



УКРАЇНА

(19) UA (11) 58545 (13) U  
(51) МПК (2011.01)  
B64G 3/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ

## ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під  
відповідальність  
власника  
патенту

### (54) СПОСІБ ВИМІРЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ РУХУ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ОПТИЧНИМИ ЗАСОБАМИ

1

2

(21) u201015749

(22) 27.12.2010

(24) 11.04.2011

(46) 11.04.2011, Бюл.№ 7, 2011 р.

(72) ОЖІНСЬКИЙ ВІКТОР ВАСИЛЬОВИЧ, ПАР-  
ФЕНЮК ВАСИЛЬ ГРИГОРОВИЧ, ФРИЗ СЕРГІЙ  
ПЕТРОВИЧ, ПЕТРОЖАЛКО ВОЛОДИМИР ВОЛО-  
ДИМИРОВИЧ

(73) ОЖІНСЬКИЙ ВІКТОР ВАСИЛЬОВИЧ

(57) Спосіб вимірювання параметрів руху косміч-  
них апаратів (КА) оптичними засобами, який поля-  
гає в тому, що в зоні видимості - сеансі вимірю-  
вань параметрів руху КА бортовий комплекс  
керування приймає щосекундно дані про парамет-

ри руху КА ( $X, Y, Z, V_x, V_y, V_z, T$ ) у Гринвіцькій сис-  
темі координат з навігаційного приймача (ЄР5,  
"Глобалстар", "Глонасс"), обробляє їх, обраховує  
кути між надиром та напрямком на квантово-  
оптичну систему (вимірювальні засоби) та видає їх  
значення до підсистеми орієнтації та стабілізації  
для виконання відворотів, а в цей час квантово-  
оптичні засоби здійснюють захват, супроводження  
та високоточне вимірювання параметрів руху КА,  
який **відрізняється** тим, що в КА для точної іден-  
тифікації та підвищення коефіцієнта відбиття КА  
використовують орієнтовані на вимірювальні засо-  
би сонячні батареї.

Корисна модель належить до галузі балістич-  
ного забезпечення польотів космічних апаратів  
(КА), зокрема, до наземних квантово-оптичних  
систем, може бути використана в підсистемах ба-  
лістичного забезпечення польотів вітчизняними  
космічними апаратами, що працюють в умовах  
однопунктної технології, для вирішення задач з  
отримання високоточної інформації про параметри  
руху КА.

Відомий спосіб вимірювання параметрів руху  
КА передбачає під час входу у зону видимості на-  
земних оптичних засобів у темний час доби захват  
та супроводження підсвіченого Сонцем КА та про-  
ведення вимірів квантовою системою[1].

Недоліком відомого способу, є те, що КА та  
його найяскравіша частина з великим значенням  
коефіцієнтом відбиття - панелі сонячних батарей  
орієнтовані на Сонце, тому вірна ідентифікація КА  
та його захват у кут огляду квантової системи є  
досить складним. Разом з тим в цьому випадку  
зменшується відсоток відбитого опромінювання і  
точність вимірювань параметрів руху КА, частково  
цей недолік компенсується встановленням кутових  
відбивачів [3], але це є неефективним використан-  
ням ресурсів КА та невиправданим збільшенням  
його маси.

Найбільш близьким до пропонованого техніч-  
ним рішенням, обраним як прототип, є спосіб про-  
грамних відворотів КА [2].

У основу корисної моделі покладено завдання  
створити спосіб вимірювання параметрів руху КА  
оптичними засобами, який шляхом використання  
обчислювальних можливостей бортового комплек-  
су керування та вимірів апаратури супутникової  
навігації дав можливість забезпечити орієнтацію  
сонячних батарей КА у напрямку квантово-  
оптичної системи для збільшення альbedo КА на  
фоні зоряного неба та збільшити ймовірність точ-  
ної ідентифікації КА та підвищити точність вимірів  
параметрів руху КА.

Для рішення поставленого завдання у способі  
вимірювання параметрів руху КА оптичними засо-  
бами, який полягає в тому, що в зоні видимості -  
сеансі вимірювань параметрів руху КА бортовий  
комплекс керування БКК) приймає щосекундно  
дані про параметри руху КА ( $X, Y, Z, V_x, V_y, V_z, T$ ) у  
Гринвіцькій системі координат з навігаційного  
приймача(ЄР5, «Глобалстар», «Глонасс»), оброб-  
ляє їх, обраховує кути між надиром та напрямком  
на квантово-оптичну систему (вимірювальні засо-  
би) та видає їх значення до підсистеми орієнтації  
та стабілізації для виконання відворотів, а в цей  
час квантово-оптичні засоби здійснюють захват,  
супроводження та високоточне вимірювання па-  
раметрів руху КА. При цьому в КА для точної іден-  
тифікації та підвищення коефіцієнта відбиття КА  
використовують орієнтовані на вимірювальні засо-  
би сонячні батареї.

(19) UA (11) 58545 (13) U

Суть запропонованої корисної моделі полягає у наступному: Найбільш точними методами визначення параметрів руху КА є оптичні методи з використанням квантових систем. Підвищення розрізняювальної здатності КА та зростання вимагає покращення точності вимірів параметрів руху КА, що вимагає використання оптичних методів. Поряд з тим проведення сеансів вимірів поряд із специфікою функціонування самих квантово-оптичних систем ускладнюється збільшенням КА та космічного сміття, що значно ускладнюють точну ідентифікацію КА та вимірювання його параметрів руху.

До вимірюваних параметрів відносяться:

- похила дальність від КА до вимірювача D;
- швидкість зміни похилої дальності D;
- кути, які визначають напрямком від вимірювача на КА (азимут A та кут місця  $\gamma$ );
- похідні цих кутів A' та  $\gamma'$ ;
- кути між напрямком на апарат та двома фіксованими об'єктами (зорями, планетами, КА);
- косинуси кутів між напрямком «вимірювач - апарат» та фіксованими об'єктами (направляючі косинуси).

Оскільки майже кожен сучасний космічний апарат містить у своєму складі навігаційний приймач, пропонується використати процесор БКК, який буде отримувати дані з навігаційного приймача, проводити обчислення необхідних кутів відвороту та видавати команди в підсистему орієнтації та стабілізації для виконання орієнтації робочої площини сонячних батарей на вимірювальні засоби.

Алгоритм функціонування БКК є наступним. При вході в зону видимості оптичних засобів та їх наведення в напрямку ймовірного розташування КА (прогнозовані A та  $\gamma$  на час входження) в результаті рішення навігаційної задачі апаратура супутникової навігації формує вектор  $\vec{K}_g = (KX_g, KY_g, KVx_g, KVy_g, KVz_g)^T$  координат та швидкостей космічного апарата (КА) у Гринвічській рухомій системі координат (ГРСК), яка вводиться наступним чином: початок системи відліку у центрі Землі, вісь OX лежить у площині екватора та направлена на Гринвічський меридіан, вісь OZ по осі обертання Землі, вісь OY доповнює систему до правої.

Для визначення параметрів орієнтації сонячних батарей, визначаються координати наземної прийомної станції у системі відліку, що зв'язана з центром КА. Для цього послідовно виконуються наступні переходи.

1. Переведення координат КА із ГРСК до абсолютної екваторіальної системи координат (АГЕСК), яка вводиться наступним чином: початок системи відліку у центрі Землі, вісь OX лежить у площині екватора та направлена на точку весня-

ного рівнодення, вісь OZ колінеарна осі обертання Землі, вісь OY доповнює систему до правої.

Для того, щоб сумістити осі ГРСК та АГЕСК, достатньо зробити один поворот на кут S, що чисельно дорівнює зоряному часу на Гринвічському меридіані в заданий момент часу в UTC. Вектор  $\vec{K}_\alpha = (KX_\alpha, KY_\alpha, KVx_\alpha, KVy_\alpha, KVz_\alpha)^T$  координат та швидкостей в АГЕСК, із урахуванням переносної швидкості центра мас КА та обертання Землі із швидкістю  $\omega$ , розраховуються по наступних формулах:

$$KX_\alpha = KX_g \cdot \cos S - KY_g \cdot \sin S$$

$$KY_\alpha = KX_g \cdot \sin S + KY_g \cdot \cos S$$

$$KZ_\alpha = KZ_g$$

$$KVx_\alpha = KVx_g \cdot \cos S - KVy_g \cdot \sin S - \omega \cdot KY_\alpha$$

$$KVy_\alpha = KVx_g \cdot \sin S + KVy_g \cdot \cos S + \omega \cdot KX_\alpha$$

$$KVz_\alpha = KVz_g$$

2. Переведення координат наземних вимірювальних засобів

$$\vec{P}_g = (PX_g, PY_g, PZ_g) \text{ із ГРСК до АГЕСК } (\vec{P}_\alpha)$$

$$PX_\alpha = PX_g \cdot \cos S - PY_g \cdot \sin S$$

$$PY_\alpha = PX_g \cdot \sin S + PY_g \cdot \cos S$$

$$PZ_\alpha = PZ_g$$

3. Проводиться розрахунок координат наземних вимірювальних засобів в орбітальній системі координат (ОСК), яка вводиться наступним чином: початок системи відліку співпадає з центром мас КА, вісь OX направлена по радіусу-вектору супутника (проведеному із центру Землі), вісь OY паралельна трансверсальній складовій швидкості, вісь OZ доповнює систему до правої. Для визначення складових в ОСК необхідно послідовно виконати повороти на кути  $\Omega$  (пряме сходження висхідного вузла орбіти),  $I$  (нахилення орбіти),  $U$  (аргумент широти супутника). Кути  $\Omega$ ,  $I$ ,  $U$  обчислюються із елементів вектору  $\vec{K}_\alpha$  відповідно до методики, що викладена в [3]. Для подальших розрахунків складові швидкості в ОСК не використовуються. Координатні складові вектора

$$\vec{P}_0 = (PX_0, PY_0, PZ_0, PVx_0, PVy_0, PVz_0)^T \text{ в ОСК}$$

визначаються наступним чином:

$$\begin{bmatrix} PX_0 \\ PY_0 \\ PZ_0 \end{bmatrix} = M \cdot \begin{bmatrix} PX_\alpha - KX_\alpha \\ PY_\alpha - KY_\alpha \\ PZ_\alpha - KZ_\alpha \end{bmatrix}, \text{ де:}$$

M - матриця переходу, яка розраховується по формулах:

$$M = \begin{bmatrix} \cos u \cos \Omega - \cos i \sin u \sin \Omega & \cos u \sin \Omega + \cos i \sin u \cos \Omega & \sin u \sin i \\ -\sin u \cos \Omega - \cos i \cos u \sin \Omega & -\sin u \sin \Omega + \cos i \cos u \cos \Omega & \sin i \cos u \\ \sin i \sin \Omega & -\sin i \cos \Omega & \cos i \end{bmatrix}$$

Далі проводиться розрахунок параметрів наведення сонячних батарей КА на вимірювальні засоби.

Дальність від КА до наземної станції знаходиться наступним чином:

$$D = \sqrt{PX_0^2 + PY_0^2 + PZ_0^2}$$

Азимут відраховується в площині YOZ орбітальної системи координат від позитивного напрямку осі OY та змінюється від 0 до 360 градусів:

$$A = \begin{cases} \arctg\left(-\frac{PZ_0}{PY_0}\right) & \text{при } PY_0 > 0, PZ_0 < 0 \\ \arctg\left(-\frac{PZ_0}{PY_0}\right) + 180^\circ & \text{при } PY_0 < 0 \\ \arctg\left(-\frac{PZ_0}{PY_0}\right) + 360^\circ & \text{при } PY_0 > 0, PZ_0 < 0 \end{cases},$$

Кут місця відраховується від площини YOZ та змінюється від - 90 до + 90 градусів (позитивним вважається відлік кута в бік позитивного напрямку осі OX):

$$\gamma = \arctg\left(\frac{PX_0}{\sqrt{PY_0^2 + PZ_0^2}}\right)$$

При наведенні на наземні вимірювальні засоби кут  $\gamma$  завжди буде негативним.

Розраховані кути в залежності від способу керування орієнтацією та

стабілізацією КА безпосередньо чи з перерахунком у кватерніони орієнтації видаються на виконавчі пристрої для переорієнтації.

Джерела інформації:

1. Загоруйко А.Н. Особенности программных способов управления космическими аппаратами при однопунктной технологии. // Моделирование та Інформаційні технології: Збірник наукових праць. Х.: НАНУ, Інститут проблем моделювання в енергетиці імені Г.Є. Пухова. - 2005.- Вип. 32. - С.80-87

2. Пат. № 29637 Україна, МПК G05B 17/00. Спосіб переорієнтації космічних апаратів: Пат. №29637 Україна, МПК G05B 17/00./ В.В. Ожінський, О.М. Загоруйко, О.В. Кошовий, О.В. Жила (Україна). - № U2007 08340; Заявл. 20.07.07; Опубл.25.01.08; Бюл №2. -6 с

3. Охоцимский Д.Є., Сіхарулідзе Ю.Г. „Основи механіки космічного польоту” - М.:Наука, 1990.

4. Невзоров В.И., Титов Ю.М. «Антенные системы радиотехнических средств» Ленинград, ВИКИ им. Можайского, 1987- 107 стр.

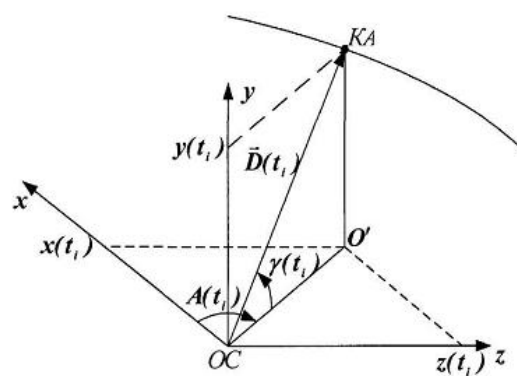
5. Ефимов С.К., Нестерович А.Г., Яковченко А.И. «Аппаратура спутниковой навигации КА «Сич-1М» и «Микроспутник»». «Космична наука і технологія» 2001.Т7.№4 с.114-116.

6. «Моделирование в радиолокации» (под ред. Леонова А.И.) М. «Советское Радио», 1979-264стр.



Схема способу вимірювання параметрів руху космічних апаратів отриманими засобами

Fig. 1



Фіг. 2