

# Методика прогнозування часової похибки входу транспортного засобу у зону обслуговування радіонавігаційної станції

Олександр Шульга, Микола Пугач,  
Дмитро Нелюба

Кафедра автоматичної та електроприводу,  
Полтавський Національний технічний університет  
імені Юрія Кондратюка, УКРАЇНА, м. Потава,  
Першотравневий проспект, 24, E-mail: k45pntu@ukr.net

*Abstract – The article disclosed Earth's atmosphere model refine method, using the minimum measurement information. Due to heavy density values of atmospheric predictability, at weekly intervals forecasting, time may have significant error. This may result in unstable spacecraft signal reception of ground moving vehicles and breakdown sessions management. There may be non-board equipment operations situations of capture specific information due to a significant deviation of the real spacecraft undersatellite forecast point. In this regard, it is necessary to predict possible longitudinal motion errors (on temporary amendments) prior to the regular measurement cycle current navigation parameters and refinement navigation conditions. These temporary adjustments can be quickly made in targeting the upcoming session and included in the calculation command and program information. Reconciliations of these sites and clarify unknown atmosphere model parameters performed after conversation with the spacecraft.*

Ключові слова – методика, прогнозування, часова похибка, вимірювання, навігаційні параметри.

## I. Вступ

В основу методики покладена ідея уточнення параметрів моделі атмосфери Землі, використовуючи для цього мінімальну вимірювальну інформацію. Через важку прогнозованість значень щільності атмосфери, на тижневому інтервалі прогнозування, можуть виникати значні часові похибки. Це може призвести до нестійкого прийому сигналу з космічного апарату наземними рухомими транспортними засобами (РТЗ) і зриву сеансів управління ними. Також можливі ситуації невиконання бортовою апаратурою операцій знімання спеціальної інформації через значне відхилення реальної підсупутникової точки космічного апарату від прогнозованої. У зв'язку з цим, виникає необхідність прогнозування можливих помилок поздовжнього руху (визначення тимчасових поправок) ще до проведення штатного циклу вимірювання поточних навігаційних параметрів (ВПНП) і уточнення навігаційних умов (НУ). Ці тимчасові поправки можуть бути оперативним внесени в цілєвказівки на майбутній сеанс, а також враховані при розрахунку командно-програмної інформації. Під поправкою будемо розуміти величину, додавання якої до параметру, що уточнюється, частково усуває властиву цьому параметру похибку. По суті такий підхід дозволяє розглядати політ КА ближнього космосу як політ по недетермінованій траєкторії, яка

більш адекватна реальному рухові. Для визначення недетермінованої траєкторії скористаємося способом розбиття траєкторії на окремі ділянки. У кожній з цих ділянок параметри атмосфери Землі вважаються відомими (незбуджені ділянки). Після проведення сеансу зв'язку з КА проводиться узгодження цих ділянок і уточнення невідомих параметрів моделі атмосфери Землі.

## II. Основна частина

Вираз вимірюваного параметра в зоні радіовидимості (ЗРВ) РТЗ в лінеаризованій вигляді можна представити у вигляді [1]:

$$\hat{h}_i = h_{\text{прі}} + h_{\text{сі}} + \hat{h}_{\text{оши}} + \dot{h}_i \Delta t + \delta h_i, \quad (1)$$

де  $i = 1 \dots n$ ,  $n$  – кількість вимірювань в сеансі;  $h_i$  – виміряне значення параметра;  $h_{\text{прі}}$  – прогнозоване значення на момент вимірювання;  $h_{\text{сі}}$  – систематична помилка, що виникає через різницю частот КА і вимірювального засобу (ІС), а також із-за тропосферної затримки радіосигналу (в ЗРВ  $h_{\text{сі}}$  можна вважати постійною);  $h_{\text{оши}}$  – відхилення, що виникають через помилки в опорних НУ;  $\hat{h}_i$  – прогнозоване значення похідної вимірюваного параметра за часом на момент вимірювання;  $\Delta t$  – помилка в часі виходу на екватор;  $\delta h_i$  – випадкова помилка вимірювання (визначається точносними характеристиками ІС).

Відхилення вимірюваного параметра, що виникають через помилки НУ, оцінити по одному сеансу вимірювань важко через погану обумовленість матриці часткових похідних [2, 3]. Тому, усереднено  $h_{\text{оши}}$  в сеансі вимірів поряд з систематичною помилкою і введемо позначення

$$\Delta h_{\text{ср}} = h_{\text{сі}} + h_{\text{оши}}. \quad (2)$$

Обчислимо відхилення обмірюваних значень параметра від прогнозованих:

$$\Delta h_i = \hat{h}_i - h_{\text{прі}}. \quad (3)$$

Тоді (1) можна переписати у вигляді:

$$\Delta \hat{h}_i = \Delta \hat{h}_{\text{ср}} + \dot{h}_i \Delta t + \delta \hat{h}_i, \quad (4)$$

або в матричній формі [3]:

$$\Delta \mathbf{H}_{[n]} = \mathbf{A}_{[n,2]} \Delta \mathbf{q}_{[2]} + \delta \mathbf{H}_{[n]}, \quad (5)$$

де  $\Delta \mathbf{H}_{[n]}$  – вектор-стовпець відхилень виміряних і прогнозованих значень параметра;  $\mathbf{A}_{[n,2]}$  – матриця спостереження;  $\Delta \mathbf{q}_{[2]}$  – вектор-стовпець невідомих параметрів  $[\Delta h_{\text{ср}}, \Delta t]$ ;  $\delta \mathbf{H}_{[n]}$  – вектор стовпець похибок вимірювань.

При роботі РТС в ЗРВ вимірювання можна вважати незалежними і рівноточними, а випадкові помилки вимірів підпорядковані нормальному закону розподілу [1, 2, 4].

Тоді математичне очікування помилок вимірів:

$$\mathbf{M}[\delta \mathbf{H}] = \mathbf{0}, \quad \mathbf{M}[\Delta \mathbf{H}] = \mathbf{A} \Delta \mathbf{q}, \quad (6)$$

а кореляційна матриця помилок вимірів:

$$\mathbf{K}[\delta \mathbf{H}] = \mathbf{K}[\Delta \mathbf{H}] = \sigma^2 \mathbf{E}_{[n,n]}, \quad (7)$$

де  $\sigma^2$  – дисперсія вимірювань;  $\mathbf{E}_{[n, n]}$  – одинична матриця.

Оцінимо невідомі значення  $\Delta h_{cp}$  і  $\Delta t$  за методом найменших квадратів (МНК) [4].

Однак перед цим необхідно провести відбракування аномальних вимірювань, щоб не спотворити результати. Для цього виключаємо з масиву вимірювання, які за абсолютною величиною більше теоретично можливих для даного вимірюваного параметра. Наприклад, для КА типу "Січ-1" радіальна швидкість не може перевищувати значення 7,5 км/с. Також виключаємо вимірювання, для яких кут місця менше  $7^\circ$ , а тому велике значення тропосферної затримки.

Далі визначимо оцінку математичного очікування відхилення вимірюваних значень параметра від прогнозованих [4, 5]:

$$\bar{\Delta h} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\Delta h_i), \quad (8)$$

і їх середньоквадратичне відхилення (СКО)

$$\sigma_{\Delta h} = \sqrt{\frac{1}{(n-1)} \sum_{i=1}^n (\Delta h_i - \bar{\Delta h})^2}. \quad (9)$$

Вимірювання, для яких

$$\Delta h_i \geq \mu \sigma_{\Delta h}, \quad (10)$$

виключимо з подальшого розгляду. Величина  $\mu$  підбирається дослідним шляхом і звичайно становить  $\mu = 2,5$ .

Для знаходження оцінок  $\Delta h_{cp}$  і  $\Delta t$  по МНК для прийнятої моделі спостереження необхідно мінімізувати квадратичну форму [5]:

$$Q(\Delta q) = (\Delta H - A \Delta q)^T (\Delta H - A \Delta q). \quad (11)$$

Нормальне рівняння набуде вигляду [5]

$$A^T A \Delta q - A^T \Delta H = 0. \quad (12)$$

Тоді шукана оцінка визначається з виразу [5]

$$\Delta q = (A^T A)^{-1} A^T \Delta H. \quad (13)$$

Вираз (8.13) можна переписати в скалярному вигляді, більш зручному для реалізації на ЕОМ:

$$\Delta t = \frac{n_1 \sum_{i=1}^{n_1} \Delta h_i \cdot \dot{h}_i - \sum_{i=1}^{n_1} \dot{h}_i \sum_{i=1}^{n_1} \Delta h_i}{n_1 \sum_{i=1}^{n_1} \dot{h}_i^2 - \left( \sum_{i=1}^{n_1} \dot{h}_i \right)^2}, \quad (14)$$

$$\Delta h_{cp} = \frac{1}{n_1} \left( \sum_{i=1}^{n_1} \Delta h_i - \Delta t \sum_{i=1}^{n_1} \dot{h}_i \right), \quad (15)$$

де  $n_1$  – число вимірювань після відбракування.

У зв'язку з тим, що в якості вихідної була прийнята лінеаризована модель, для отримання шуканих оцінок слід організувати ітераційний процес, при якому на кожній наступній ітерації прогнозовані значення вимірюваного параметра слід розраховувати на моменти часу вимірювань плюс поправка по часу, знайдена на попередній ітерації, тобто:

$$h_{n_i}^{(\gamma+1)} = f \left( t_i + \Delta t^{(\gamma)} \right), \quad (16)$$

де  $f$  – вимірювана функція,  $\gamma$  – номер ітерації.

Для формування вектора  $\Delta H$  на  $\gamma + 1$  ітерації, необхідно з вимірів віднімати значення  $\Delta h_{cp}(\gamma)$ . Подальші обчислення на кожному наблизенні виконуються за виразами (3) - (15).

Тоді шукані значення оцінюваних параметрів:

$$\Delta t = \sum_{i=1}^k \Delta t^{(\gamma)}, \quad \Delta h_{cp} = \sum_{i=1}^k \Delta h_{cp}^{(\gamma)}, \quad (17)$$

де  $k$  – номер ітерації, на якому  $\Delta t^{(\gamma)}$  менше наперед заданої величини.

Таким чином, розроблено алгоритм визначення тимчасового зсуву вздовж орбіти КА за вимірюваннями поточних навігаційних параметрів руху одним наземним пунктом в одному сеансі радіовидимості, який дозволяє розраховувати необхідні поправки до прогнозу руху і цілевказівкам. Стосовно до орбіти КА "Січ-1" даний алгоритм забезпечує прийнятну для практики точність при уточненні часу проходження висхідного вузла в межах до 0,15 с.

Під час сеансу на радіотехнічних засобах визначається часова помилка цілевказівок щодо реального руху КА.

Ця помилка визначається шляхом визначення часу проходження апаратом параметра ЗРВ вимірювального пункту. На РТС час проходження параметра визначається номером чергового розрахунку наступним чином:

- станція переводиться в режим автоматичного супроводу по максимуму сигналу;
- при досягненні антеною кутових параметрів наведення значень, що відповідають проходженню апаратом параметра згідно цілевказівок, проводиться відмітка часу;
- отриманий час порівнюється з часом проходження параметра згідно цілевказівок і обчислюється різниця;
- якщо апарат проходить параметр раніше, ніж за цілевказання, то поправка береться зі знаком «мінус», якщо пізніше – то «плюс».

Таким чином, враховуючи обмежений обсяг вимірювальної інформації при однопунктній схемі управління КА, одержувані тимчасові помилки можна використовувати в якості додаткової вимірювальної інформації для прогнозування тимчасової помилки параметрів руху КА на наступних сеансах управління та для вирішення інших завдань БНО.

Параметри детермінованої динамічної моделі руху являють собою вектор 6-го порядку координат в заданій системі відліку. Для їх уточнення в програмних комплексах БНО ЦУП КА використовується метод найменших квадратів.

Для його реалізації в разі однопунктної технології потрібно набрати вимірювання на послідовних 6-8 сеансах.

Однак, отримати уточнені значення (у першому наблизенні) параметрів руху КА на задані моменти часу, можна уточнюючи параметри моделі  $\lambda$ . Насамперед, необхідно уточнювати параметри моделі атмосфери Землі.

Для точної реалізації моделей динамічної атмосфери по ГОСТ 22721-77 і ГОСТ 25645.115-84 потрібне щоденне оновлення індексів сонячної і геомагнітної активності. Ці індекси вносяться в відповідні файли бази даних програмних комплексів БНО ЕБЦ. Забезпечення даними про індекси сонячної і геомагнітної активностей ( $F_{sut}$  і  $K_p$ ) в даний час покладено на КБ «Південне», також дані про ці

індекси можна взяти з Internet. Згідно ГОСТ 25645.115-84, при визначенні щільності атмосфери Землі по динамічній моделі для висот 500-700 км можливі похибки до 40%. Таким чином, в періоди підвищеної сонячної активності навіть при регулярному і своєчасному оновленні даних, можливі значні помилки визначення щільності атмосфери. Для їх уточнення можна використовувати експериментальні дані.

Розглянемо порядок отримання поправок.

Форми стандартної балістичної інформації розраховуються при уточненні НУ за заявками споживачів вперед на тижневий інтервал і більше. При цьому в масиви бази даних програмних комплексів на після дати записуються усереднені значення індексів попереднього тижня

$$\bar{F}_{\text{сут}} = \frac{\sum_{i=1}^7 F_{\text{сут}i}}{7}, \quad \bar{K}_p = \frac{\sum_{i=1}^7 K_{pi}}{7}. \quad (18)$$

В результаті прогнозування руху від уточнених НУ за такими параметрами моделі атмосфери, отримуємо вектор параметрів руху на момент проходження екватора  $t_{e1}$  і момент проходження параметра в зоні радіовидимості наземної станції  $t_{n1}$  для витка, на якому проводиться сеанс управління. Після проведення сеансу управління на наземних засобах і в балістичній центрі визначається реальний час проходження ЗРВ  $t_{n1}$  за алгоритмами, викладеним вище. Отримана тимчасова помилка  $\Delta t_1 = t_{n1} - t_{n1}$  використовується для знаходження усереднених реальних індексів сонячної і геомагнітної активності за інтервал прогнозування за критерієм

$$\Delta t_1(q) \Rightarrow 0. \quad (19)$$

Уточнені значення індексів можуть бути отримані різними численними методами [4]:

- методом найшвидшого спуску;
- методом Ньютона;
- методом найменших квадратів та ін.

Після отримання реальної тимчасової помилки  $\Delta t_2$  за критерієм (19) знову визначаються уточнені параметри моделі атмосфери. Таким чином прогноуються тимчасові поправки на всі СУ до отримання нових уточнених НУ.

Для БНО окремих КА використовується статична модель атмосфери Землі. Така модель не дозволяє враховувати варіації щільності в залежності від циклу сонячної активності або пори року.

Однак для більш точного прогнозування руху КА в якості непрямого параметра моделі може бути прийнятий змінний балістичний коефіцієнт.

Розглянемо порядок прогнозування поправок в цьому випадку.

В результаті прогнозування руху від уточнених НУ з початковим балістичним коефіцієнтом  $Sb_0$ , отримуємо вектор параметрів руху  $P_1$  на момент проходження екватора  $t_{e1}$  і момент проходження параметра в зоні радіовидимості наземної станції  $t_{n1}$  для витка, на якому проводиться сеанс управління. Після проведення сеансу управління на наземних засобах і в ЕБЦ визначається реальний час проходження параметра  $t_{n1}$  за алгоритмами, викладеними вище. Отримана часова помилка

$\Delta t_1 = t_{n1} - t_{n1}$  використовується для знаходження усередненого БК за інтервал прогнозування за критерієм

$$\Delta t_1(Sb) \Rightarrow 0. \quad (20)$$

Для фактичних НУ застосовується  $Sb_0$ , а для прогнозованих підбирається такий БК  $Sb^*$ , щоб виконувалася умова

$$\bar{t}_{n1}(Sb^*) \Rightarrow t_{n1} + \Delta t_1. \quad (21)$$

Уточнений  $Sb^*$  використовується для розрахунку вектора параметрів руху  $P_2$  на момент проходження екватора  $t_{e2}^*$ , на момент проходження параметра в зоні радіовидимості наземної станції  $t_{n2}^*$  і на момент входу КА в зону радіовидимості РТС для наступного витка СУ. Таким чином, прогнозована тимчасова поправка для подальшого сеансу управління становитиме

$$\Delta t_2^* = t_{n2}^* - t_{n2}. \quad (22)$$

Після отримання реальної тимчасової помилки  $\Delta t_2$  за критерієм (20) знову визначаються уточнені параметри моделі атмосфери. Таким чином прогноуються тимчасові поправки на всі сеанси управління до отримання нових уточнених НУ.

Представлені алгоритми були випробувані в ЕБЦ ЦУП КА на реальній балістичній інформації по КА «Січ-І», «Океан-О» (динамічна модель атмосфери) і КА «АУОС-СМ-КФ» (статична модель атмосфери).

## Висновки

1. Виявлено, що через важку прогнозованість значень щільності атмосфери, на тижневому інтервалі прогнозування, можуть виникати значні помилки поздовжнього руху, які призводять до нестійкого прийому сигналу з КА наземними РТС і зриву сеансів управління. Також можливі ситуації невиконання бортовою апаратурою операцій знімання спеціальної інформації через значне відхилення реальної підсупутникової точки КА від прогнозованої. У зв'язку з цим, розглянуті методи прогнозування можливих помилок поздовжнього руху (визначення тимчасових поправок) ще до проведення штатного циклу ВППІ і уточнення НУ. Ці тимчасові поправки можуть бути оперативно внесені в цілевказівки на майбутній сеанс, а також враховані при розрахунку командно-програмної інформації. Під поправкою вважається величина, додавання якої до уточнюючих параметрів частково усуває властиву цьому параметру похибку.

2. Розроблено алгоритм визначення тимчасового зсуву вздовж орбіти КА за вимірюваннями поточних навігаційних параметрів руху одним наземним пунктом в одному сеансі радіовидимості, який дозволяє розраховувати необхідні поправки по прогнозу руху і цілевказівкам. Стосовно до орбіти КА "Січ-І" даний алгоритм забезпечує прийнятну для практики точність при уточненні часу проходження висхідного вузла в межах до 0,15 с.

3. Продемонстровано, що для точної реалізації моделей динамічної атмосфери потрібне щоденне оновлення індексів сонячної і геомагнітної активності. При визначенні щільності атмосфери Землі за динамічною моделлю для висот 500-700 км можливі похибки до 40%. Таким чином, в періоди підвищеної сонячної активності навіть при регулярному і своєчас-

ному оновленні даних, можливі значні помилки визначення щільності атмосфери. Для їх уточнення можна використовувати експериментальні дані.

4. В результаті прогнозування руху від уточнених НУ з такими параметрами моделі атмосфери, було отримано вектор параметрів руху на момент проходження екватора і момент проходження параметра в зоні радіовидимості наземної станції для витка, на якому проводиться сеанс управління. Отримана тимчасова помилка  $\Delta t_1$  використовується для знаходження усереднених реальних індексів сонячної і геомагнітної активності за інтервал прогнозування за критерієм  $\Delta t_1(q) \Rightarrow 0$ . Уточнені значення індексів можуть бути отримані різними численними методами.

5. Обґрунтовано, що для більш точного прогнозування руху КА в якості непрямого параметра моделі може бути прийнятий змінний балістичний коефіцієнт.

6. Розроблена блок-схема методики прогнозування тимчасової помилки входу КА ближнього космосу в ЗРВ РТС.

## References

[1] Klobuchar, J.A. (1996). Ionospheric Effects on GPS, In: Parkinson, B.W. and J.J. Spilker Jr. (eds), Global

- Positioning System: Theory and Applications Volume I, Progress in Astronautics and Aeronautics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 163, Washington, D.C., 1996, 485-515.
- [2] Klobuchar, J.A. (2000). Eye on the Ionosphere: Correcting for Ionospheric Range Delay on GPS – Temporal Decorrelation. GPS Solutions, 4(2), 78-82.
- [3] Hernandez-Pajares, M., J.M. Juan, J. Sanz and O.L. Colombo. (1999). Precise ionospheric determination and its application to real-time GPS ambiguity resolution. Proceedings of ION GPS'99. Institute of Navigation. Nashville, Tennessee, USA, September 1999.
- [4] Yunck, T.P. (1996). Orbit determination, In: Parkinson, B.W. and J.J. Spilker Jr. (eds), Global Positioning System: Theory and Applications Volume II, Progress in Astronautics and Aeronautics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 164, Washington, D.C., 1996, Chapter 21, 559-591.
- [5] Kouba, J. and P. Héroux (2002). Precise Point Positioning Using IGS Orbit and clock Products. GPS Solutions, 5(2), 12-28.
- [6] Kalman, R.E., (1960). A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems, Transaction of the ASME, Journal of Basic Engineering, 33-45, March 1960.