УДК.621.396

ОБГРУНТУВАННЯ ВИМОГ ДО ТОЧНОСТІ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ РУХУ ЛІТАЮЧИХ ОБ'ЄКТІВ УПРАВЛІННЯ

к.т.н. Б.О. Чумак, к.т.н. О.В. Дремлюга, І.Г. Лисаченко
(подав д.т.н., проф. О.І. Стрелков)

Задача обгрунтування вимог до точності визначення навігаційних параметрів руху літаючих об'єктів є недостатньо вирішеною. Пропонується рішення даної задачі на основі розкладання розрахункових параметрів руху в ряд Тейлора. Приведені розрахунки коефіцієнтів похибок при проведені сеансу зв'язку.

Якщо не враховувати певних збурень, що часто є справедливим на пасивній ділянці траєкторії польоту космічного апарату (КА) або ракети, то стан даної траєкторії (кінцеве місцезнаходження об'єкта) буде цілком визначатись координатами граничної точки управління та швидкістю об'єкта в даній точці [1], тобто точка кінцевого місцезнаходження об'єкта в цих умовах залежить тільки від значень параметрів руху в граничній точці.

Похибки управління рухом центра мас КА будемо характеризувати узагальненим вектором промаху. В загальному випадку цей вектор має такі компоненти: $\vec{\delta}\,\mathbf{h}^{\mathbf{T}} = \left|\delta \mathbf{h}_1, \delta \mathbf{h}_2, \delta \mathbf{h}_3\right|$. Компоненти даного вектора є змінними за часом величинами. Врахування усіх шести компонент вектора промаху є важливим при проведенні стикування або м'якої посадки в задану ділянку поверхні.

В теорії промахів розрізнюють похибки попадання з далекості $\mathbf{\Delta L}$ і похибки попадання при боковому відхиленні $\mathbf{\Delta Z}$. При цьому [2]:

$$\Delta L = \frac{\partial L}{\partial V_п} \Delta V_п + \frac{\partial L}{\partial \theta_п} \Delta \theta_п + \frac{\partial L}{\partial h_п} \Delta h_п + \frac{\partial L}{\partial l_п} \Delta l_п . \tag{1}$$

Якщо вважати, що величина промаху не перевищує визначеної величини $\mathbf{L_0}$, то задача вирішується при використовуванні відомого співвідношення [3]:

$$P\left(\left|\Delta L\right| < L_0\right) = \int_{-L_0}^{L_0} W(L)\,dL , \tag{2}$$

де $\mathbf{W(L)}$ - густина розподілу ймовірності випадкової величини $\mathbf{L}$.

Тепер поставимо задачу – зв'язати ймовірність попадання у визначену ціль з похибками управління об'єктом на визначеній ділянці траєкторії. У постановочному плані цю задачу в цілому можна вирішити наступним чином.

Розсіювання об'єктів з далекості характеризується середнім квадратичним відхиленням σL. Середні квадратичні похибки визначення параметрів руху в граничній точці позначимо: $\sigma V_п$, $\sigma\theta_п$, $\sigma h_п$, $\sigma l_п$. Формули для обчислення середньоквадратичних відхилень з далекості можна одержати на основі використовування виразу (1). При цьому:

$$\sigma L_1 = \frac{\partial L}{\partial V_п}\sigma V_п\,;\ \sigma L_2 = \frac{\partial L}{\partial \theta_п}\sigma\theta_п\,;\ \sigma L_3 = \frac{\partial L}{\partial h_п}\sigma h_п\,;\ \sigma L_4 = \frac{\partial L}{\partial l_п}\sigma l_п\,. \quad (3)$$

Часткові похідні в даних виразах можна визначити при відомій моделі руху об'єкта, тобто при відомому математичному опису його траєкторії.

Подалі знаходиться підсумкова похибка σL:

$$\sigma L = \sqrt{\sigma L_1^2 + \sigma L_2^2 + \sigma L_3^2 + \sigma L_4^2}\,. \quad (4)$$

Якщо необхідно знайти σZ, то можна діяти цілком аналогічно.

Зазначена задача з певними труднощами, зважаючи на високі вимоги до точності визначення параметрів граничної точки, може бути вирішеною в умовах, коли обмежуючі фактори (наприклад, час спостерігання) не дуже жорсткі. Проте, її вирішення в умовах застосування українського наземного автоматичного комплексу управління (НАКУ) та засобів полігонного ракетно-космічного комплексу (РКК) є проблематичним.

Дійсно, точність попадання активного КА в задану область простору суттєво залежить як від характеристик системи управління, так і від точності визначення параметрів його руху в граничній точці. Отже вирішимо задачу обґрунтування вимог до точності вимірювань (визначення) навігаційних функцій руху КА в граничній точці при умовах, що практично завжди відповідають реальним умовам, в яких вирішується дана задача:

- збурення, які відчувають КА на етапі пасивного польоту, досить малі, і ними можна знехтувати;

- величина промаху цілком залежить тільки від значень параметрів руху в граничній точці;

- всі визначення діються в площині картинки, що не впливає на хід подальших міркувань (рис.1);

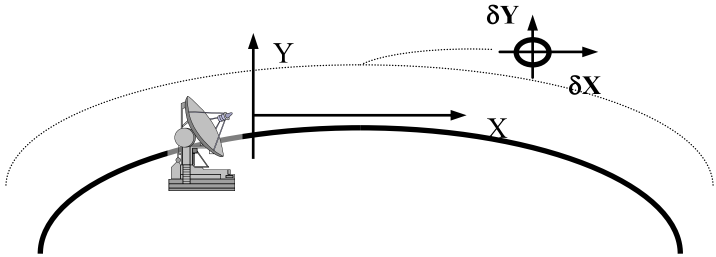

Рис.1. Характеристики промаху КА

- радіотехнічною системою вимірюються: похила далекість, радіальна швидкість, різниця далекостей і різниця радіальних швидкостей.

Нехай похила дальність до КА як функція часу описується рівнянням

$$\mathbf{Д(t) = \sqrt{H^2 + \frac{\mu_з (t - t_0)^2}{R_з + н}}} \ . \tag{5}$$

При цьому радіальна швидкість описується виразом

$$\mathbf{\dot{Д}(t) = \frac{\mu_з (t - t_0)}{(R_з + н) Д(t)}} \ . \tag{6}$$

При визначенні різниці далекостей будемо вважати, що ця функція замість просторової може бути замінена часовою: $\mathbf{\Delta Д(t) \cong Д(t+\Delta t) - Д(t)}$. Дійсно, при вимірюванні даної функції використовуються дві антени, рознесені у просторі на певну достатньо малу відстань так, що база між антенами значно менша далекості до об’єкта, тобто $\mathbf{b \ll Д}$. У цьому випадку різниця відстаней між КА (в картинній площині) і одною з антен в момент часу $\mathbf{t+\Delta t}$ і в момент часу $\mathbf{t}$ буде такою ж, якою вона була між відстанями від КА до двох наземних антен в момент часу $\mathbf{t}$.

Аналогічно можна міркувати відносно функції різниці радіальних швидкостей. Визначення величини $\mathbf{\Delta t}$ може бути проведеним з наступного. Оскільки відстань між антенами систем НАКУ і РКК складає величину порядку **b=700м**, то вважаючи рух КА на короткій відстані прямолінійним з швидкістю $\mathbf{V_ш = 7{,}9}$ **км/с**, знайдемо $\mathbf{\Delta t = b/V_ш \cong 0{,}1}$**с**.

Для визначення параметрів промаху $\mathbf{\delta X}$ і $\mathbf{\delta Y}$ проведемо розкладання цих функцій в ряд Тейлора за початковими відхиленнями вимірюваних функцій в оточенні розрахункової точки і обмежимося лінійними складовими. При цьому одержимо:

$$\mathbf{\delta x = \frac{\partial x}{\partial Д}\delta Д + \frac{\partial x}{\partial \dot{Д}}\delta \dot{Д} + \frac{\partial x}{\partial \Delta Д}\delta \Delta Д + \frac{\partial x}{\partial \Delta \dot{Д}}\delta \Delta \dot{Д}} \ ; \tag{7}$$

$$\mathbf{\delta y = \frac{\partial y}{\partial Д}\delta Д + \frac{\partial y}{\partial \dot{Д}}\delta \dot{Д} + \frac{\partial y}{\partial \Delta Д}\delta \Delta Д + \frac{\partial y}{\partial \Delta \dot{Д}}\delta \Delta \dot{Д}} \ . \tag{8}$$

Виходячи з наведеної моделі руху, знаходимо:

$$\mathbf{\begin{aligned} y(t) &= \frac{(R_з + H)^2 - R^2{}_з - Д^2(t)}{2R_з}; \\ x(t) &= \sqrt{Д^2(t) - y^2(t)}. \end{aligned}} \tag{9}$$

Переходячи від диференціалів при граничних умовах до відповідних похибок, одержимо:

$$\sigma_x = -\frac{\text{Д}(t)}{\sqrt{\text{Д}^2(t) - y^2(t)}}\sigma_{\text{Д}} + \frac{[\mu_з(t-t_0)]^2}{(R_з+H)^2 \dot{\text{Д}}^3(t)\sqrt{\left[\frac{\mu_з(t-t_0)}{(R_з+H)\dot{\text{Д}}(t)}\right]^2 - y^2}}\sigma_{\dot{\text{Д}}} -$$

$$-\frac{\text{Д}(t+\Delta t) - \text{Д}(t)}{\sqrt{[\text{Д}(t+\Delta t) - \text{Д}(t)]^2 - [y(t+\Delta t) - y(t)]^2}}\sigma_{\Delta\text{Д}} + \tag{10}$$

$$+\frac{[\mu_з\,\Delta t]^2}{(R_з+H)^2\left[\dot{\text{Д}}(t+\Delta t) - \dot{\text{Д}}(t)\right]^3\sqrt{\left[\frac{\mu зз\Delta t}{(R_з+H)[\dot{\text{Д}}(t+\Delta t) - \dot{\text{Д}}(t)]}\right]^2 - [y(t+\Delta t) - y(t)]^2}}\sigma_{\Delta\dot{\text{Д}}};$$

$$\sigma y = -\frac{\text{Д}(t)}{R_з}\sigma\text{Д} + \frac{[\mu к(t-t_0)]^2}{R_з(R_з+H)^2\dot{\text{Д}}^3(t)}\sigma_{\dot{\text{Д}}} - \frac{\text{Д}(t+\Delta t) - \text{Д}(t)}{R_з}\sigma_{\Delta\text{Д}} +$$

$$+\frac{[\mu к\Delta t]^2}{R_з(R_з+H)^2\left[\dot{\text{Д}}(t+\Delta t) - \dot{\text{Д}}(t)\right]^3}\sigma_{\Delta\dot{\text{Д}}}. \tag{11}$$

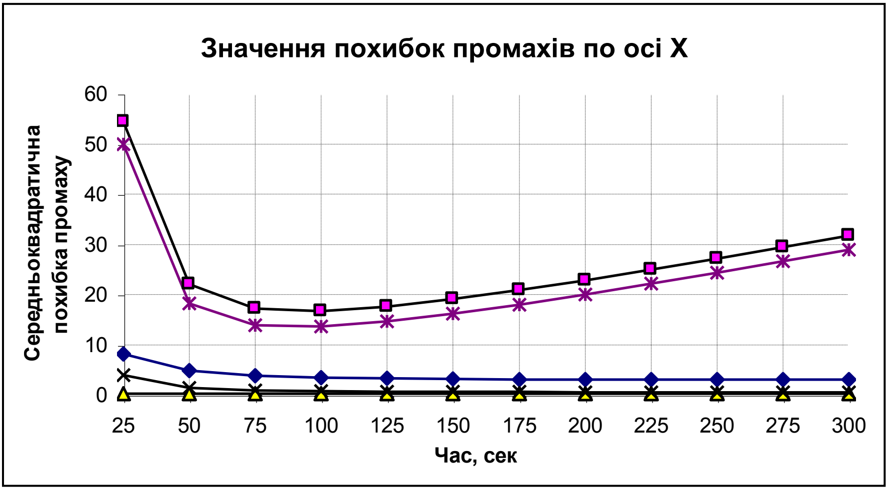

Рис. 2. Значення похибок промахів по осі **X**

Зауважимо, що часткові похідні виразів (7-8) і (10-11) мають назву коефіцієнтів похибок. Користуючись одержаними формулами, визначимо дані коефіцієнти.

Розрахунки даних величин наведені на рис.2 та рис.3.

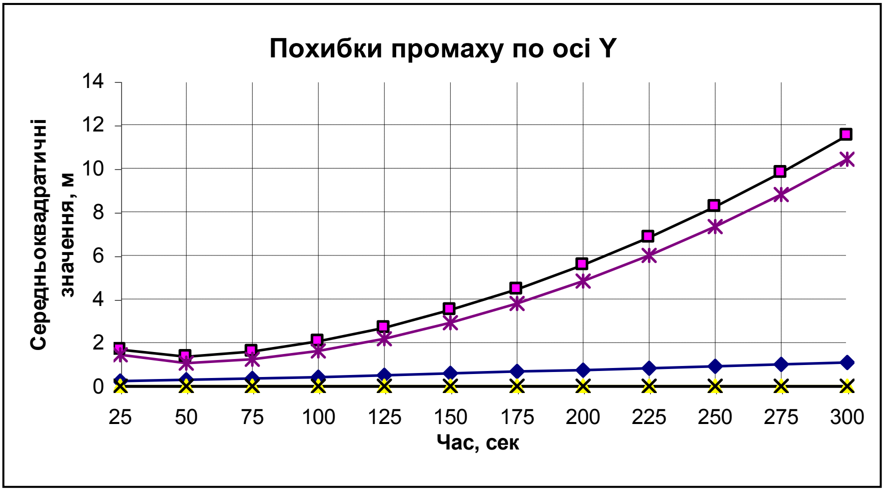

Рис.3. Значення похибок промахів по осі **Y**

Як виходить з наведених графіків, найбільші похибки промаху мають місце за рахунок невірних вимірювань далекості і радіальної швидкості об'єкта.

Дані похибки характеризують вимоги до загальної точності комплексів систем щодо визначення навігаційних функцій.

ЛІТЕРАТУРА

1. Жаков А.М. Управление баллистическими ракетами и космическими объектами. – МО СССР, 1974. – 260 с.
2. Навигация космических аппаратов по сигналам космических навигационных систем ГЛОНАСС и NAVSTAR / Жалило А.А., Кот П.А. и др. // Космічна наука і технологія. – 1995. – Т.1, № 1. – С. 69 - 73.
3. Основы радиоуправления / Под ред. В.А. Вейцеля и В.Н. Типугина. – М.: Сов. радио, 1973. – 464 с.

Поступила в редколлегию 13.11.2000