

С.В. Ковбасюк, к.т.н., с.н.с.

О.О. Писарчук, викладач

Житомирський військовий інститут радіоелектроніки

**МЕТОДИКА ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ЗГЛАДЖУВАННЯ  
КУТОВИХ КООРДИНАТ КОСМІЧНОГО ОБ'ЄКТА В ОДНОПУНКТНИХ  
РАДІОЛОКАЦІЙНИХ СТАНЦІЯХ**

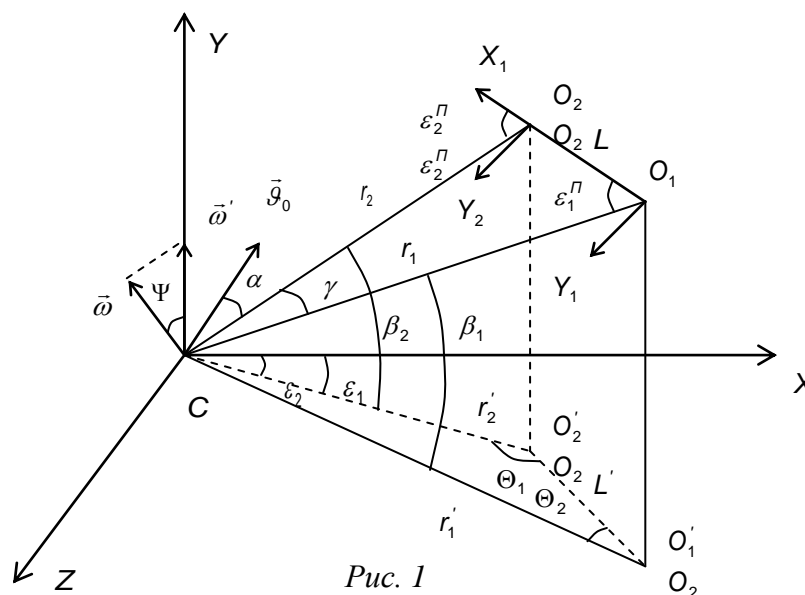
*Розглянуто методику підвищення точності згладжування кутових координат космічного об'єкта, що базується на сумісному згладжуванні координат і кутових швидкостей їх зміни, що розраховані з високою точністю, з використанням методу найменших квадратів з кратними вузлами.*

Кінцевим результатом роботи більшості радіолокаційних станцій (РЛС) із супроводження космічних об'єктів (КО) є визначення з високою точністю параметрів траєкторії цілі за межами інтервалу спостереження, тобто визначення екстрапольованого вектора параметрів траєкторії КО  $\vec{b}_e = |r\dot{r}\dot{\epsilon}\dot{\beta}|$  на заданий момент часу, де  $r, \dot{r}$  – дальність до цілі та швидкість її зміни;  $\epsilon, \dot{\epsilon}$  – азимут КО і швидкість його зміни;  $\beta, \dot{\beta}$  – кут місця об'єкта спостереження й швидкість його зміни.

Найбільше впливають на точність розрахунку екстрапольованих координат об'єкта спостереження точнісні характеристики оцінок кутових координат [1]. Підвищення точності згладжування параметрів траєкторії КО забезпечується сумісним згладжуванням координати та швидкості її зміни за допомогою методу найменших квадратів з кратними вузлами (МНК2) [2]. Однак в існуючих РЛС безпосереднє високоточне вимірювання швидкостей зміни координат реалізоване лише для дальності до цілі, що не дозволяє застосовувати МНК2 до кутових координат КО. Відомі методи розрахунку кутових швидкостей в однопунктних РЛС (наприклад, метод безпосереднього диференціювання [3]) не забезпечують високої точності їх визначення.

Метою статті є розробка методики підвищення точності згладжування кутових координат КО в однопунктних РЛС, що забезпечується високоточним визначенням швидкостей їх зміни.

Нехай в процесі супроводження КО отримано параметри траєкторії цілі для двох рознесених у просторі положень у вигляді векторів  $\vec{c}_i = |r_i \dot{r}_i \dot{\epsilon}_i \dot{\beta}_i|, i = 1, 2$ , де  $\ddot{r}$  – друга похідна по відстані до цілі, а індексами 1, 2 позначені перше та друге положення КО у просторі. Потрібно визначити швидкість зміни кутових координат КА за параметрами, що містяться у векторах  $\vec{c}_i, i = 1, 2$ . Геометрія поставленої задачі наведена на рис. 1.



На рис. 1, крім введених, прийняті такі позначення:  $C$  – місце дислокації РЛС з топоцентричною системою координат  $ZXY$ ;  $O_2, O_1$  – положення КО на орбіті у початковий та кінцевий моменти часу;

$X_1Y_2, X_1Y_1$  – системи координат положень  $O_2, O_1$  в площині  $CO_2O_1$ ;  $\gamma$  – кут між прямими  $CO_2, CO_1$  в площині  $CO_2O_1$ ;  $O_2', O_1'$  – проєкції положень цілі  $O_2, O_1$  на площину  $ZCX$  топоцентричної системи координат РЛС;  $r_2', r_1'$  – проєкції координат відстані до КО  $r_2, r_1$  відповідно на площину  $ZCX$ ;  $L$  – хорда, що з'єднує два положення цілі на орбіті та в подальшому називатиметься базою системи;  $L'$  – проєкція бази на площину  $ZCX$ ;  $\vec{\omega}$  – вектор кугової швидкості переміщення КО з положення  $O_2$  в положення  $O_1$ ;  $\vec{\omega}'$  – проєкція вектора  $\vec{\omega}$  на вісь  $CY$ , що характеризує кутову швидкість переміщення об'єкта спостереження з положення  $O_2'$  в положення  $O_1'$ ; кут між векторами  $\vec{\omega}'$  та  $\vec{\omega}$  позначений літерою  $\Psi$ ;  $\vec{g}_0$  – повний вектор швидкості руху КО; положення вектора  $\vec{g}_0$  характеризує кут  $\alpha$ ;  $\varepsilon_2^{\Pi}, \varepsilon_1^{\Pi}$  – кути, що характеризують положення РЛС відносно двох відповідних положень цілі на орбіті  $O_2, O_1$ ;  $\Theta_2, \Theta_1$  – кути, що характеризують положення РЛС відносно положень  $O_2', O_1'$ .

Визначення азимутальної швидкості руху КО базується на розгляді площини  $CO_2O_1$  (рис. 1), де здійснюється визначення кугової швидкості переміщення КО відносно РЛС [4] з наступним переходом до кутових (азимутальних) швидкостей руху цілі в площині  $ZCX$ . Початковими даними для розрахунку є вектори параметрів траєкторії КО  $\vec{c}_i$  для двох його положень на орбіті. Послідовний розрахунок азимутальних швидкостей руху КО для двох його положень здійснюється згідно з такими виразами:

$$\begin{aligned} \gamma &= \arccos(\sin \beta_1 \sin \beta_2 + \cos \beta_1 \cos \beta_2 \cos(\varepsilon_2 - \varepsilon_1)); \\ L &= \sqrt{r_1^2 + r_2^2 - 2r_1r_2 \cos \gamma}; \quad \varepsilon_1^{\Pi} = \arccos\left(\frac{r_2^2 - r_1^2 - L^2}{-2r_1L}\right); \quad \varepsilon_2^{\Pi} = \gamma + \varepsilon_1^{\Pi}; \\ \Psi &= \frac{x_2z_1 - x_1z_2}{\sqrt{(y_1z_2 - y_2z_1)^2 + (x_2z_1 - x_1z_2)^2 + (x_1y_2 - x_2y_1)^2}}; \\ A_1 &= \sin\left(\frac{\varepsilon_2^{\Pi} + \varepsilon_1^{\Pi}}{2}\right); \quad A_2 = \sin\left(\frac{\varepsilon_2^{\Pi} - \varepsilon_1^{\Pi}}{2}\right); \quad B_1 = \cos\left(\frac{\varepsilon_2^{\Pi} + \varepsilon_1^{\Pi}}{2}\right); \\ K_1 &= \cos(\varepsilon_2^{\Pi} - \varepsilon_1^{\Pi}); \quad K_2 = \sin(\varepsilon_2^{\Pi} - \varepsilon_1^{\Pi}); \\ \alpha &= \arctg\left(\frac{\dot{r}_2K_1 - \dot{r}_1}{r_2K_2}\right); \quad \dot{\alpha} = -\frac{\ddot{r}_2}{\dot{r}_2} \operatorname{ctg} \alpha; \quad g_0 = \frac{\dot{r}_2}{\cos \alpha}; \\ \dot{\varepsilon}_2^{\Pi} &= -\frac{\sin \varepsilon_2^{\Pi}}{2A_1A_2} \left( \frac{\ddot{r}_1}{g_0(K_1 \sin \alpha + K_2 \cos \alpha)} + \dot{\alpha} + \frac{2(\dot{r}_1 - \dot{r}_2)B_1^2}{L \sin(-\varepsilon_1^{\Pi})} \right); \\ \dot{\varepsilon}_1^{\Pi} &= \dot{\varepsilon}_2^{\Pi} \frac{\sin \varepsilon_2^{\Pi}}{\sin(-\varepsilon_1^{\Pi})} - \frac{2(\dot{r}_1 - \dot{r}_2)B_1^2}{L \sin(-\varepsilon_1^{\Pi})}; \\ \dot{\varepsilon}_1 &= \dot{\varepsilon}_1^{\Pi} \cos \Psi; \quad \dot{\varepsilon}_2 = \dot{\varepsilon}_2^{\Pi} \cos \Psi; \end{aligned} \tag{1}$$

де  $x_i, y_i, z_i, (i = 1, 2)$  – топоцентричні координати двох положень КО на орбіті –  $O_2, O_1$ .

Визначення швидкостей зміни кута місця цілі базується на сумісному розгляді площин  $CO_2O_2', CO_1O_1', CO_2O_1'$ . Початковими даними для розрахунку є вектори параметрів траєкторії КО  $\vec{c}_i, i = 1, 2$ , а також розраховані швидкості зміни азимуту для двох положень цілі на орбіті. Послідовний розрахунок швидкостей зміни кута місця КО для двох його положень здійснюється згідно з такими виразами:

$$\begin{aligned} L' &= \sqrt{r_1^2 \cos^2 \beta_1 + r_2^2 \cos^2 \beta_2 - 2r_1r_2 \cos \beta_1 \cos \beta_2 \cos(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)}; \\ \Theta_1 &= \frac{r_1^2 \cos^2 \beta_1 + L' - r_2^2 \cos^2 \beta_2}{2L'r_1 \cos \beta_1}; \\ \Theta_2 &= \frac{r_2^2 \cos^2 \beta_2 + L' - r_1^2 \cos^2 \beta_1}{2L'r_2 \cos \beta_2}; \quad \dot{\Theta}_1 = -\dot{\varepsilon}_1; \quad \dot{\Theta}_2 = \dot{\varepsilon}_2; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 S_1 &= \frac{r_1 \sin \beta_1 \sin \Theta_2}{r_2 \sin \beta_2 \sin \Theta_1}; \\
 S_2 &= \frac{\dot{\Theta}_1 r_2 \cos \beta_2 \cos \Theta_1 - \dot{\Theta}_2 r_1 \cos \beta_1 \cos \Theta_2}{r_2 \sin \beta_2 \sin \Theta_1} - \frac{\dot{r}_1 \cos \beta_1 \sin \Theta_2 - \dot{r}_2 \cos \beta_2 \sin \Theta_1}{r_2 \sin \beta_2 \sin \Theta_1}; \\
 F_1 &= r_1 \sin \beta_1, F_2 = r_1 \sin \beta_2; \\
 F_3 &= \dot{L}N - \dot{r}_1 \cos \beta_1 + \dot{r}_2 \cos \beta_2; \\
 N &= \frac{0.5(\dot{\Theta}_1 - \dot{\Theta}_2) \cos(0.5(\Theta_1 - \Theta_2)) \sin(0.5(\Theta_1 + \Theta_2))}{\sin^2(0.5(\Theta_1 + \Theta_2))} - \\
 & - \frac{0.5(\dot{\Theta}_1 + \dot{\Theta}_2) \sin(0.5(\Theta_1 - \Theta_2)) \cos(0.5(\Theta_1 + \Theta_2))}{\sin^2(0.5(\Theta_1 + \Theta_2))}; \\
 \dot{\beta}_1 &= \frac{F_3 - S_2 F_2}{F_2 S_1 - F_1}; \quad \dot{\beta}_2 = S_1 - \frac{F_3 - S_2 F_2}{F_2 S_1 - F_1} - S_2.
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

Дослідження точнісних характеристик розрахунку кутових швидкостей руху КО проводилось методом математичного моделювання. Результати розрахунків наведені на рис. 2, 3. При моделюванні було прийняте таке: вимірювання координат цілі за допомогою РЛС здійснюється з використанням віялової діаграми спрямованості з більшими розмірами за кутом місця, що обумовлює гіршу точність вимірювання цього параметра. Відносна точність вимірювання координат дальності та її похідних вища, ніж відносна точність вимірювання кутових координат. Ці припущення відображують реальні умови функціонування існуючих РЛС.

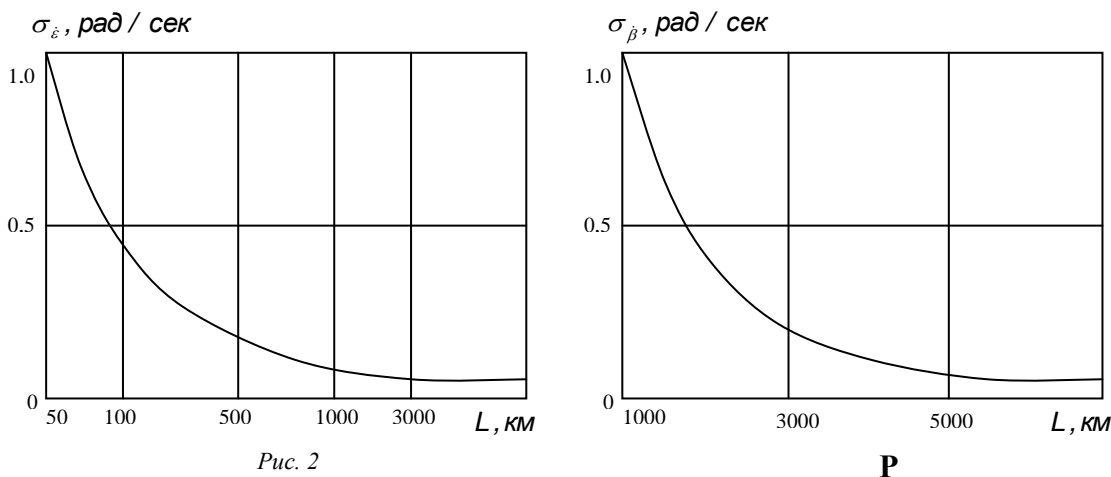


Рис. 2

На рис. 2, 3 наведені нормовані за максимальними значеннями середньоквадратичні відхилення (СКВ) похибок розрахунку швидкостей зміни азимуту  $\sigma_\epsilon$  та кута місця  $\sigma_\beta$  відповідно, в залежності від величини бази системи  $L$ .

З наведених залежностей видно, що збільшення бази системи призводить до нелінійного зменшення похибки визначення кутових швидкостей руху КО. Збільшення значення бази понад 1000 км для швидкості зміни азимуту та понад 3000 км для швидкості зміни кута місця цілі не призводить до істотного зменшення похибки визначення цих параметрів. Нижча, відносно азимутальної швидкості, точність розрахунку швидкості зміни кута місця при однакових значеннях бази пояснюється використанням для одержання останнього проекції бази  $L'$ , значення якої менше за просторову базу  $L$ , що використовується при розрахунку азимутальної швидкості. Використання отриманих виразів (1), (2) дозволяє підвищити точність розрахунку швидкості зміни азимуту до 60 %, а швидкості зміни кута місця КО – до 55 %, в порівнянні з методом безпосереднього диференціювання.

Виходячи з проведених досліджень, високі точності розрахунку швидкостей зміни кутових координат КО досягаються за умови максимального рознесення двох його положень у просторі, що складають систему, яка наведена на рис. 1. У той же час, для забезпечення високих точнісних характеристик оцінок МНК2 при обмеженій кількості вимірів за похідною слід мати хоча б крайні та середнє значення у вибірці за швидкістю зміни координати [5]. Тому методика підвищення точності згладжування координат космічного об'єкта полягає у виконанні такої послідовності операцій:

1. Формування початкових даних для розрахунку кутових швидкостей руху КО у вигляді векторів координат для середини і по краях інтервалу спостереження цілі.
2. Розрахунок швидкостей зміни азимуту і кута місця цілі.
3. Визначення вагових коефіцієнтів розрахованих значень кутових швидкостей з використанням отриманих заздалегідь табульованих даних для кожного діапазону величин баз.
4. Розрахунок оцінок кутових параметрів КО шляхом сумісного згладжування координат та її похідних з використанням методу найменших квадратів з кратними вузлами.

З використанням запропонованої методики розроблено алгоритм згладжування кутових координат дослідження, яке проводилось методом математичного моделювання. Умови проведення досліджень аналогічні до згаданих під час розгляду рис. 2, 3.

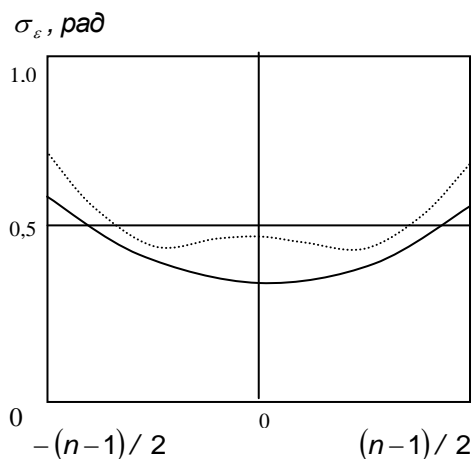


Рис. 4

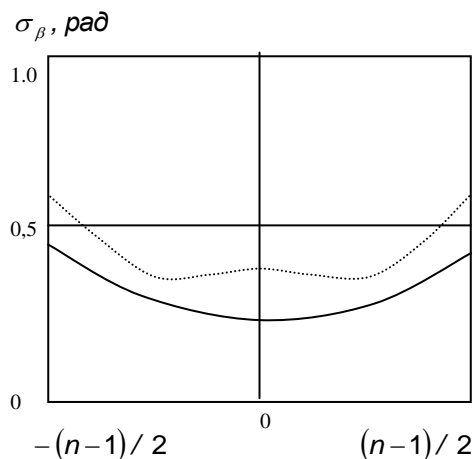


Рис. 5

Результати дослідження запропонованого алгоритму наведені на рис. 4, 5. Зображено нормовані до максимального значення СКВ похибок згладжування азимуту  $\sigma_\epsilon$  та кута місця  $\sigma_\beta$  цілі відповідно, в залежності від номера виміру у вибірці значень  $n$ . Графіки для азимутального параметра отримані при величині бази системи  $L = 200$  км, а для кута місця цілі – при  $L = 2000$  км. Штриховій лінії відповідає випадок згладжування кутових координат традиційним методом найменших квадратів; суцільній – випадок використання запропонованої методики згладжування кутових координат.

Застосування розробленої методики згладжування кутових координат КО, що базується на використанні в МНК2, розрахованих з високою точністю кутових швидкостей, дозволяє підвищити точність оцінювання азимуту цілі до 21 % в середині і до 20 % по краях інтервалу спостереження; вигреш в точності згладжування кута місця цілі становить до 34 % в середині і до 26 % по краях вибірки значень, порівняно з традиційним МНК.

Таким чином, запропонована методика забезпечує підвищення точності згладжування кутових координат КО, в порівнянні з традиційним алгоритмом згладжування та без урахування першої похідної по координаті.

#### ЛІТЕРАТУРА:

1. Саврасов Ю.С. Алгоритмы и программы в радиолокации. – М.: Радио и связь, 1978. –60 с.
2. Семеняка Е.Н., Сухаревский И.В. Метод наименьших квадратов с кратными узлами. – Харьков: ВИРТА, 1990. –24 с.
3. Радиоэлектронные системы: основы построения и теория. Справочник /Ширман Я.Д., Лосев Ю.И., Минервин Н.Н. и др. / Под ред. Я.Д. Ширмана. – М.: “Маквис”, 1998. – 828 с.
4. Ковбасюк С.В., Шестаков В.И. Методика повышения точности определения азимутального положения объекта системой автономных РЛС / Известия высших учебных заведений. Радиоэлектроника. – 1998. – № 10. – С. 73–76.
5. Ковбасюк С.В., Писарчук А.А. Алгоритм точной оценки дальности до космического объекта при наличии аномальных измерений / Проблемы управления и информатики. – 1998. – № 6. – С. 28–34.

КОВБАСЮК Сергій Валентинович – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, начальник науково-дослідного відділу Житомирського військового інституту радіоелектроніки ім. С.П. Корольова.

Наукові інтереси:

– наземні засоби космічної інфраструктури України.

ПИСАРЧУК Олексій Олександрович – викладач кафедри комп'ютерних систем Житомирського військового інституту радіоелектроніки ім. С.П. Корольова.

Наукові інтереси:

– алгоритми обробки вимірювальної інформації в радіолокаційних станціях.

Подано 22.05.2001