірює навігаційні параметри носія, БФТ 22 перетворює їх у параметри траєкторії і видає в БПКПТ 24. БПКПВ 27 запитує вектор початкових похибок із БП 25 БПКПТ 24 та БО 29 запитує в БП 25 початковий напрямок відокремлення \vec{e} . БРКФ 28 запитує ваги параметрів орбіти \vec{h} та задану точність виведення корисного вантажу $\Delta \vec{u}_T$. БПКПТ 24 прогнозує момент відокремлення корисного вантажу t_K , кінематичні параметри руху носія Р 1 на цей момент і видає їх у БВП 26, а також прогнозує навігаційні параметри і видає їх в БППВ 27 БПКПТ 24 прогнозує і видає в БО 29 досягненні при визначеній траєкторії польоту значення питомих кутів φ, ϕ . БВП 26 розраховує вектори частко-

вих похідних $\vec{q}_i = \frac{\partial u_i}{\partial v}$ і видає їх у БРКФ 28. БППВ 27 запитує в БПКПТ 24 момент часу видачі команди на відокремлення t_K та прогнозовані значення навігаційних параметрів, на основі навігаційної інформації прогнозує точність виведення на момент видачі команди на відокремлення без урахування складової за рахунок власне процесу відокремлення $\Delta \vec{u}_0$, а також $\Delta \vec{v}_d$, $\Delta \vec{v}$. БППВ 27 видає $\Delta \vec{v}_d$, $\Delta \vec{v}$ в БВНВ 30. БРКФ 28 запитує в БППВ 27 $\Delta \vec{u}_0$, а в БО 29 питоми значення φ, ϕ , на основі цього визначає значення вищезазначеної критеріальної функції і видає його в БО 29. БО 29 шукає ті φ, ϕ , при яких досягається мінімум критеріальної функції, для чого у циклі видає в БРКФ 28 ці дані. БРКФ 28 визначає значення критеріальної функції і видає його знов у БО 29. Після знайдення оптимальних значень φ, ϕ БО 29 видає їх у БВНВ 30. БВНВ 30 визначає вищезазначеним способом напрямку відокремлення (вздовж \vec{e} або поворот Р 1 до суміщення площини 16 дії $\Delta \vec{v}_d$ з площиною, що проходить через \vec{e} і \vec{r}) і видає його в БФТ 22. БФТ 22 формує нову траєкторію польоту, яка приведе до

досягнення заданих значень параметрів орбіти та забезпечити визначений напрямок орієнтації Р 1 на момент видачі команди на відокремлення КВ 3. Ці дії повторюються в циклі до кінця польоту КВ 3 у складі Р 1.

Всі блоки реалізуються засобами бортової цифрової обчислювальної машини ракетно-космічного носія. Можливість та складність реалізації заявлених блоків така ж, як і приведених в аналогу блоків БН, БФТ та БСОС.

Таким чином, вирішена задача розробки процесу відокремлення корисного вантажу при його запуску ракетно-космічним носієм на задану орбіту та пристрою для його здійснення, які забезпечують підвищення як точності відокремлення, так і загальної точності його виведення.

Джерела інформації:

1. FR 2805245 7 B64G1/64. Способ запуска нескольких спутников с одной космической установки и применяемое устройство // Изобретения стран мира. - 2002. - Вып.33. - №8. - С.7.

2. RU 2111901 6 B64G1/00, 1/10, Способ отделения спутников и разведения их на орбите при групповом запуске одной ракетой-носителем // RU БИ. - №15. - 27.05.98. - С.273-274.

3. US 6024327 A 7 B64G1/24. Компьютерная бортовая система управления пространственным положением и параметрами орбиты спутника // Изобретения стран мира, 2001. - Вып.33. - №2. - С.18-19.

4. US 5400252 B64G 1/26. Система управления космического корабля // Изобретения стран мира, 1996. - Вып.33. - №4.-С.13.

5. Проблемы навигации и управления при выведении на орбиту ТКА // Экспресс-информация. Астронавтика и ракетодинамика, 1979. - вып.48. - №338. - С.19.

6. Isakowitz S.J. International Reference Guide to Space Launch Systems. Second Edition - Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. - 341pp.

Таблица 1

№	n	\bar{q}_1^T	\bar{q}_2^T	\bar{q}_3^T	\bar{q}_4^T	\bar{q}_5^T	\bar{q}_6^T	h	\bar{K}^T	\bar{E}^T	ΔK	ΔE	Δq
1	2	1	0	-	-	-	-	1,0	0,00	0,00	0,00	0,00	1,00
		0	0	-	-	-	-	1,0	1,00	1,00	0,00	0,00	1,00
		0	1	-	-	-	-	-	0,00	0,00	-	-	-
2	3	1	0	0	-	-	-	1,0	-0,58	-0,58	0,58	0,58	1,00
		0	0	1	-	-	-	1,0	-0,58	-0,58	0,58	0,58	1,00
		0	1	0	-	-	-	1,0	-0,58	-0,58	0,58	0,58	1,00
3	3	1	0	0	-	-	-	1,0	-0,67	-0,70	0,67	0,70	1,00
		0	0	1	-	-	-	2,0	0,00	-0,17	0,75	0,70	1,00
		0	1	0	-	-	-	1,0	0,75	0,70	0,00	0,35	2,00
4	3	1	0	0	-	-	-	1,0	0,00	-0,24	0,00	0,24	1,00
		0	0	1	-	-	-	0,5	1,00	-0,94	0,00	0,24	1,00
		0	1	0	-	-	-	1,0	0,00	0,24	0,50	0,47	0,50
5	5	1	1	1	1	1	-	1,0	0,00	0,00	0,00	0,00	1,00
		0	0	0	0,5	-0,5	-	1,0	0,00	0,71	0,50	0,35	1,12
		0	0,5	-0,5	0	0	-	1,0	-1,00	-0,71	0,50	0,35	1,12
6	6	-	-	-	-	-	-	1,0	-	-	0,00	0,35	1,12
		-	-	-	-	-	-	1,0	-	-	0,00	0,35	1,12
		-	-	-	-	-	-	1,0	-	-	0,00	0,35	1,12
6	6	1	1	1	1	1	1	1,0	0,00	0,00	0,50	0,50	1,50
		0,5	0,5	0,5	-0,5	-0,5	-0,5	1,0	1,00	1,00	0,50	0,50	1,12
		1	0	-1	1	0	-1	1,0	0,00	0,00	0,50	0,50	1,50
6	6	-	-	-	-	-	-	1,0	-	-	0,50	0,50	1,50
		-	-	-	-	-	-	1,0	-	-	0,50	0,50	1,12
		-	-	-	-	-	-	1,0	-	-	0,50	0,50	1,50

Таблица 2

Полеты	Высота полетной орбиты Н _{кр} , км		
	650	950	1500
$\Delta E \cdot 10^{-5}$	1,89	2,13	2,19
ΔT , с	5,00	8,00	12,00
$\Delta \omega$, рад/сек	3,00	3,00	3,00
Δv , м/с	0,25	0,25	0,25

Таблица 3

Параметр	Н _{кр} , км	Δq	Δv_0	ΔK	ΔE	ΔX
ε , %	650	3,84	3,43	1,54	1,37	1,21
T, %		10,23	10,23	0,53	0,96	1,21
i, %		3,72	0,00	0,00	0,57	1,21
max, %		10,23	10,23	1,54	1,37	1,21
φ , град		-	0,00	-89,67	-0,03	-79,70
ϕ , град		-	0,00	90,00	-179,82	58,18
ε , %	950	3,56	3,18	1,36	1,21	1,08
T, %		7,94	7,94	0,57	0,91	1,08
i, %		3,88	0,00	0,00	0,43	1,08
max, %		7,94	7,94	1,36	1,21	1,08
φ , град		-	0,00	-85,91	-80,80	-71,96
ϕ , град		-	0,00	0,00	44,34	63,92
ε , %	1500	3,60	3,22	1,24	1,10	1,01
T, %		6,11	6,11	0,69	0,91	1,00
i, %		4,03	0,00	0,00	0,37	1,01
max, %		6,11	6,11	1,24	1,10	1,01
φ , град		-	0,00	-83,55	-79,92	-72,60
ϕ , град		-	0,00	0,00	31,48	56,84
max, %	1500	6,11	6,11	1,24	1,10	1,01
min, %		3,60	0,00	0,00	0,37	1,00

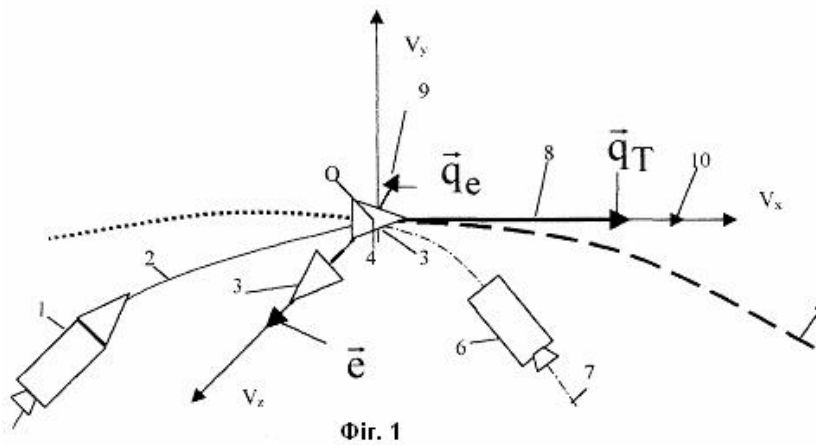


Fig. 1

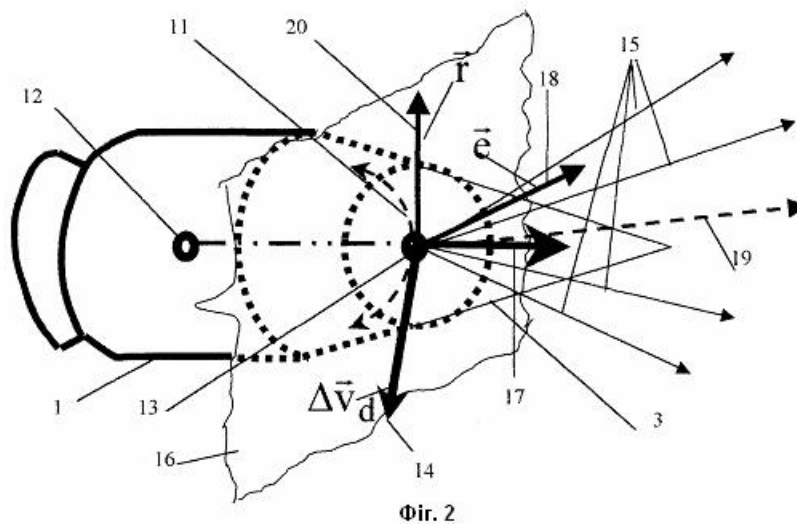


Fig. 2

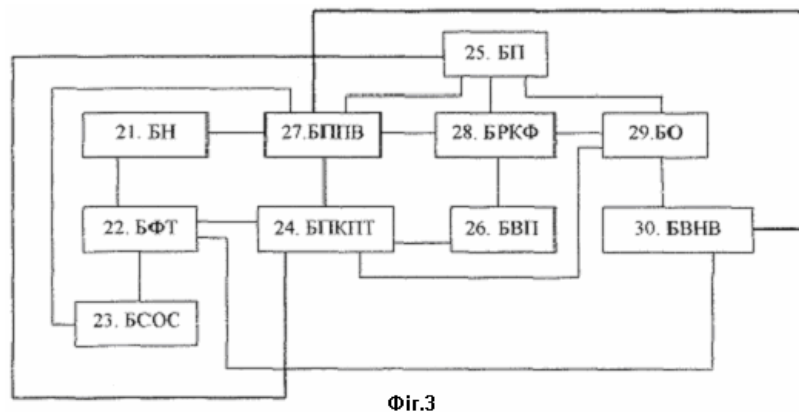


Fig.3