

УДК 621.396

Д. В. П'ясковський, С. В. Ковбасюк, В. І. Шестаков

Житомирський військовий інститут радіоелектроніки імені С. П. Корольова

Визначення параметрів руху КА системою доплерівських вимірювачів

Розглянута можливість визначення орбітальних параметрів КА за допомогою системи доплерівських вимірювачів частоти. Приведені результати математичного моделювання.

В навколосезному космічному просторі знаходяться тисячі космічних апаратів, які належать різним державам і мають різне призначення. Надійність і якість їхнього функціонування залежить від багатьох факторів, одним з яких є знання поточних параметрів орбіти КА. Тому їхня чітка робота неможлива без розвинутої системи навігаційного забезпечення. Необхідно завжди з потрібною точністю знати, де КА знаходиться в даний момент, і якою буде його траєкторія на момент часу, який визначається задачами польоту [4].

Як правило, навігаційне забезпечення здійснюється мережею наземних пунктів, які обладнані відповідними радіолокаційними засобами, засобами передачі та обробки вимірювальної інформації [3, 4, 6, 7]. Ці пункти є елементами наземних командно-вимірювальних комплексів, які керують рухом, роботою КА та являють собою складну і дуже дорогу радіотехнічну систему. Тому актуальним стає питання організації навігаційного забезпечення поширеними відносно не дорогими засобами.

Одним із шляхів отримання навігаційної інформації про КА є прийом і обробка безперервного сигналу, який випромінюється цим ШСЗ. Випромінювання безперервного сигналу характерне як для апаратів космічної складової навігаційних систем, так і для КА інших систем і призначення [3].

Як відомо, внаслідок руху випромінювача (в нашому випадку КА) відносно приймача спостерігається ефект Доплера [1, 6—8]. Цей ефект покладений в основу доплерівських вимірювачів швидкості і широко використовується для визначення складових вектора швидкості об'єкта спостереження. Самі вимірювачі є відносно недорогими технічними пристроями.

Окремі питання задачі визначення параметрів руху КА доплерівськими вимірювачами швидкості

висвітлені досить широко. Так, в роботі [7] викладені динамічні властивості доплерівського зсуву несучої частоти радіосигналу як радіонавігаційного параметра. В [1, 7] подані окремі алгоритми розв'язання навігаційних задач з вибірки вимірювань. Однак логічно закінчених алгоритмів визначення орбітальних параметрів КА з вибірки вимірювань доплерівської частоти, якіб могли бути покладені в основу розробки відповідної технічної системи або математичної моделі, в [1, 6—8] не приведено.

Метою нашої роботи є дослідження можливості визначення орбітальних параметрів КА з вибірки вимірювань доплерівської частоти.

Розв'язання задачі визначення орбітальних параметрів КА з вибірки вимірювань доплерівської частоти передбачається здійснювати в два етапи. На першому виявляється можливість знаходження дальності до об'єкта спостереження за вимірюваннями доплерівської частоти. На другому — безпосередній розрахунок орбітальних параметрів КА.

Відомо, що доплерівська частота f_d міститься в сигналі, який приймається від КА:

$$\sin\omega\left(t - \frac{r}{c}\right) = \sin 2\pi \int (f_0 + f_d) dt,$$

де ω — циклічна частота, t — поточний час, r — дальність до випромінювача, c — швидкість світла, f_0 — несуча частота коливань сигналу, який приймається, причому

$$f_d = -r' \frac{f_0}{c} = -\frac{r'}{\lambda}, \quad (1)$$

де r' — радіальна швидкість, λ — довжина хвилі несучого коливання.

Зв'язок доплерівської частоти з динамікою зміни параметрів руху КА відносно вимірювача подано на рис. 1.

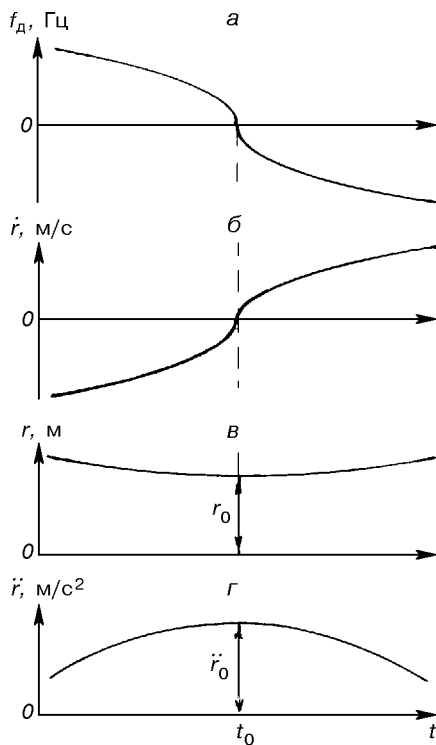


Рис. 1. Зв'язок доплерівської частоти з динамікою зміни параметрів руху КА відносно вимірювача: *a* — доплерівської частоти, *б* — радіальної швидкості, *в* — дальності, *г* — радіального прискорення

Нехай на визначеному часовому інтервалі відбувається спостереження безперервного сигналу з частотою f одним із методів, запропонованих, наприклад, в [7]. Визначається доплерівська поправка і за допомогою швидкого перетворення Фур'є (як варіант) виконується розбивка цього сигналу на певні інтервали. Тоді із виразу (1) можна визначити зміну радіальної швидкості в деякі фіксовані моменти часу з інтервалом Δt . Якщо застосувати до отриманої таким чином вибірки один із методів статистичної обробки, можна знайти поліном, який відображав би закон зміни радіальної швидкості в часі. Використовуючи метод найменших квадратів з урахуванням заміни дискретного часу відповідним параметром x реальну функціональну залежність $\dot{r}(x)$ можна апроксимувати узагальненим поліномом вигляду [5]:

$$\dot{r}(x) = \varphi^T(x)C, \tag{2}$$

де $\varphi^T(x)$ — вектор довільних реальних гладких функцій, C — вектор-стовпець коефіцієнтів апроксимуючої функції. Шляхом диференціювання і інтегрування виразу (2) можна визначити апроксимуючі поліноми для радіального прискорення:

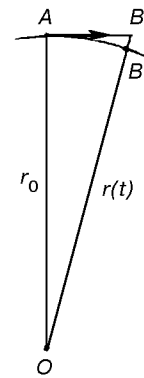


Рис. 2. Визначення швидкості $V_{КА}$

$$\ddot{r}(x) = [\varphi^T(x)C] \frac{d}{dt} \tag{3}$$

і дальності до об'єкта спостереження:

$$r(x) = r_0 + \int_x \varphi^T(x)C dt, \tag{4}$$

де r_0 — траверсна відстань.

Для знаходження траверсної відстані можна скористатись відомою залежністю [1, 6, 8]

$$r_0 = \frac{V_{КА}^2}{\ddot{r}_0}, \tag{5}$$

де \ddot{r}_0 — значення радіального прискорення в точці траверса.

При відсутності апріорної інформації про висоту орбіти КА його швидкість $V_{КА}$ можна визначити таким чином. Розглянемо геометричне подання задачі (рис. 2). Поблизу точки траверса шлях AB , який пройде КА по орбіті за малий проміжок часу Δt , можна подати відрізком AB' . Тоді

$$r(t) = \sqrt{r_0^2 + (V_{КА}\Delta t)^2}. \tag{6}$$

Із виразів (5) і (6) на момент часу t отримаємо

$$V_{КА} = \frac{\Delta t \ddot{r}_0 \dot{r}_t}{\sqrt{\Delta t^2 \ddot{r}_0^2 - \dot{r}_t^2}}.$$

Таким чином, на першому етапі шляхом фізичних представлень і математичних перетворень показана можливість отримання значення дальності від вимірювача до КА та радіальних швидкості і прискорення в будь-який момент часу на інтервалі його спостереження за результатами вимірювання частоти Доплера.

Розглянемо другий етап, де для знаходження орбітальних параметрів КА пропонується використовувати систему доплерівських вимірювачів, яка складається із трьох позицій і центру обробки інформації.

Розташовані на деякій відстані один від одного вимірювальні пункти можуть передавати в центр обробки коефіцієнти поліномів вигляду (2)—(4), де здійснюється їхня прив'язка до єдиного часу. Таким чином, на момент часу t з'являється можливість отримання трьох дальностей (значення радіуса-вектора) до КА. За перетином трьох радіусів-векторів можна знайти просторові координати об'єкта спостереження.

Розглянемо геометрію задачі. В геоцентричній системі координат позначимо відстані між пунктами доплерівських вимірювачів O_1, O_2, O_3 і початком координат як R_1, R_2, R_3 , дальності до КА в точці T через r_1, r_2, r_3 , а відстань OT — як R_i (рис. 3). Координати вимірювачів знаходяться з їхньої геодезичної прив'язки за виразами [2], які в геоцентричній системі координат запишуться відповідно $(X_1, Y_1, Z_1), (X_2, Y_2, Z_2), (X_3, Y_3, Z_3)$.

Використовуючи рівняння сферичної поверхні

$$(X_i - X_T)^2 + (Y_i - Y_T)^2 + (Z_i - Z_T)^2 - r_i^2 = 0$$

(де X_T, Y_T, Z_T — невідомі координати об'єкта, i — номери позицій) і значення різниць $R_1^2 - R_2^2, R_1^2 - R_3^2, R_2^2 - R_3^2$, після математичних перетворень координати точки T можна представити у вигляді

$$X_T = e_1 - aY_T,$$

$$Z_T = e_2 - bY_T.$$

Тут

$$e_1 = \frac{c_1(Z_2 - Z_3) - c_3(Z_1 - Z_2)}{(X_1 - X_2)(Z_2 - Z_3) - (X_2 - X_3)(Z_1 - Z_2)},$$

$$e_2 = \frac{c_3(X_1 - X_2) - c_1(X_2 - X_3)}{(X_1 - X_2)(Z_2 - Z_3) - (X_2 - X_3)(Z_1 - Z_2)},$$

$$a = \frac{(Y_1 - Y_2)(Z_2 - Z_3) - (Y_2 - Y_3)(Z_1 - Z_2)}{(X_1 - X_2)(Z_2 - Z_3) - (X_2 - X_3)(Z_1 - Z_2)},$$

$$b = \frac{(X_1 - X_2)(Y_2 - Y_3) - (X_2 - X_3)(Y_1 - Y_2)}{(X_1 - X_2)(Z_2 - Z_3) - (X_2 - X_3)(Z_1 - Z_2)},$$

$$c_1 = 0.5(r_2^2 - r_1^2 + R_1^2 - R_2^2),$$

$$c_2 = 0.5(r_3^2 - r_1^2 + R_1^2 - R_3^2),$$

$$c_3 = 0.5(r_3^2 - r_2^2 + R_2^2 - R_3^2).$$

Координату Y_T можна отримати з квадратного рівняння вигляду

$$(1 + a^2 + b^2)Y_T^2 + 2(X_1a - Y_1 + Z_1b - ae_1 - be_2)Y_T - (r_1^2 - R_1^2 - e_1^2 - e_2^2 + 2X_1e_1 + 2Z_1e_2) = 0.$$

Таким чином, в будь-який момент часу t на інтервалі спостереження КА системою доплерівських вимірювачів можна отримати його координати

в геоцентричній відносній системі координат.

Для знаходження кеплерових параметрів руху необхідно знайти швидкості зміни цих координат. Для цього визначаються геоцентричні координати КА на наступному кроці вимірювання і застосовується просте диференціювання:

$$\|V\| = (\|X_n\| - \|X_{n-1}\|)/\Delta t,$$

де V — вектор швидкості зміни вектора координат $\|X\|$ на момент часу n .

Після перетворення координат КА із геоцентричної відносної $\|X_{ГО}\|$ в геоцентричну абсолютну $\|X_{ГА}\|$

$$\|X_{ГА}\| = A_{ГА,ГО} \|X_{ГО}\|,$$

$$\|V_{ГА}\| = A_{ГА,ГО} \|V_{ГО}\|.$$

де A — матриця переходу, подана в [2], визначення параметрів орбіти зводиться до розрахунку відомих формульних залежностей [2, 7].

Таким чином, на основі інформації від доплерівських вимірювачів швидкості отримано алгоритм визначення орбітальних параметрів руху КА.

Точнісні характеристики алгоритму досліджувались шляхом його математичного моделювання.

Суттєвим фактором, який впливає на радіонавігаційні параметри, що вимірюються, є нестабільність частоти опорних генераторів КА і доплерівських вимірювачів [7]. Відхилення частоти генератора від номінальної викликає похибку оцінки доплерівського зсуву частоти. Генератори, які встановлюються на КА, можуть мати відносно відхилення частоти $\Delta f/f_0 = 10^{-11} \dots 10^{-14}$. Генератори доплерівських вимірювачів мають більше значення відхилення дійсного значення частоти: $\Delta f/f_0 =$

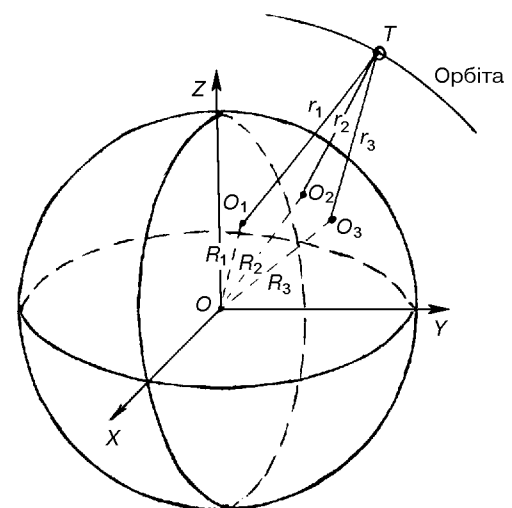


Рис. 3. Геометричне подання задачі визначення координат в геоцентричній відносній системі

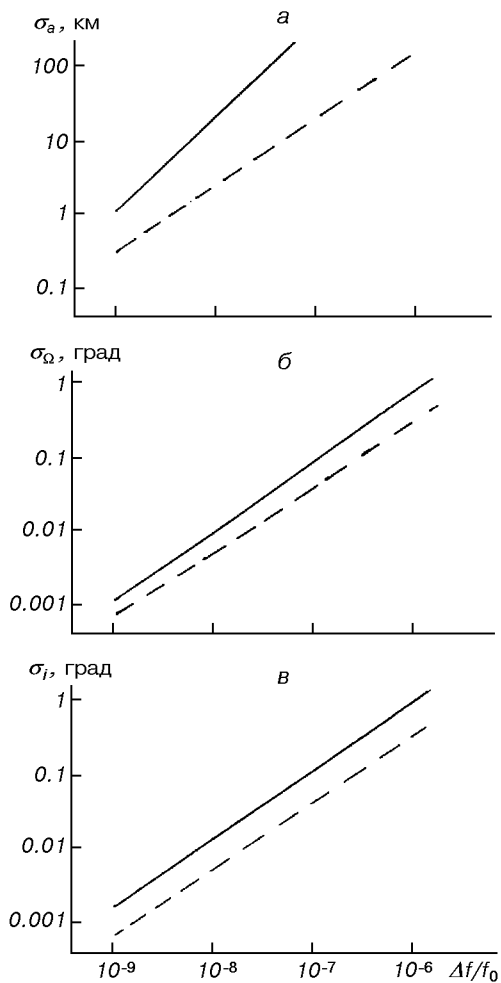


Рис. 4. Залежність похибок визначення орбітальних параметрів від $\Delta f/f_0$ (великої півосі σ_a , висхідного вузла σ_Ω і нахилу орбіти σ_i)

$= 10^{-6} \dots 10^{-9}$ [7]. Практично на похибку визначення параметрів високостабільний сигнал КА не впливає. Тому шляхом математичного моделювання руху КА і поданого алгоритму було проведено дослідження впливу $\Delta f/f_0$ генератора доплерівських вимірювачів на помилку визначення орбітальних параметрів. Умови моделювання: КА рухається по навколополярній низькій круговій орбіті і випромінює безперервний сигнал з несучою частотою f_0 . Вимірювальні пункти розташовані по вершинах рівностороннього трикутника. Інтервал зняття інформації складає 0.5 с. Опорна частота генератора доплерівського вимірювача прийнята згідно з [7]. Результати моделювання показані на

рис. 4, де відображені залежності середнього квадратичного відхилення помилки визначення відповідно великої півосі σ_a , висхідного вузла σ_Ω і нахилу орбіти σ_i від відносного відхилення частоти $\Delta f/f_0$ опорного генератора доплерівських вимірювачів за сигналами КА з несучою частотою $f_0 = 150$ МГц (суцільна лінія) і $f_0 = 400$ МГц (штрихова лінія). Видно, що точність визначення орбітальних параметрів критична до $\Delta f/f_0$. Тому для отримання високоточних навігаційних параметрів необхідна вимірювальна апаратура з якнайбільшою стабільністю опорного генератора частот.

Таким чином, запропонований двоетапний підхід, коли на першому етапі за вимірами доплерівської частоти визначаються дальності від КА до вимірювачів, на другому — розраховуються геоцентричні координати, дозволяє визначити параметри орбіт КА, які випромінюють сигнал радіочастоти, при мінімальних економічних витратах. Подана послідовність дій є логічно завершеним алгоритмом визначення орбітальних параметрів руху КА і може бути використана при створенні відповідних засобів навігаційного забезпечення польотів ШСЗ.

1. Громов Г. Н. Дифференциально-геометрический метод навигации. — М.: Радио и связь, 1986.—384 с.
2. Жданок Б. Ф. Основы статистической обработки транспортных измерений.—М.: Сов.радио, 1978.—384 с.
3. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е, перераб. и доп. / Под ред. А. В. Солодова. — М.: Воениздат, 1977.—430 с.
4. Космические аппараты / Под общ. ред. К. П. Феоктистова. — М.: Воениздат, 1983.—319 с.
5. Лоунсон Ч., Хенсон Р. Численное решение задач метода наименьших квадратов / Пер. с англ. — М.: Наука, 1986.—232 с.
6. Никитенко Ю. И., Быков В. И., Устинов Ю. М. Судовые радионавигационные системы: Учеб. для вузов. — М.: Транспорт, 1992.—336 с.
7. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич и др. / Под ред. П. П. Дмитриева и В.С. Шебшаевича. — М.: Радио и связь, 1982.—272 с.
8. Ярлыков М. С. Статистическая теория радионавигации. — М.: Радио и связь, 1989.—344 с.

DETERMINATION OF SPACECRAFT MOTION PARAMETERS BY DOPPLER GAUGES SYSTEM

D. V. Piaskovs'kyi, S. V. Kovbasiuk, and V. I. Shestakov

Possibility of spacecraft orbital parameters determination using the system of Doppler frequency gauges is considered. The results of mathematical simulation are given.