

УДК 629.7

**Н. Є. ХАЦЬКО**

## **ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАЛЕЖНОСТІ ТОЧНОСТІ ВИРІШЕННЯ ТЕРМІНАЛЬНОЇ ЗАДАЧІ ВІД ВИБОРУ ПАРАМЕТРУ СИНТЕЗУ**

Розглянуто у сукупності задачу управління та задачу ідентифікації вектору стану літального апарату. Показано побудову еталонної траєкторії руху та функцій програмного управління, діючих у польоті на літальних апарат. Здійснено синтез управління в замкненому контурі алгоритмом переслідування провідної точки за інформацією інерціальної навігаційної системи, датчики якої мають сталу похибку вимірювання. Отримано вирази для розрахунку термінальної похибки місцеположення літального апарату. Знайдено кореляцію між термінальною точністю та значенням параметру синтезу. Доведено, що точність приведення вектору стану в задану термінальну точку залежить від рівня збурень і похибки вхідної інформації. Сформульовано рекомендації щодо вибору параметру синтезу при проектуванні алгоритмів автоматичного управління рухом у комплексі з проектуванням інформаційно-вимірювальної системи.

**Ключові слова:** система управління, безплатформна інерціальна навігаційна система, похибка виміру вектору стану, динамічне збурення, точність термінального управління.

**Вступ.** Система автоматичного управління польотом (САУП) є з'єднанням окремих елементів в певну конфігурацію, що має причинно-наслідкові зв'язки між елементами і забезпечує задані характеристики [1], тому точність системи управління залежить від точності роботи усіх елементів системи. Навігаційну систему можна вважати одним з блоків САУП, оскільки ця система дає інформацію про поточні характеристики руху літального апарату (ЛА).

Сьогодні широко поширена навігація із застосуванням інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем, які комплексують інформацію від супутникового приймача та інерціального блоку. Таке об'єднання дозволяє отримувати поточні навігаційні характеристики ЛА з необхідною точністю та частотою. Проте відомі недоліки супутникових навігаційних систем (в реальних умовах велика вірогідність спотворення сигналу впродовж деякого періоду часу, період готовності приймача супутникових сигналів є досить тривалим, невіддале взаємне розташування супутників і так далі) змушують в окремі періоди функціонування покладатися тільки на блок інерціальної навігаційної системи

(ІНС). З цих причин існують вимоги [2], відповідно до яких навігаційна система повинна працювати із заявленою точністю впродовж не менше 10 хвилин тільки за інформацією ІНС. Таким чином, розгляд спільної роботи САУП і ІНС є актуальним завданням, вирішення якого дозволяє розглянути вплив похибок ІНС на похибки управління.

У цій роботі, як вимірювальний блок САУП, розглядається безплатформна інерціальна навігаційна система (БІНС), чії характеристики точності прямо впливають на роботу усієї системи. Відомо [3], що в сеансі роботи БІНС накопичує похибки оцінювання параметрів ЛА, це викликано інтеграцією помилок вимірів інерціальних датчиків.

На практиці часто виникають завдання щодо виконання польоту ЛА в задану точку простору із заданими параметрами руху за відведений час. Це є так звані термінальні задачі. Найкращим вирішенням термінальної задачі в алгоритмічному сенсі є отримання явних аналітичних залежностей для управляючих функцій [4].

**Постановка термінальної задачі та загальний алгоритм рішення**

У початковий момент часу ЛА знаходиться у відомій точці простору і має відомі характеристики:

$$\bar{r}_0 = \{x_0, y_0, z_0\}^T, V_0, \theta_0, \psi_0, (t=0), (1)$$

де:  $\bar{r}_0$  – координати ЛА в ортогональній системі,  $V$  – швидкість ЛА,  $\theta$  – кут нахилу траєкторії,  $\psi$  – кут шляху.

Необхідно за обмежений завданням час  $T$  виконати політ ЛА в задану точку простору, в якій характеристики ЛА також повинні відповідати заданим значенням:

$$\bar{r}_T = \{x_T, y_T, z_T\}^T, V_T, \theta_T, \psi_T, (t=T). (2)$$

Для вирішення завдання вибрана замкнена схема управління, яку відображено на рис. 1.

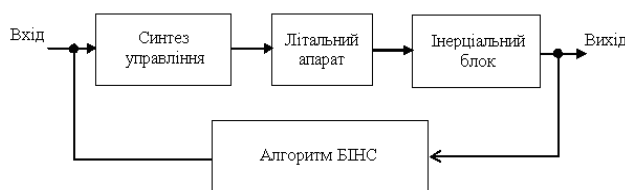


Рис. 1 – Схема САУП

### Математична модель руху ЛА і вибір управляючих функцій

Динаміка ЛА в ортогональній СК визначена сукупністю рівнянь [6]:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V \cos \theta \cos \psi, & \dot{y} &= V \sin \theta, & \dot{z} &= V \cos \theta \sin \psi, \\ \dot{V} &= g(n_x - \sin \theta), & \dot{\theta} &= \frac{g}{V}(n_y \cos \gamma - \cos \theta), \end{aligned} (3)$$

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V \cos \theta} n_y \sin \gamma,$$

де  $x, y, z$  – координати місця розташування ЛА в ортогональній топоцентричній системі координат (СК),  $g$  – прискорення сили тяжіння,  $\gamma$  – кут крену ЛА,  $n_x, n_y$  – тангенціальна і нормальна складові перевантаження, визначувані виразами:

$$n_x = \frac{P \cos(\alpha + \alpha_p) + Y}{mg}, n_y = \frac{P \sin(\alpha + \alpha_p) + Y}{mg}, (4)$$

у яких:  $m$  – маса ЛА,  $P$  – сила тяги,  $X$  – сила лобового опору,  $Y$  – аеродинамічна підйомна сила,  $\alpha$  – кут атаки крила,  $\alpha_p$  – відомий з конструкторської документації настановний

кут осі двигуна по відношенню до подовжньої осі ЛА.

Необхідно отримати закон управління рухом ЛА, під дією якого об'єкт переводиться із стану (1) в стан (2) за час  $T$ .

Модель (4) є не єдиною можливою, проте перевага такого представлення у відносній простоті виразів. Залежність між проекціями сил, що діють на ЛА, і кривизною його траєкторії у вертикальній і горизонтальній площинах, закладена в (4), робить модель наочною і зручною в застосуванні. Оберемо закон управління як сукупність функцій, які мають пряме відношення до роботи виконавчих пристроїв: тяга двигунів  $P(t)$ , кути атаки  $\alpha(t)$  і крену  $\gamma(t)$  ЛА.

### Формування еталонної траєкторії руху і синтез програмного закону управління ЛА

Спочатку отримаємо аналітичні залежності управляючих функцій для вирішення завдання в розімкненому контурі, що відповідає програмному управлінню. Для цього застосуємо метод зворотних задач динаміки, який полягає у визначенні законів управління рухом динамічних систем і їх параметрів за умови здійснення руху по призначеній траєкторії. Таким чином, потрібне знання траєкторії руху ЛА, тобто закону зміни координат ЛА.

У проекціях на осі топоцентричної СК керований незбурений рух центру мас ЛА описується диференціальним рівнянням:

$$\ddot{\bar{r}}(t) = \bar{u}(t), (5)$$

де  $\bar{r}(t)$  – координати об'єкта,  $\bar{u}(t)$  – шукане прискорення, що управляє та відповідає руху в кінцеву точку. У початковий ( $t=0$ ) і кінцевий ( $t=T$ ) моменти часу стан керованого об'єкта характеризується значеннями координат і швидкостей:

$$\bar{r}(0) = \bar{r}_0, \dot{\bar{r}}(0) = \dot{\bar{r}}_0, (6)$$

$$\bar{r}(T) = \bar{r}_T, \dot{\bar{r}}(T) = \dot{\bar{r}}_T. (7)$$

Знайдемо просторову криву, яка сполучає початкову (6) і кінцеву (7) точки руху, а також формульну залежність для визначення управляючої дії для здійснення руху по траєкторії.

Рішення (5) шукатимемо, як рішення задачі

$$\int_0^T \bar{u}^2(t) dt = \int_0^T \bar{r}^2(t) dt \rightarrow \min_{u_i}$$

на множині функцій, що задовольняють крайовим умовам (6), (7). Рівняння Ейлера-Пуассона для знаходження екстремуму функціонала має вигляд:

$$\bar{r}^{(iv)}(t) = 0,$$

і його рішенням є функція поліноміального виду:

$$\bar{r}(t) = \bar{b}_3 \cdot t^3 + \bar{b}_2 \cdot t^2 + \bar{b}_1 \cdot t + \bar{b}_0. \quad (8)$$

Коефіцієнти  $\bar{b}_i$ ,  $i=0,3$  визначаються з умови узгодження рішення (8) з крайовими умовами (6), (7), що призводить до системи алгебраїчних рівнянь, яка має рішення:

$$\begin{aligned} \bar{b}_0^i &= \bar{r}_0^i, \\ \bar{b}_1^i &= \bar{r}_T^i, \\ \bar{b}_2^i &= \frac{3(\bar{r}_T^i - \bar{r}_0^i)}{T^2} - \frac{\bar{r}_T^i + 2\bar{r}_0^i}{T}, \\ \bar{b}_3^i &= \frac{2(\bar{r}_0^i - \bar{r}_T^i)}{T^3} + \frac{\bar{r}_T^i + \bar{r}_0^i}{T^2}. \end{aligned} \quad (9)$$

Функція  $\bar{u}(t)$  дозволяє реалізувати рух з (6) в (7), по суті, є прискоренням центру мас ЛА і має вигляд

$$\bar{u}(t) = 6\bar{b}_3 t + 2\bar{b}_2. \quad (10)$$

Таким чином, за заданих крайових умов, просторова траєкторія руху ЛА визначена, як (8) з урахуванням (9).

Для шуканого набору функцій маємо аналітичні залежності [6]:

$$P = \sqrt{(m \cdot g \cdot n_x + X)^2 + (m \cdot g \cdot n_y - Y)^2}, \quad (11)$$

$$\alpha = \arctg\left(\frac{m \cdot g \cdot n_y - Y}{m \cdot g \cdot n_x + X}\right) - \alpha_p, \quad (12)$$

$$\gamma = \arctg \frac{\dot{\psi} \cdot \cos \theta}{\dot{\theta} + \frac{g}{V} \cos \theta}. \quad (13)$$

При обчисленні (11)–(13) необхідно використовувати наступні вирази:

– траєкторні координати:

$$V = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2}, \quad \theta = \arcsin\left(\frac{\dot{y}}{V}\right), \quad (14)$$

$$\psi = \begin{cases} \arctg\left(\frac{\dot{z}}{\dot{x}}\right), & \text{при } \dot{x} \geq 0, \\ \arctg\left(\frac{\dot{z}}{\dot{x}}\right) + \pi, & \text{при } \dot{x} < 0; \end{cases} \quad (15)$$

– їх похідні:

$$\dot{V} = \frac{\dot{x}\ddot{x} + \dot{y}\ddot{y} + \dot{z}\ddot{z}}{V}, \quad \dot{\theta} = \frac{\dot{y} - V \sin \theta}{V \cos \theta}, \quad (16)$$

$$\dot{\psi} = \begin{cases} \frac{\dot{V} \cos \theta \cos \psi - V \dot{\theta} \sin \theta \cos \psi - \ddot{x}}{\dot{z}}, & |\cos \psi| < \frac{1}{2}, \\ \frac{-\dot{V} \cos \theta \sin \psi + V \dot{\theta} \sin \theta \sin \psi + \ddot{z}}{\dot{x}}, & |\cos \psi| \geq \frac{1}{2}; \end{cases} \quad (17)$$

– складові перевантаження:

$$n_x = \sin \theta + \frac{\dot{V}}{g}, \quad n_y = \frac{1}{\cos \theta} \left( \frac{V \dot{\theta}}{g} + \cos \theta \right). \quad (18)$$

Координати є складовими вектору  $\bar{r} = (x, y, z)^T$  і їх похідні обчислюються з (8) з урахуванням (9) як

$$\begin{aligned} \dot{\bar{r}}(t) &= 3\bar{b}_3 \cdot t^2 + 2\bar{b}_2 \cdot t + \bar{b}_1, \\ \ddot{\bar{r}}(t) &= 6\bar{b}_3 \cdot t + 2\bar{b}_2. \end{aligned} \quad (19)$$

Таким чином, отримане аналітичне рішення (11)–(13) задає закон еталонного управління, що викликає рух ЛА по еталонній траєкторії.

### Синтез закону управління в замкненому контурі

Реальний рух ЛА має відхилення, що впливають на стан ЛА. Відхилення від ідеальних значень в розрахунках можуть виникати в результаті: спотворення початкових умов руху; формування динамічних сил з деякою похибкою від необхідних значень; неточного знання конструктивних параметрів ЛА (площі обтічних поверхонь, маси ЛА та інших величин, що змінюються); об'єктивних обмежень на значення управляючих функцій в слідстві чого не вдається надати ЛА необхідні параметри руху; інших чинників, що тягнуть похибки в параметрах системи.

Особливістю управління з синтезом є оновлення інформації про реальні параметри руху ЛА на кожному такті роботи САУП, що дозволяє організувати обчислення

управляючих дій з урахуванням поточних значень координат і швидкостей ЛА.

Для синтезу управління обрано метод переслідування провідної точки, який дозволяє долати невизначеність в околиці термінальної точки за рахунок віртуального продовження програмної траєкторії. Суть методу полягає у виборі деякої точки на еталонній траєкторії, яка знаходиться від поточної на величину тимчасового інтервалу  $\tau$  (глибини прогнозу). В цьому випадку керована точка і точка, що веде, підкоряються одному закону руху (5). Це дає можливість зв'язати їх новою траєкторією, по якій і синтезуються нові управляючі дії.

На кожному наступному такті роботи САУ провідна точка зміщується уздовж програмної траєкторії на величину заданого кроку роботи САУП – «біжить» по еталонній траєкторії. Реальні параметри стану ЛА під впливом обурень можуть не лежати на програмній траєкторії, але вони відомі, бо визначаються алгоритмом БНС. Таким чином, на кожному такті роботи САУ синтезується нова траєкторія, яка починається в поточній точці місцеположення ЛА та закінчується в точці на еталонній траєкторії. Рух уздовж цієї траєкторії приведе до досягнення мети управління. Вичислені значення (11)–(13) впливають на об'єкт до наступного такту роботи САУП, коли будуть отримані нові значення параметрів стану ЛА і управляючих функцій.

Рис. 2 ілюструє відхилення точки від еталонної траєкторії та нову проміжну траєкторію. Цей метод спрямований на повернення об'єкта на еталонну траєкторію у разі його можливого відхилення, оскільки ідентифікація і зміщення переслідуваної точки дає можливість стеження за близькістю реальної траєкторії руху до призначеної.

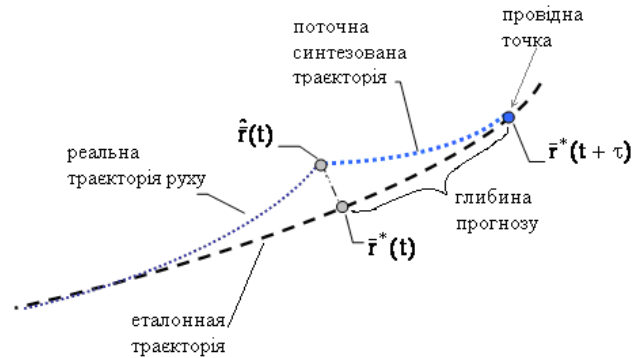


Рис. 2 – Відхилення реального руху від от еталонної траєкторії

Для простоти викладу методу синтезу далі розглядається одновимірний лінійний випадок.

Нехай керований рух по проміжній траєкторії описується аналогічно (5):

$$\ddot{r}(t') = u(t'), \quad (20)$$

з наступними крайовими умовами:

$$\begin{aligned} r(0) &= r(t), & \dot{r}(0) &= \dot{r}(t), \\ r(\tau) &= r^*(t+\tau), & \dot{r}(\tau) &= \dot{r}^*(t+\tau), \end{aligned}$$

де  $t' \in [0, \tau]$  – змінна часу при русі по проміжній траєкторії;  $r(t), \dot{r}(t)$  – оцінки координати і швидкості ЛА алгоритмом БНС. Верхнім індексом «\*» тут і далі позначені величини, пов'язані з еталонним рухом. Час  $\tau$  є фіксованим значенням для усього періоду  $T$  – руху до термінальної точки.

Рівняння, що визначають синтезовану проміжну траєкторію, швидкість ЛА і управління, мають вигляд:

$$\begin{cases} r(t') = a_3 t'^3 + a_2 t'^2 + a_1 t' + a_0, \\ \dot{r}(t') = 3a_3 t'^2 + 2a_2 t' + a_1, \\ u(t') = 6a_3 t' + 2a_2, \end{cases} \quad (21)$$

де коефіцієнти визначаються виразами:

$$\begin{aligned} a_0 &= r(t), & a_1 &= \dot{r}(t), \\ a_2 &= \frac{3(r^*(t+\tau) - r(t))}{\tau^2} - \frac{\dot{r}^*(t+\tau) + 2\dot{r}(t)}{\tau}, \\ a_3 &= \frac{2(r(t) - r^*(t+\tau))}{\tau^3} + \frac{\dot{r}^*(t+\tau) + \dot{r}(t)}{\tau^2}. \end{aligned} \quad (22)$$

Використання (21), (22) в обчисленні функцій  $P(t)$ ,  $\alpha(t)$  и  $\gamma(t)$  по вище приведених формулах (11)–(13) обмежено початковим моментом

руху по проміжній траєкторії, що дозволяє записати результуючий закон управління в замкненій системі:

$$u(t, r, \dot{r}) = 6 \cdot \frac{\dot{r}^*(t+\tau) - r(t)}{\tau^2} - 2 \cdot \frac{\dot{r}^*(t+\tau) + 2 \cdot \dot{r}(t)}{\tau}. \quad (23)$$

Таким чином, закон (23) дозволяє управляти польотом ЛА з урахуванням реального вектору стану, забезпечуючи близькість реальної траєкторії польоту до еталонної, яка, у свою чергу, приводить в задану кінцеву точку.

### Аналіз точності замкненої системи управління

Для аналізу ефективності вибраної схеми синтезу дослідимо замкнену систему управління з точки зору можливості реалізації термінальних умов.

Розглядати в загальному аналітичному вигляді точність досягнення термінальних умов для просторової моделі руху є не можливим через не лінійність та складність виразів. Але зазначимо, що управління (11)–(13) нелінійної системи (3) залежить від управління (23), отриманого для лінійного завдання (5). Також, нелінійна система стає лінійною, якщо розглядати прямолінійний політ уздовж горизонтальної осі координат. Тому представляється можливим розглянути простий випадок руху, що відповідає прямолінійному руху.

Особливість цього розгляду полягає в тому, що управління формується за інформацією, похибка якої певним чином залежить від похибок датчиків. Разом з цим, параметри реального руху ЛА,  $r(t)$ ,  $\dot{r}(t)$  можуть не відповідати параметрам еталонного руху (5), тому розглянемо рух з обмеженим обуренням  $f(t)$ , який описується рівнянням

$$\ddot{r}(t) = u(t) + f(t), \quad |f| \leq f^*. \quad (24)$$

Тоді управління (23) можна розглядати як суму еталонної дії і похибки управління, викликаного відхиленням об'єкта:

$$u(t, r, \dot{r}) = u^*(t) + \delta u(t, \delta r, \delta \dot{r}), \quad (25)$$

де

$$\delta u(t) = -\frac{6}{\tau^2} \delta r(t) - \frac{4}{\tau} \delta \dot{r}(t), \quad (26)$$

а  $\delta r = r - r^*$ ,  $\delta \dot{r} = \dot{r} - \dot{r}^*$  – відповідно, координатна і швидкісна похибка реалізації програмного руху.

У цих умовах рівняння похибки управління

$$\delta \ddot{r}(t) = \delta u + f(t)$$

з урахуванням (26) наводиться до виду

$$\delta \ddot{r}(t) + \frac{4}{\tau} \delta \dot{r}(t) + \frac{6}{\tau^2} \delta r(t) = f(t). \quad (27)$$

Включення в замкнену САУП вимірювального пристрою для оцінки реальних параметрів руху ЛА призводить до необхідності враховувати похибки цього пристрою при дослідженні похибок управління рухом. Введемо в спрощеному виді похибки БІНС в рівняння похибок САУП (27).

Вважатимемо, що початковим виміром є величина  $a(t) = \ddot{r}(t) + \delta a$ , що відповідає сумі істинного прискорення і сталої похибки  $\delta a$ , а оцінка вектору стану  $(r, \dot{r})$  робиться, згідно з принципом інерціального зчислення [3], шляхом подвійної інтеграції вимірів. Розглянутий випадок є характерним для роботи БІНС, в якій похибка  $\delta a$  складається з похибки власне акселерометра і похибки компенсації вектору прискорення вільного падіння, обумовленою похибкою гіроскопів. У деяких режимах руху ЛА сукупну похибку можна вважати сталою.

З урахуванням  $\ddot{r}(t) = a(t)$  для оцінки  $r, \dot{r}$  співпадаючої в початковий момент часу з фактичними значеннями однойменних змінних, маємо

$$\dot{r}(t) = \dot{r}(t) + \delta a \cdot t, \quad r(t) = r(t) + \delta a \cdot \frac{t^2}{2},$$

Таким чином, після підстановки (26), (27) в закон управління (23), для замкненої системи рівняння похибка реалізації еталонного руху набирає вигляду

$$\delta \ddot{r}(t) + \frac{4}{\tau} \delta \dot{r}(t) + \frac{6}{\tau^2} \delta r(t) = -\frac{4\delta a}{\tau} \cdot t - \frac{3\delta a}{\tau^2} \cdot t^2 + f(t). \quad (28)$$

У початковий момент часу  $\delta r(0) = 0, \delta \dot{r}(0) = 0$ , тоді рівняння (28) має рішення

$$\delta r(t) = -\frac{\delta a}{2}t^2 + \frac{\delta a}{6}\tau^2 - e^{-\frac{2}{\tau}t} \frac{\delta a}{3}\tau^2 \left( \frac{1}{2} \cos \frac{\sqrt{2}}{\tau}t + \frac{1}{\sqrt{2}} \sin \frac{\sqrt{2}}{\tau}t \right) + \delta r^f(t). \quad (29)$$

Абсолютне значення змінної  $\delta r(t)$  в (29) необмежено росте зі збільшенням часу  $t$ , що пояснюється накопичуванним характером похибки ідентифікації вектору стану. Дійсно (рис. 3), залежність  $\delta r(t)$  при  $f(t) \equiv 0$ , отримана для різних значень глибини прогнозу  $\tau$ , демонструє згадану закономірність.

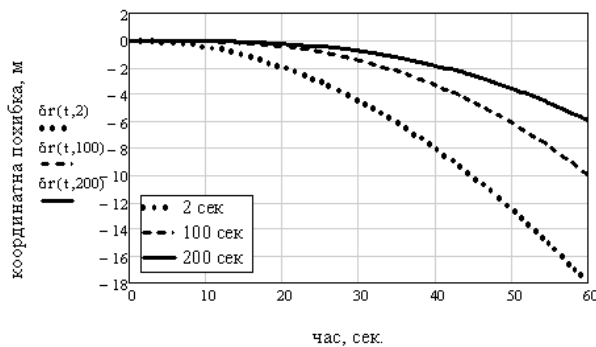


Рис. 3 – Збільшення координатної похибки САУП при різних значеннях  $\tau$

Зазначимо, що глибина прогнозу  $\tau$  є вільним параметром закону управління (23). З рівняння (29) видно, що чим більше  $\tau$ , тим менше за інших рівних умов вплив  $\delta a$  на динаміку  $\delta r$ . Так, при  $\delta a = 0.08 \text{ м/с}^2$  і тривалості руху  $T = 60$  с, модуль термінальної похибки  $|\delta r(t)|$  для параметра  $\tau$ , рівного 2 с, 100 с і 200 с, досягає значень 18 м, 10 м і 6 м відповідно. Вказана закономірність зберігається і при інших значеннях  $T$ .

Розглянемо (29) за відсутності динамічного збудження ( $f(t) \equiv 0$ ), сталої

похибки ( $\delta a \neq 0$ ) та зміни параметру  $\tau$  від 0,01 с до  $10^4$  с. Тоді (29) набуває вигляду

$$\delta r_T^{\delta a}(\tau) = -\frac{\delta a}{2}T^2 + \frac{\delta a}{6}\tau^2 - e^{-\frac{2}{\tau}T} \frac{\delta a}{3}\tau^2 \left( \frac{1}{2} \cos \frac{\sqrt{2}}{\tau}T + \frac{1}{\sqrt{2}} \sin \frac{\sqrt{2}}{\tau}T \right). \quad (30)$$

На рис. 4 представлені результати двох комп'ютерних експериментів з термінальною тривалістю  $T = 100$  с і  $T = 200$  с. При малих значеннях  $\tau$  величина похибки при загальному часі руху  $T = 100$  с досягає 50 м, а при  $T = 200$  с – 200 м, що обумовлено першим доданком у (30). Зі збільшенням значення  $\tau$ , похибка зменшується і при великих значеннях глибини прогнозу  $\tau$  наближається до нуля. При цьому, з (30) нескладно показати, що для будь-якого термінального часу  $T$  має місце  $\lim_{\tau \rightarrow \infty} (\delta r_T(\tau)) = 0$ .

**Висновки.** В роботі отримані аналітичні вирази залежності термінальної похибки управління від узагальненої похибки виміру вектору стану і рівня динамічного обурення.

Проведено дослідження точності функціонування замкненої системи управління в одновимірному випадку, де було виявлено принципову можливість нівелювання впливу динамічного збурення і похибок вимірів БНС за допомогою зміни параметра синтезу.

За результатами аналізу термінальної точності функціонування замкненої системи можна надати рекомендації щодо вибору варійованого параметра в законі синтезу по методу переслідування провідної точки.

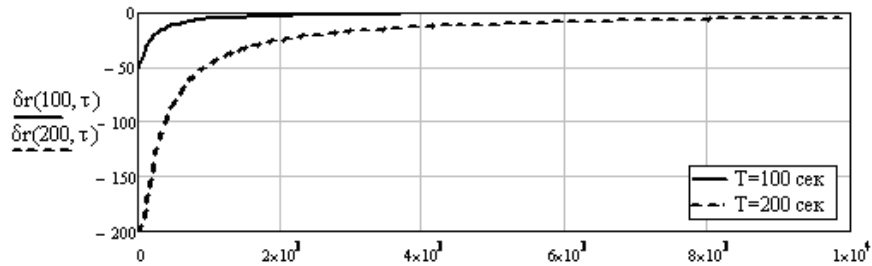


Рис. 4 – Залежність координатної похибки в термінальній точці від глибини прогнозу

Рекомендації наступні: якщо інформаційно-вимірювальна система забезпечує отримання координат і швидкості об'єкта з високою точністю, то вибраний параметр синтезу має бути мінімальним, навпаки, при використанні датчиків низької точності параметр синтезу слід збільшити. Результати комп'ютерних експериментів підтверджують надані висновки.

**Список літератури:** 1. Теория управления. Терминология. – М. : Наука, 1988. – Вып. 107. – 56 с. 2. Performance Specification Dynamic Reference Unit HYBRID (DRUH) / INCH-POUND MIL-PRF-71185 (AR) 30 July 1999. – 237 p. 3. Хацько Н. Е. Исследование возможности управления полетом по данным инерциальных датчиков низкого класса точности. / Н. Е. Хацько // Проблемы машинобудування. – Харків : ІПМАШ, – 2013. – Т. 16, № 5. – С. 32 – 35. 4. Бромберг П. В. Теория инерциальных систем навигации / П. В. Бромберг. – М. : Наука, 1979. – 296 с. 5. Голован А. А. Математические основы навигационных систем. Часть I. Математические модели инерциальной навигации. / А. А. Голован, Н. А. Парусников. – М. : Изд-во МГУ, 2011. – 132 с. 6. Крутько П. Д. Обратные задачи динамики управляемых систем. Линейные модели / П. Д. Крутько – М. : Наука, 1987. – 304 с.

4. Bromberg, P. V. *Teoriya inertsiyalnykh sistem navigatsii* Moscow: Nauka, 1979. Print. 5. Golovan, A. A., Parusnikov, N. A. *Matematicheskie osnovy navigatsionnykh sistem. Chast I. Matematicheskie modeli inertsiyalnoy navigatsii*. Moscow: Izd-vo MGU, 2011. Print. 6. Krutko P. D. *Obratnye zadachi dinamiki upravlyaemykh sistem. Lineynye modeli*. Moscow: Nauka, 1987. Print.

Надійшла (received) 05.02.2015

**Bibliography (transliterated):** 1. Teoriya upravleniya. Terminologiya. – Moscow: Nauka, 1988. Print. 2. Performance Specification Dynamic Reference Unit HYBRID (DRUH) / INCH-POUND MIL-PRF-71185 (AR) 30 July 1999. – 237 p. 3. Khatsko, N. Ye. "Issledovanie vozmozhnosti upravleniya poletom po dannym inertsiyalnykh datchikov nizkogo klassa tochnosti." *Problemi mashinobuduvannya*. Kharkiv: IPMAsh, T. 16.5. 2013. 32–35. Print.