



УКРАЇНА

(19) UA (11) 88038 (13) C2
(51) МПК (2009)
F42B 15/01 (2008.04)
B64G 1/24

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(54) СПОСІБ КЕРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ І ПРИСТРІЙ ДЛЯ ЙОГО ЗДІЙСНЕННЯ

1

(21) а200707876
(22) 12.07.2007
(24) 10.09.2009
(46) 10.09.2009, Бюл.№ 17, 2009 р.
(72) ДРОНЬ МИКОЛА МИХАЙЛОВИЧ, ХОРОЛЬСЬКИЙ ПЕТРО ГЕОРГІЙОВИЧ
(73) ДНІПРОПЕТРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІМЕНІ ОЛЕСЯ ГОНЧАРА
(56) US, патент №4230290, B64D43/00, 45/00, публ. 28.10.1980.
US, патент №5590853, G05D 1/08, 1/10, B64C 9/00, публ. 07.01.1997.
UA, патент №70873 А, F42B 15/00, B64G 1/00, публ. 15.10.2004.
RU, патент №2192366, B64C15/02, 13/20, публ.10.11.2002.
RU, патент №2249540, B64C 13/18, G05D 1/00, публ. 10.04.2005.
SU, а.с. №1838177, B64C13/00, публ. 30.08.1993.
Проблемы навигации и управления при выведении на орбиту ТКА // Экспресс-информация. Астронавтика и ракетодинамика. -1979. - вып. 48. - №338. - С. 19.
(57) 1. Спосіб керування літальним апаратом при польоті в атмосфері, що полягає у русі літального апарата за програмою заданої орієнтації відносно набігаючого потоку, який відрізняється тим, що вимірюють поточний просторовий кут атаки α_{Π} , порівнюють його модуль з модулем програмного значення просторового кута атаки $\alpha_{\Pi_прог}$ і відхиляють поздовжню вісь літального апарата відносно набігаючого потоку на величину просторового кута атаки, модуль якої не перевищує максимально допустимої для літального апарата величини просторового кута атаки $\alpha_{\Pi_доп}$.
2. Спосіб за п. 1, який відрізняється тим, що модуль поточного просторового кута атаки $|\alpha_{\Pi}|$ обмежують величиною $\tilde{\alpha}_{\Pi_доп} = \alpha_{\Pi_доп} - \Delta\alpha_C$, де $\Delta\alpha_C > 0$ - похибка системи стабілізації літального апарата, причому, якщо $\Delta\alpha_C \geq \alpha_{\Pi_доп}$, то програмне значення $\alpha_{\Pi_прог}$ задають нульовим.

2

3. Спосіб за пп. 1, 2, який відрізняється тим, що програмне значення просторового кута атаки $\alpha_{\Pi_прог}$ визначають як оптимальне значення просторового кута атаки α_{Π_opt} , де α_{Π_opt} визначають, в свою чергу, як $\arg \frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}} = 0$, де \arg - аргумент рішення рівняння у дужках, J - критерій ефективності або цільова функція, за якою оцінюється успіх вирішення задач польоту, наприклад, масою корисного вантажу, $\frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}}$ - поточне значення часткової похідної J по куту атаки α_{Π} з урахуванням вищезазначеного обмеження величини модуля α_{Π} .
4. Спосіб за пп. 1-3, який відрізняється тим, що вимірюють або визначають, наприклад по вимірах швидкості та висоти польоту, поточне значення швидкісного напору q, поточне максимальне допустиме значення просторового кута атаки визначають як $\alpha_{\Pi_доп} \frac{(q\alpha_{\Pi})_{доп}}{q}$, де $(q\alpha_{\Pi})_{доп}$ - розрахункове максимальне допустиме значення добутку величин швидкісного напору q та просторового кута атаки.
5. Спосіб за пп. 1, 2, 4, який відрізняється тим, що визначають оптимальні значення кутів атаки α_{opt} та ковзання β_{opt} , наприклад, як $\arg \left(\frac{\partial J}{\partial \alpha} = 0 \right)_{\alpha_{opt}, \beta_{opt}} = 0$, де \arg - аргумент рішення системи рівнянь у дужках, $\frac{\partial J}{\partial \alpha}, \frac{\partial J}{\partial \beta}$ - поточні значення часткових похідних J по кутах атаки α та ковзання β , відхиляють літальний апарат відносно набігаючого потоку на кут атаки

(13) C2
(11) 88038
(19) UA

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_{\text{opt}} & , \text{якщо } \sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2} \leq \alpha_{\Pi_Доп} \\ \alpha_{\Pi_Доп} \cdot \frac{\alpha_{\text{opt}}}{\sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2}} & , \text{якщо } \sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2} > \alpha_{\Pi_Доп} \end{cases}$$

і кут ковзання

$$\beta = \begin{cases} \beta_{\text{opt}} & , \text{якщо } \sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2} \leq \alpha_{\Pi_Доп} \\ \alpha_{\Pi_Доп} \cdot \frac{\beta_{\text{opt}}}{\sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2}} & , \text{якщо } \sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2} > \alpha_{\Pi_Доп} \end{cases}$$

, причому $\frac{\partial J}{\partial \alpha}$, $\frac{\partial J}{\partial \beta}$ визначають з урахуванням наведених залежностей для визначення кутів атаки α та ковзання β .

6. Спосіб за пп. 1, 2, 4, який **відрізняється** тим, що визначають оптимальні значення просторового кута атаки α_{Π_opt} та аеродинамічного крену φ_{Π_opt} ,

наприклад, як $\arg \begin{pmatrix} \frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}} = 0 \\ \frac{\partial J}{\partial \varphi_{\Pi}} = 0 \end{pmatrix}$, де \arg -

аргумент рішення рівняння у дужках, $\frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}}$, $\frac{\partial J}{\partial \varphi_{\Pi}} = 0$ - поточні значення часткових похід-

них J по кутах атаки α_{Π} та аеродинамічного крену φ_{Π} , відхиляють літальний апарат відносно набігаючого потоку на кут атаки

$$\alpha_{\Pi} = \begin{cases} \alpha_{\Pi_opt} & , \text{якщо } \alpha_{\Pi_opt} \leq \alpha_{\Pi_Доп} \\ \alpha_{\Pi_Доп} & , \text{якщо } \alpha_{\Pi_opt} > \alpha_{\Pi_Доп} \end{cases} \text{ , причому}$$

$\frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}}$ визначають з урахуванням наведеної залежності для визначення просторового кута атаки для α_{Π} .

7. Спосіб за пп. 1, 3, 5, 6, який **відрізняється** тим, що порівнюють α_{Π} з $\alpha_{\Pi_Доп}$ і, якщо $\alpha_{\Pi} > \alpha_{\Pi_Доп}$, то зменшують нахил літального апарата до напрямку набігаючого потоку до величини $\alpha_{\Pi_Доп}$.

8. Пристрій для здійснення способу за п. 1, який включає літальний апарат та його систему керування, який **відрізняється** тим, що на апараті встановлений щонайменше один датчик просторового кута атаки, інформаційні виходи якого зв'язані з додатковим відповідним входом системи керування.

Винахід належить до ракетно-космічної техніки, конкретно - до літальних апаратів (ЛА), наприклад, ракет - носіїв, які здійснюють політ в атмосфері.

Відомий спосіб керування балістичною ракетою [1, 2] шляхом зміни орієнтації ракети в польоті, зокрема визначення і відпрацювання програми кута тангажа на активній ділянці траєкторії (АДТ) [2, с.438-443], яка забезпечує попадання корисного вантажу (КВ) в ціль. Його недолік в придатності для позаатмосферної частини АДТ.

Відомий спосіб керування літальним апаратом - ракетою - в атмосфері на активній ділянці траєкторії [3, с.65; 4, с.306], який полягає в русі із заданими (нульовими) кутами атаки та крену. Його недолік - у невикористанні підйомної сили для підвищення вантажопідйомності ЛА.

Відомий спосіб керування апаратом, що спускається в атмосфері, (СА) [5, с.267], відповідно до якого СА орієнтують на задані кути атаки та крену, причому кут атаки формують в заданому діапазоні величин.

Найбільш близьким аналогом є спосіб [6], що полягає у русі по програмі заданої орієнтації відносно набігаючого потоку (кута атаки). Його недоліком є неоптимальність для поточної реалізації параметрів руху та придатність для ЛА, для яких відсутні обмеження по навантаженням на корпус апарата.

Відома комп'ютерна бортова система керування просторовим положенням і параметрами орбіти супутника [7]. Ця система забезпечує під-

держання просторового положення і параметрів орбіти супутника. Недоліки цього рішення співпадають з вищенаведеними для [9].

Відома також система керування (СК) космічним кораблем [8]. Недоліки цього рішення співпадають з вищенаведеними для [9].

Найбільш близьким аналогом є система керування літальним апаратом [9]. Недоліком цього рішення є відсутність вимірювачів, які б забезпечували СК даними про поточне значення просторового кута атаки.

В основу винаходу поставлена задача розробки способу керування літальним апаратом при польоті в атмосфері і пристрою для його здійснення мінімальної складності, які б забезпечували оптимальність траєкторії руху для будь-яких цілових функцій оцінки ефективності місії ЛА при одночасному забезпеченні його безпеки руху в умовах граничних навантажень.

Поставлена задача вирішується тим, що в способі керування літальним апаратом при польоті в атмосфері, що полягає у русі по програмі заданої орієнтації відносно набігаючого потоку, вимірюють поточний просторовий кут атаки α_{Π} , порівнюють його модуль з модулем програмного значення просторового кута атаки $\alpha_{\Pi_прог}$ і відхиляють позовжню вісь літального апарата відносно набігаючого потоку на величину просторового кута атаки, модуль якої не перевищує максимального допустимого для літального апарата величини просторового кута атаки $\alpha_{\Pi_Доп}$.

Модуль поточного просторового кута атаки $|\alpha_{\Pi}|$ обмежують величиною $\tilde{\alpha}_{\Pi_Доп} = \alpha_{\Pi_Доп} - \Delta\alpha_C$, де $\Delta\alpha_C > 0$ - похибка системи стабілізації літального апарата, причому, якщо $\Delta\alpha_C \geq \alpha_{\Pi_Доп}$, то програмне значення $\alpha_{\Pi_ПРОГ}$ задають нульовим.

Програмне значення просторового кута атаки $\alpha_{\Pi_ПРОГ}$ визначають як оптимальне значення просторового кута атаки α_{Π_opt} , де α_{Π_opt} визначають, в свою чергу, як $\arg \frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}} = 0$, де \arg - аргумент рішення рівняння у дужках, J - критерій ефективності або цільова функція, за якою оцінюється успіх вирішення задач польоту, наприклад, маса корисного вантажу, $\frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}}$ - поточне значення част-

кової похідної J по куту атаки α_{Π} з урахуванням вищезазначених обмежень величини модуля α_{Π} .

Вимірюють або визначають, наприклад по вимірах швидкості та висоти польоту, поточне значення швидкісного напору q , поточне максимальне допустиме значення просторового кута атаки визначають як $\alpha_{\Pi_Доп} \frac{(q\alpha_{\Pi})_{Доп}}{q}$, де $(q\alpha_{\Pi})_{Доп}$ - роз-

рахункове максимальне допустиме значення добутку величин швидкісного напору q та просторового кута атаки. Визначають оптимальні значення кутів атаки α_{opt} та ковзання β_{opt} , напри-

клад, як $\arg \begin{pmatrix} \frac{\partial J}{\partial \alpha} = 0 \\ \frac{\partial J}{\partial \beta} = 0 \end{pmatrix}$, де \arg - аргумент рішення системи рівнянь у дужках, $\frac{\partial J}{\partial \alpha}$, $\frac{\partial J}{\partial \beta}$ - поточні

значення часткових похідних J по кутах атаки α та ковзання β , відхиляють літальний апарат відносно набігаючого потоку на кут атаки

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_{opt} & , \text{якщо } \sqrt{\alpha_{opt}^2 + \beta_{opt}^2} \leq \alpha_{\Pi_Доп} \\ \alpha_{\Pi_Доп} \cdot \frac{\alpha_{opt}}{\sqrt{\alpha_{opt}^2 + \beta_{opt}^2}} & , \text{якщо } \sqrt{\alpha_{opt}^2 + \beta_{opt}^2} > \alpha_{\Pi_Доп} \end{cases}$$

і кут ковзання

$$\beta = \begin{cases} \beta_{opt} & , \text{якщо } \sqrt{\alpha_{opt}^2 + \beta_{opt}^2} \leq \alpha_{\Pi_Доп} \\ \alpha_{\Pi_Доп} \cdot \frac{\beta_{opt}}{\sqrt{\alpha_{opt}^2 + \beta_{opt}^2}} & , \text{якщо } \sqrt{\alpha_{opt}^2 + \beta_{opt}^2} > \alpha_{\Pi_Доп} \end{cases}$$

, причому $\frac{\partial J}{\partial \alpha}$, $\frac{\partial J}{\partial \beta}$ визначають з урахуванням наведених залежностей для визначення кутів атаки α та ковзання β .

Визначають оптимальні значення просторового кута атаки α_{Π_opt} та

аеродинамічного крена φ_{Π_opt} , наприклад, як

$$\arg \begin{pmatrix} \frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}} = 0 \\ \frac{\partial J}{\partial \varphi_{\Pi}} = 0 \end{pmatrix}, \text{ де } \arg - \text{аргумент рішення рівняння у дужках, } \frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}}, \frac{\partial J}{\partial \varphi_{\Pi}} = 0, - \text{поточні}$$

значення часткових похідних J по кутах атаки α_{Π} та аеродинамічного крена φ_{Π} , відхиляють літальний апарат відносно набігаючого потоку на кут атаки

$$\alpha_{\Pi} = \begin{cases} \alpha_{\Pi_opt}, & \text{якщо } \alpha_{\Pi_opt} \leq \alpha_{\Pi_Доп} \\ \alpha_{\Pi_Доп}, & \text{якщо } \alpha_{\Pi_opt} > \alpha_{\Pi_Доп}, \end{cases} \text{ причому}$$

$\frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}}$ визначають з урахуванням наведеної залежності для визначення просторового кута атаки для α_{Π} .

Порівнюють α_{Π} з $\tilde{\alpha}_{\Pi_Доп}$ і, якщо

$\alpha_{\Pi} > \tilde{\alpha}_{\Pi_Доп}$, то зменшують нахил літального апарата до напрямку набігаючого потоку до величини $\tilde{\alpha}_{\Pi_Доп}$.

Поставлена задача вирішується тим, що в пристрої, який включає літальний апарат та його систему керування, на апараті встановлено щонайменше один датчик просторового кута атаки, інформаційні виходи якого зв'язано з додатковим відповідним входом системи керування.

В якості J може бути вибрана цільова функція будь-якого виду: максимальна дальність польоту, максимальна висота орбіти, максимальна точність виведення, максимальна ймовірність виконання місії та ін.

Серед режимів руху ЛА, особливо великого подовження, небезпечними є ті, що створюють надграничні поперечні навантаження. Умовою уникання таких режимів є додержання неперевикнення в реальному польоті значень комплексу $(q\alpha_{\Pi})_{Доп}$. На практиці це забезпечується нульовим значенням $\alpha_{\Pi_ПРОГ}$, така програма не дозволяє використовувати підйомну силу ЛА для підвищення його енергетики.

Суть винаходу продемонстрована на кресленнях.

На Фіг.1 зображено структурну схему системи керування за винаходом, на Фіг. 2 зображено кутове положення ЛА і його систему кутових параметрів.

Заявлений винахід реалізується в такий спосіб.

Система керування 1 літального апарату 2 інформаційно зв'язана з датчиком просторового кута атаки (ДПКА) 3 (Фіг.1). На Фіг.2 показано положення зв'язаної з ЛА системи координат Охуз відносно швидкісної системи координат, пов'язаної з вектором швидкості \vec{v} , визначається кутом атаки α

кутом ковзання β або повним кутом атаки α_{Π} і кутом аеродинамічного (відносного) крену φ_{Π} .

З моменту старту до виходу із атмосфери і на протязі ділянок входів-виходів із неї СК 1 ЛА 2 вимірює за допомогою ДПКА 3 просторовий кут атаки α_{Π} і розраховує програму орієнтації апарата на весь польот або його ділянку (це типове для термінального методу керування). Термінальні методи керування формують програми орієнтації оптимальні за термінальними критеріями, а не за енергетичними, тобто такими, що забезпечують попадання в ціль. До старту може бути сформована опорна програма орієнтації, але такого роду програми не передбачають вихід на границі обмежень, бо це небезпечно. Тому програма орієнтації може бути тільки близькою до оптимальної по вибраному критерію оцінки успіху вирішення задач польоту, але не оптимальна, принаймні, для кожної даної реалізації збурень на протязі руху. Тільки визначення оптимальних для поточних умов руху параметрів керування може забезпечити оптимальність в конкретній реалізації. До того ж сучасні методи керування в атмосфері мають ту ваду, що формують програми керування без урахування обмежень на параметри руху. Їх урахування відбувається вибором умов пуску ЛА.

Необхідність виміру саме просторового кута атаки пояснюється тим, що обмеження $(q\alpha_{\Pi})_{\text{Доп}}$ [4, с.313] задається саме для цього кута. Комплекс $(q\alpha_{\Pi})_{\text{Доп}}$ визначає, по суті, поперечне навантаження на корпус ЛА, а на напрямок дії сили обмежень, як правило, не накладають. СК 1 вимірює, наприклад, датчиком повітряного тиску типу ПВД або визначає по вимірах швидкості v (краще повітряної швидкості) та висоти польоту h поточне значення швидкісного напору $q = \rho(h)v^2/2$. Далі визначаються оптимальні значення

кутів атаки α_{opt} та ковзання β_{opt} із залежності

$$\arg \left(\begin{array}{l} \frac{\partial J}{\partial \alpha} = 0 \\ \frac{\partial J}{\partial \beta} = 0 \end{array} \right), \text{ при цьому програма орієнтації ЛА}$$

2 служить в якості опорної, оскільки вона оптимальна тільки для розрахункового випадку руху і не урахує поточних та наступних збурень. Поточний характер значень $\frac{\partial J}{\partial \alpha}, \frac{\partial J}{\partial \beta}$ забезпечує оптима-

льність керування ЛА на протязі всієї траєкторії руху для даної реалізації збурень ЛА та навколишнього середовища і навколишньої ситуації польоту. Важливо, що ці похідні визначають для α і β визначені, в свою чергу, заявленим тут чином, що забезпечує оптимальність рішення. Вибір α і β пояснюється тим, що ці кути найчастіше вибирають як керуючі змінні. Потім або одночасно з визначенням $\alpha_{\text{opt}}, \beta_{\text{opt}}$ визначається поточне максимальне допустиме значення просторового кута

атаки $\alpha_{\Pi_Доп} \frac{(q\alpha_{\Pi})_{\text{Доп}}}{q}$. Визначають

$\tilde{\alpha}_{\Pi_Доп} = \alpha_{\Pi_Доп} - \Delta\alpha_{\Pi}$. Далі порівнюють

α_{Π} з $\tilde{\alpha}_{\Pi_Доп}$ і, якщо $\alpha_{\Pi} > \tilde{\alpha}_{\Pi_Доп}$ (це можливо в разі зсуву вітру), то зменшують нахил літального апарата до напрямку набігаючого потоку до вели-

чини $\tilde{\alpha}_{\Pi_Доп}$, інакше розвертають літальний апарат відносно набігаючого потоку на кут атаки

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_{\text{opt}}, & \text{якщо } \sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2} \leq \tilde{\alpha}_{\Pi_Доп} \\ \tilde{\alpha}_{\Pi_Доп} \cdot \frac{\alpha_{\text{opt}}}{\sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2}}, & \text{якщо } \sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2} > \tilde{\alpha}_{\Pi_Доп} \end{cases}$$

і кут ковзання

$$\beta = \begin{cases} \beta_{\text{opt}}, & \text{якщо } \sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2} \leq \tilde{\alpha}_{\Pi_Доп} \\ \tilde{\alpha}_{\Pi_Доп} \cdot \frac{\beta_{\text{opt}}}{\sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2}}, & \text{якщо } \sqrt{\alpha_{\text{opt}}^2 + \beta_{\text{opt}}^2} > \tilde{\alpha}_{\Pi_Доп} \end{cases}$$

Якщо в якості керуючих змінних вибрані α_{Π} та аеродинамічний крен, то рішення спрощується.

Визначається α_{Π_opt} , із залежності $\arg \frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}} = 0$,

далі діють відповідно до винаходу і реалізують

$$\alpha_{\Pi} = \begin{cases} \alpha_{\Pi_opt}, & \text{якщо } \alpha_{\Pi_opt} \leq \tilde{\alpha}_{\Pi_Доп} \\ \tilde{\alpha}_{\Pi_Доп}, & \text{якщо } \alpha_{\Pi_opt} > \tilde{\alpha}_{\Pi_Доп} \end{cases}$$

Використання ДПКА [10] дозволяє спростити пристрій, оскільки він поєднує в собі два вимірювача орієнтації ЛА відносно набігаючого потоку - кутів просторового кута атаки і аеродинамічного крена замість вимірювання кутів атаки і ковзання. Точність вимірювання зростає завдяки усуненню методичної помилки обчислення саме просторового кута атаки та зменшенню помилки прив'язки датчиків, скажімо, кутів атаки і ковзання до будівних осей ЛА. Підвищена точність забезпечує зростання ефективності маневру ЛА на граничних режимах. Дійсно, для забезпечення неперевикнення обмеження $(q\alpha_{\Pi})_{\text{Доп}}$, виконання якого призводить

до обмеження просторового кута атаки $\alpha_{\Pi_Доп}$, в польоті необхідно зменшити $\alpha_{\Pi_Доп}$ на величину помилки $\delta\alpha_{\Pi}$ визначення α_{Π} , щоб гарантовано не перевищити $\alpha_{\Pi_Доп}$. Ця помилка приводить до зниження ефективності виконання місії на величину

$$\Delta J = \frac{\partial J}{\partial \alpha_{\Pi}} \cdot \delta\alpha_{\Pi}.$$

Оцінки, проведені для ракети-носія (РН), з характеристиками, близькими до РН «Циклон-2», показують, що використання способу та пристрою, що заявляються, дозволяє підвищити її вантажопідйомність на 0,5...1% і більше.

Таким чином, рішення, що заявляється, дозволяє забезпечити оптимальність траєкторії руху для будь-яких цільових функцій оцінки ефективності місії ЛА при одночасному забезпеченні його безпеки руху в умовах граничних навантажень.

Джерела інформації

1) RU 2000105578/28 МПК 7 В 64 G 1/00, F 41 F 3/06. Способ запуска объектов на околоземную орбиту.

2) Игдалов И.М., Кучма Л.Д., Поляков Н.В., Шептун Ю.Д. Ракета как объект управления. - Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004. - 544с.

3) Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов /В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов и др.; Под ред. В.П. Мишина. - М.: Машиностроение, 1985. - 360с., ил.

4) Герасюта Н.Ф., Новиков А.В., Белецкая Н.Г. Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет. - Днепропетровск: ГKB "Южное", НПЦ "ЭКОСИ-Гидрофизика", 1998. - 366с.

5) Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. М.: Наука, 1982. - 352с.

6) А. С. СРСР 1838177 В 64 С 13/00. Способ управления движением космического аппарата на активном участке выведения на орбиту ИСЗ.

7) US 6024327 А 7 В 64 G 1/24. Компьютерная бортовая система управления пространственным положением и параметрами орбиты спутника //Изобретения стран мира, 2001. - Вып.33. - №2. - С.18-19.

8) US 5400252 В 64 G 1/26. Система управления космического корабля //Изобретения стран мира, 1996. - Вып.33. - №4. - С.13

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

10) А. с. СРСР №728491, МПК³ G 01 Р 13/00, 1980.

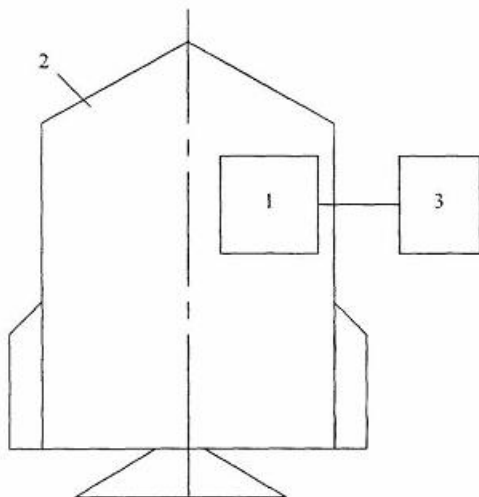


Fig. 1

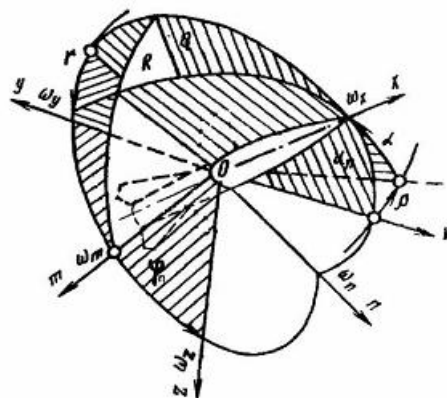


Fig. 2