УДК-629.78(075.8)

Малий М.С., Рахматов М.О., Гребенкіна О.А., Кулабухов А.М.

*м. Дніпро, Україна Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара*

**ДАТЧИК ГОРИЗОНТУ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ**

**Пропонується спосіб визначення кутової орієнтації космічного апарату по лінії горизонту планети відносно орбітальної системи координат, алгоритм кутової орієнтації космічного апарату в надир планети з використанням малогабаритного датчика горизонту.**

**Ключові слова:** *космічний апарат, датчик горизонту, кутова орієнтація у надир планети.*

**Предлагается способ определения угловой ориентации космического аппарата по линии горизонта планеты относительно орбитальной системы координат, алгоритм угловой ориентации космического аппарата в надир планеты с использованием малогабаритного датчика горизонта.**

**Ключевые слова:** *космический аппарат, датчик горизонта, угловая ориентация, ориентация в надир планеты.*

**A method for determining the angular orientation of a spacecraft along the horizon line of the planet relative to the orbital coordinate system, the algorithm for the angular orientation of the spacecraft in the nadir of the planet using a small horizon sensor are proposed.**

**Key words:** *spacecraft, horizon sensor, angular orientation, orientation to the nadir of the planet.*

**Вступ**

Практично всі космічні апарати потребують кутової орієнтації і стабілізації в просторі для рішення цільових задач. Систему, яка здійснює кутову орієнтацію космічного апарату (КА) відносно визначених орієнтирів називають системою кутової орієнтації (визначення кутового положення) і стабілізації (кутові розвороти і утримання відносно визначених орієнтирів) − СКОС.

Як джерело інформації для визначення кутової орієнтації сучасні КА використовують магнітометри, інфрачервона вертикаль, сонячні датчики, астродатчики, датчики кутових швидкостей. Датчики можуть використовувати як традиційні технології виготовлення, так і технології МЕМС (мікроелектромеханічні системи) [1] – виготовлення електричної і механічної частини датчика у вигляді мікросхеми.

Як виконавчі органи стабілізації і орієнтації КА широко застосовуються двигуни-маховики (програмні розвороти і прецензійна стабілізація) і електромагніти (використовуються для гасіння початкових кутових швидкостей КА при відділенні від ракети носія і розвантаження двигунів-маховиків).

Алгоритми кутового керування при цьому вимагають значних розрахунків пов’язаних з переходом в різні системи координат з використанням інформації про навігаційні параметри супутника (інформація з апаратури супутникової навігації) і формування керуючих сигналів на виконавчі органи.

Датчики горизонту на КА практично не використовуються. В основному їх застосування обмежено авіаційною технікою з малим часом функціонування (в основному використовуються гіроскопічні датчики).

Також існують розробки по орієнтації безпілотних апаратів за зображенням відеокамери [2]. Основні складності використання датчиків кутів по лінії горизонту на КА пов’язані з наявністю атмосфери і нелінійністю знімку при широких кутах огляду. В деяких роботах розглядаються можливості врахування нелінійностей для визначення кутового положення КА [стаття по датчику]. Однак це приводить до значних обчислювальних операцій з урахуванням особливостей конкретної відеокамери.

**Постановка задачі.**

Розглянемо можливість використання інформації про лінію горизонту для орієнтації КА в надир планети при наступних обмеженнях:

* планета має форму кулі з радіусом ;
* космічний апарат знаходиться на круговій орбіті з висотою *h*, величина якої може бути визначена за допомогою радіовисотоміра;
* відеокамера має кут огляду α;
* камера встановлена на осі КА;
* вісь КА відхилена від надиру на кут γ;
* центральний половинний кут видимості КА – β;
* зображення планети і навколопланетного простору контрастні;
* камера має характеристики знімка: *а* – висота зображення, *b* – ширина зображення (зображення в пікселях);
* розподільна здатність зображення – 1 піксель.

**Рішення задачі.**

На рис. 1 наведена схема визначення кутового положення КА за допомогою однієї камери по лінії горизонту в орбітальній системі координат. Половинний центральний кут видимості КА з планети

. (1)

Радіус видимої окружності планети, що відображається на камері

. (2)

У табл. 1 наведені дані розрахунків параметрів видимості горизонту для Землі на різних висотах.

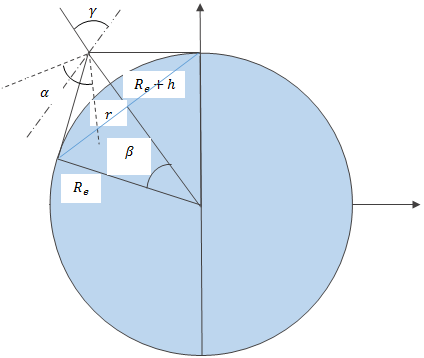
****

Рисунок 1 – Схема визначення кутового положення КА за допомогою 1

камери по лінії горизонту.

Таблиця 1–Дані розрахунків для зон видимості бортової камери супутника Землі на різних висотах

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *Re*, км | *h*, км | *β*, град | *r*, км | Кут видимості планети, град. | Відношення |
| 6370 | 400 | 19,80411 | 2157,141 | 140,3918 | 0,338641 |
| 6370 | 500 | 22,00566 | 2385,677 | 135,9887 | 0,374518 |
| 6370 | 600 | 23,95978 | 2585,593 | 132,0804 | 0,405902 |
| 6370 | 700 | 25,72452 | 2763,559 | 128,551 | 0,43384 |
| 6370 | 800 | 27,33799 | 2923,981 | 125,324 | 0,459024 |
| 6370 | 1000 | 30,21076 | 3203,799 | 119,5785 | 0,502951 |
| 6370 | 2000 | 40,46354 | 4132,166 | 99,07292 | 0,648692 |

На рис. 2 показано відображення лінії горизонту на відеокамері КА

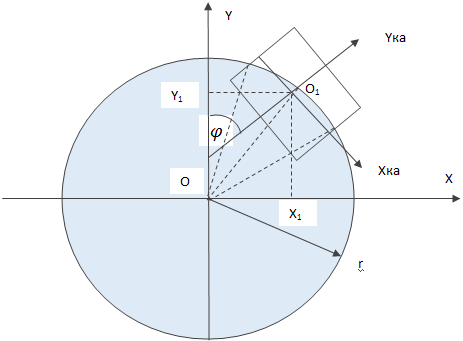


Рис. 2 - Зв'язок орієнтації КА з зображенням на відеокамері

Як видно з рис. 2 КА має поворот в площині ХОY зв'язної системи координат з орбітальної на кут φ, в той час як відносно орбітальної системи координат кутові координати КА визначаються зсувами координат зв'язної системи координат ХкаО1Yка (центру відеокамери) в площині XOZ на величину X1 і в площині YOZ на величину Y1. При цьому центр КА (О1) знаходиться на відстані від центру планети на величину

*.* (3)

Звідси кут відхилення КА в площині XOZ

. (4)

Відповідно

. (5)

Алгоритм управління кутовим положенням КА з однією камерою, встановленою на осі КА може бути визначений таким чином:  
 - поворот КА навколо осі Z*ка* на кут **ψ** (рис. 3) до отримання симетричності знімка на відеокамері (збіг координат Y контрастною зони лівої і правої частини зображення);

- поворот КА навколо осі X*ка* до суміщення центральної осі камери з центром Землі на обчислений кут δ*y*.

У цьому випадку кут огляду камери повинен бути більше кута видимості планети на даній висоті (табл. 1), щоб датчик горизонту забезпечував видачу інформації в момент установки КА в надир (забезпечується безперервність управління кутовим положенням).

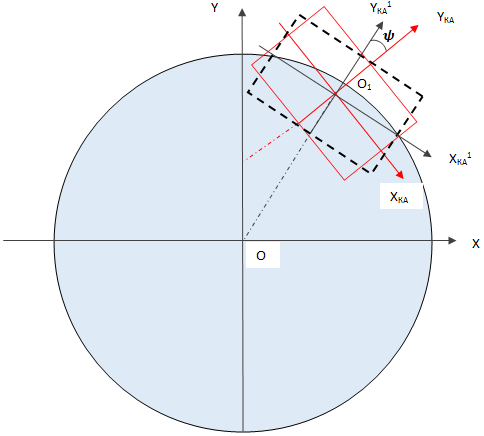
****

Рис. 3 - Вирівнювання знімка горизонту (поворот на кут ***ψ***)

Розглянемо визначення кутового положення КА за результатами знімка (рис. 4).

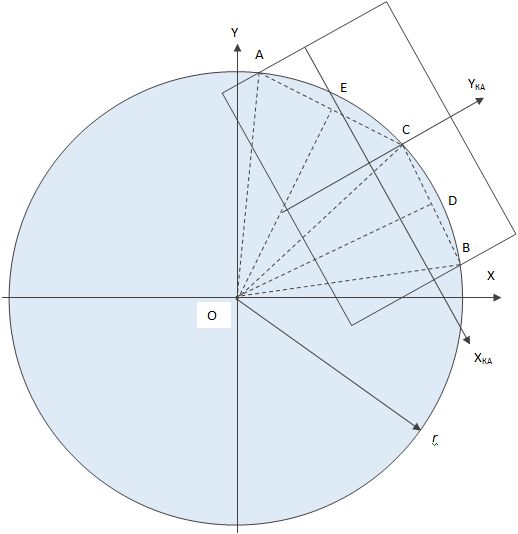


Рис. 4 - Визначення параметрів кутового положення КА по знімку

Припустимо, що в зв'язаній системі координат *(ХКАYКАZКА)* відомі координати точок *А (xA, yA)*, *С (xC, yC)* і *B (xB, yB)*. Ці координати знаходяться як контрастні точки з знімка.

Для визначення радіуса видимої окружності планети r складемо рівняння прямої, що проходить через точки А і С

. (6)

Рівняння прямої, що проходить через точку Е (що знаходиться на середині відрізка АС) і перпендикулярної прямої (6) буде

*.* (7)

Приведемо рівняння (7) до виду

, (8)

Де

; (9)

; (10)

. (11)

Аналогічно рівняння прямої, що проходить через точку D і перпендикулярної до прямої СВ матиме вигляд

*,* (12)

Де

; (13)

; (14)

. (15)

Прямі (8) і (11) мають точку перетину О, координати якої визначаються виразами

; (16)

. (17)

Відповідно можна визначити радіус видимої окружності горизонту

. (18)

З рис. 3 можна визначити кут ψ, на який потрібно повернути КА в зв'язній системі координат для направлення осі від центру планети

*.* (19)

Припустимо, що система управління повернула КА на кут ψ. Алгоритм управління в цьому випадку досить простий. Напрямок повороту визначається знаком виразу

. (20)

Величина кутового переміщення визначається виразом (19). Переміщення здійснюється поки не виконається співвідношення

(21)

Визначимо величину кутового переміщення для направлення осі КА по вертикалі до планети за умови, що центр оптичної камери збігається з лінією горизонту (рис. 5). При цьому зображення на відеокамері буде відповідати рис. 5*б*.

З прямокутного трикутника ОNO1

. (22)

З прямокутного трикутника NMO радіус видимої окружності лінії горизонту

(23)

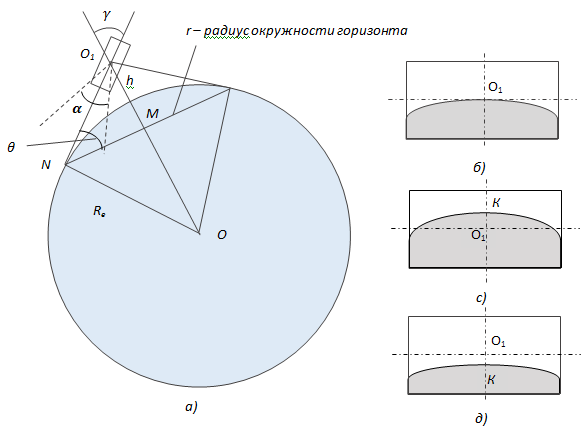


Рис. 5 - Зв'язок кутового положення КА із зображенням камери

Використовуючи вираз (23) визначимо залежність висоти орбіти від радіуса планети і радіуса видимої лінії горизонту. Для цього зведемо ліву і праву частину виразу (23) в квадрат

(24)

Звідки після перетворення отримуємо

. (25)

Підставляючи вираз (25) в (22) і зробивши перетворення отримаємо

. (26)

Як вже було сказано вираз (26) справедливо для випадку, наведеного на рис. 5б. Для випадків, наведених на рис. 5с і рис. 5д вираз (26) за рахунок додаткового зміщення матиме вигляд

*,* (27)

де – координата по вертикалі точки К в зв'язаній системі координат (щодо точки *О1*);

*b* - розмір зображення камери по вертикалі;

α1 - кут огляду камери по вертикалі.

**Висновки**

1. Інформацію про лінію горизонту для орієнтації КА в надир планети можливо використовувати для визначення кута нахилу апарату. Точність кутових координат для планет без атмосфери до 20 кутових   секунд, для планет з атмосферою до 20 кутових хвилин.
2. Відносно невисока вартість за рахунок використання малогабаритних відеокамер з широким кутом огляду і малогабаритного контроллера.
3. Можливість використання датчика при відсутності навігаційних параметрів космічного апарату (особливо при відсутності систем глобального позиціонування типу GPS і ГЛОНАСС).
4. Можливість використання як на навколоземних орбітах, так і на орбітах інших планет і їх супутників (Марс, Юпітер і його супутники, Місяць і т.д.).
5. Щодо простий алгоритм стабілізації космічного апарату щодо надира, що дозволяє здійснювати стабілізацію КА щодо надира в реальному часі з Землі за допомогою джойстика (для супутників Землі), або астронавтом, що знаходиться на космічному кораблі на орбітах планет і їх супутників.

**Бібліографічні посилання**

1. Інерціально-супутникові навігаційні системи / М.К. Філяшкін, В.О. Рогожин, А.В. Скрипець, Т.І. Лукінова. – К : НАУ, 2009. – 296 с.
2. Cornall T.D. Aircraft attitude estimation from horizon video / T.D. Cornall, G.K. Egan, A. Price // ELECTRONICS LETTERS 22nd, June 2006 – IET, 2006. – № 42(13). – C. 744 - 745.

статті