

УДК 621.396.96

А. Ю. Воловик;**Ю. М. Воловик, к. т. н. доц.;****В. В. Загорський;****М. А. Шутило**

ОПТИМАЛЬНЕ ОЦІНЮВАННЯ КУТОВИХ КООРДИНАТ ПОВІТРЯНОГО СУДНА У ПРОЦЕСІ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ

Запропонована математична модель динаміки зміни кута місця повітряного судна у процесі виконання посадочного маневру, адекватність якої підтверджена методом статистичного моделювання.

Вступ та постановка задачі

Підвищена швидкість та щільність руху у приаеродромній зоні сучасних аеропортів, велика різноманітність повітряних суден (ПС), разом зі збільшенням посадочної маси та пробігу по злітно-посадочній смузі призвели до того, що керування рухом повітряних суден у районі аеропорту стало однією з найскладніших задач безпечного судноводіння. Ця задача потребує виключно високої точності та надійності виводу повітряного судна у певну область простору, з якої уже можливе безпечне приземлення. Виконання такого маневру потребує надзвичайної майстерності від льотчика навіть за нормальних умов польоту, а за складних метеорологічних умов знаходиться на грані можливого, що й створює підвищене нервово-психологічне навантаження на екіпаж. Так, згідно даних Міжнародного Авіаційного Комітету (МАК) та Фонду безпеки польотів США, до 85 % авіа-катастроф трапляються на етапах заходу на посадку, приземлення або зльоту [1, 2].

Кардинально вирішити цю проблему можливо тільки за рахунок чіткої організації роботи усіх приаеродромних служб та оснащенням аеропортів та літаків спеціальною апаратурою, яка допускає автоматизацію процесу посадки повітряного судна. Цим вимогам у повній мірі відповідає система посадки сантиметрового діапазону зі сканувальними променями TRSB (Time Reference Scanning Beam), яка у травні 1978 р. була затверджена у якості міжнародного стандарту на перспективу після 2000-го року. Міжнародною організацією цивільної авіації ICAO було досягнуто угоди про виділення для цієї системи радіочастот у діапазоні 5,05...5,25 ГГц та 15,4...15,7 ГГц. Новій посадочній системі притаманні значно кращі тактико-технічні можливості, порівняно з СП-50, СП-70 та PLS, тому що вона дозволяє різноманітним повітряним суднам наближатись до посадочної смуги з різних напрямків та з різними швидкостями. При цьому захід на посадку може виконуватись за довільними траєкторіями у напрямку одного з трьох «вікон електронного коридору» для низько, середньо та високошвидкісних повітряних суден [3, 4]. Тут підвищені точність та надійність забезпечуються новим принципом отримання на борту повітряного судна посадочних даних (кутових координат), надмірністю формату сигналу та можливістю реалізації бортового вимірювача на основі новітніх мікропроцесорних засобів.

Оскільки до системи посадки сантиметрового діапазону висуваються підвищені вимоги щодо надійності та точності виведення повітряного судна на злітно-посадочну смугу при жорстких обмеженнях у часі, на виправлення похибок пілотування з метою швидкої стабілізації на посадочній траєкторії та її точного додержання, то вкрай необхідна мінімізація похибок наведення не тільки в усталеному режимі, а й у перехідному. Цього можна досягти вторинною обробкою посадочних даних на основі застосування фільтрів зі змінними у часі параметрами, тим паче, що високий темп оновлення кутових координат, передбачений форматом сигнал, допускає їх усереднення. Найпоширеніша методика синтезу таких фільтрів ґрунтується на теорії оптимальної дискретної фільтрації за Калманом. Ефективне використання методів оптимальної дискретної фільтрації передбачає повноту апріорних даних про обставини, за яких виконується процес посадки, а саме: динамічну модель — припущення щодо закону зміни у часі параметру, що фільтрується; модель спостережень, яка визначає зв'язок між результатами вимірювань та параметрами динамічної моделі; критерій оптимальності; функціональний вигляд та статистичні характеристики збурень та завад [5]. Ці питання і є темою даної роботи.

Обґрунтування вибору моделі руху повітряного судна за кутом місця у процесі виконання посадочного маневру

Побудову моделі руху повітряного судна за кутом місця під час виконання посадочного маневру почнемо з введення низки спрощувальних припущень, виділивши у реальному процесі руху чотири послідовно виконуваних ділянки польоту, які схематично показано на рис. 1.

1. **Ділянка горизонтального польоту** 1–2 на висоті близько 200 м, яка починається з віддалі близько $D_1 = 15\,000$ м до $D_2 = 5\,000$ м по відношенню до місця розташування глісадного радіомаяка. Є підстави вважати [6], що на цій ділянці ПС рухається рівносповільнено, а швидкість польоту спадає приблизно з 150 м/с до 100 м/с.

2. **Ділянка планування** — рух з вибраним (у залежності від класу повітряного судна) кутом нахилу глісади, починаючи приблизно з віддалі $D_2 = 5\,000$ м до $D_3 = 750$ м зі зниженням висоти від $H_2 = 200$ м до висоти прийняття рішення про приземлення $H_3 = 30$ м з подальшим погашенням швидкості від $V_2 = 100$ м/с до $V_1 = 80$ м/с.

3. **Ділянка вирівнювання**. На цій ділянці польоту дані від глісадного радіомаяка не використовуються. Вирівнювання здійснюється або за допомогою спеціальної апаратури наведення, або з використанням далекоміра, розташованого за ЗПС на віддалі біля 300 м від задньої її межі та бортового радіовисотоміра. Закон руху ПС на ділянці вирівнювання є досить складним: у горизонтальному напрямку ПС рухається рівномірно зі швидкістю близько 80 м/с; висота ПС змінюється з часом у першому наближенні по експоненціальному закону $H(t) = H_3 \exp(-at)$, $a \approx 0,18$ з таким розрахунком, щоб у точці дотику до земної поверхні кут місця визначався б величиною $\sigma = 0,032^\circ$ ($H_4 = 2$ м, $D_5 = 3,500$ м), де σ — допустима середньоквадратична похибка наведення для ділянки вирівнювання.

4. **Ділянка пробіжки** ПС за ЗПС з подальшим погашенням швидкості до остаточної зупинки.

Виходячи з вищенаведених спрощень, проведемо розрахунок траєкторії руху ПС за кутом місця та визначення її параметрів, використавши такі співвідношення:

$$\beta(t) = \arctg \frac{H(t)}{D(t)}; \quad \beta'(t) = \frac{H'(t)D(t) - H(t)D'(t)}{H^2(t) + D^2(t)}; \quad (1)$$

$$\beta''(t) = \frac{\left[H''(t)D(t) - H(t)D''(t) \right] - 2 \left[H'(t)D'(t) - H(t)D'(t) \right] \left[H'(t)H(t) + D'(t)D'(t) \right]}{H^2(t) + D^2(t)}; \quad (2)$$

де $\beta(t)$, $\beta'(t)$, $\beta''(t)$ — кут місця ПС, швидкість його зміни та прискорення ПС за кутом місця, відповідно; $D(t)$, $D'(t)$, $D''(t)$ — горизонтальна віддаль до глісадного радіомаяка, швидкість її зміни та прискорення ПС у напрямку повздовжньої вісі ЗПС, відповідно; $H(t)$, $H'(t)$, $H''(t)$ — висота польоту ПС, швидкість її зміни та вертикальна складова прискорення, відповідно.

Характер спрощеної траєкторії руху повітряного судна за кутом місця під час виконання посадочного маневру показано на рис. 2. Прийнятність та адекватність побудованих оцінок кутового місцезнаходження ПС у значній мірі визначаються тим, наскільки правильно математична модель відображає найсуттєвіші риси траєкторії руху ПС за кутом місця. Звернувшись до рис. 2, неважко помітити, що для спрощеного опису монотонно зростаючої залежності кута місця ПС від часу на ділянці горизонтального польоту, доцільно застосувати динамічну модель другого порядку.

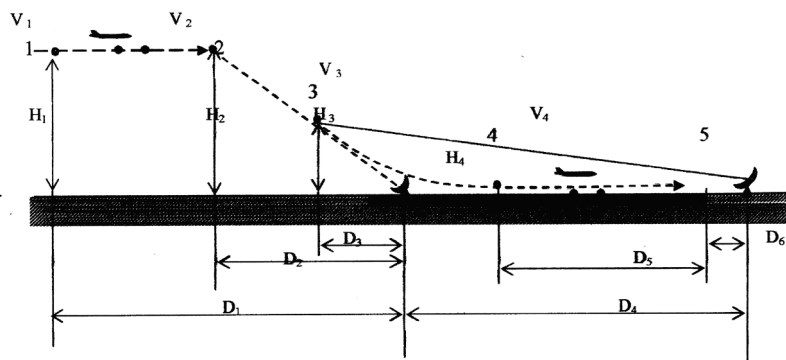


Рис. 1. Ідеалізована траєкторія руху ПС у процесі виконання посадочного маневру: 1–2 — ділянка горизонтального польоту; 2–3 — ділянка планування з заданим кутом нахилу глісади; 3–4 — ділянка вирівнювання; 4 — точка дотику ЗПС з подальшою пробіжкою; 5 — місце встановлення апаратури наведення для вирівнювання

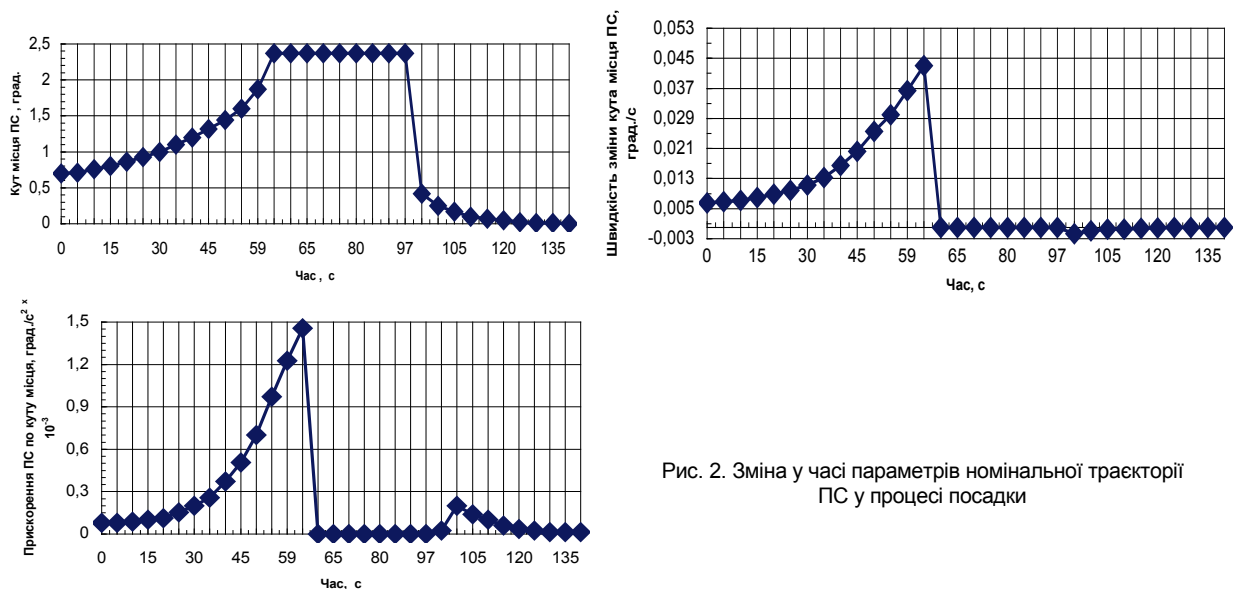


Рис. 2. Зміна у часі параметрів номінальної траєкторії ПС у процесі посадки

У роботі [5] показано, що вона коректна для часових інтервалів, для яких $\sigma_\beta \gg \frac{1}{2} |\beta''(t)_{\max}| T^2$, де σ_β — середньоквадратична похибка первинних вимірювань кута місця ПС; T — інтервал екстраполяції; $\beta''(t)_{\max}$ — максимально можливе прискорення ПС за кутом місця під час виконання посадочного маневру. Виконання даної умови означає, що похибки оцінювання кута місця ПС через неточність вибору моделі значно менші, ніж похибки вимірювань, і ними можна знехтувати. Питання вибору динамічної моделі руху ПС на ділянці планування можна вирішувати двоюко:

1. По-перше, якщо розглядати усталений режим польоту — прямування згідно вибраної гілси планування, то з принципової точки зору слід обмежитись моделлю першого порядку.

2. По-друге, що більш суттєво, перехід до режиму планування, як правило, виконується шляхом виконання відповідного маневру з метою захоплення потрібної гілси та наступного утримання на ній ПС, причому у зв'язку з безпосереднім наближенням земної поверхні важлива швидка стабілізація ПС на вибраній траєкторії планування. За таких умов використання фільтра згладжування першого порядку буде призводити до появи значних динамічних похибок та повільної їх збіжності до усталених значень. З урахуванням вищезазначених обставин доцільно розширити смугу пропускання фільтра за рахунок збільшення порядку динамічної моделі.

Математичний опис моделі руху ПС за кутом місця подамо на прикладі ділянки планування. Згідно прийнятої моделі, вважаємо що швидкість зміни кута місця повітряного судна є постійною величиною, але наперед невідомою, невраховані прискорення та вплив атмосферної турбулентності будемо розглядати як збурення номінальної траєкторії. У цьому випадку модель руху ПС за кутом місця може бути описана рівнянням у термінах простору станів [5]

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t) \mathbf{x}(t) + \mathbf{G}(t) \mathbf{a}(t), \quad (3)$$

де $\mathbf{x}(t) = [x_1(t), x_2(t)]^T$ — вектор стану, компонентами якого є значення кута місця ПС та швидкості його зміни, відповідно; $\mathbf{a}(t)$ — випадкове прискорення ПС за кутом місця; $\mathbf{F}(t)$, $\mathbf{G}(t)$ — системні матриці вектора станів та збурень, відповідно.

Випадковий маневр ПС за кутом місця прийнято характеризувати його кореляційною функцією $R(\tau) = \sigma^2 \exp(-\tau/\tau_k)$, де σ^2 — дисперсія маневру за кутом місця; τ_k — час кореляції.

Як відомо [5], корельовані збурення отримують з білого гаусівського шуму з використанням «відбілювальних» фільтрів, причому еквівалентна дисперсія білого шуму може бути розрахована за формулою $\sigma_n^2 = 2\sigma^2\delta(\tau)/\tau_k$.

Оскільки дані за кутом місця у системі посадки сантиметрового діапазону оновлюються дискретно з частотою 40,5 Гц ($T = 0,0247$ с), то рівняння (3) слід привести до різницевого

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}(k+1, k) \mathbf{x}(k) + \mathbf{B}(k+1, k) \mathbf{w}(k), \quad (4)$$

де $\mathbf{A}(k+1, k)$ — перехідна матриця системи, яка пов'язана з матрицею $\mathbf{F}(t)$ інтегральним співвід-

ношенням $\mathbf{A}(k+1, k) = \exp \left(\int_{t_k}^{t_{k+1}} F(t) dt \right) = \exp(FT)$; $T = (t_{k+1} - t_k)$ — інтервал дискретизації, який становить 0,0247 с; $\mathbf{w}(k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \mathbf{A}(k+1, k) \mathbf{G}(\tau) \mathbf{n}(\tau) d\tau$ — дискретний білий шум збурень. З використанням методики можна показати, що

$$\mathbf{A}(k+1, k) = \begin{bmatrix} 1 & T & \tau_k [1 + T/\tau_k + \exp(-T/\tau_k)] \\ 0 & 1 & \tau_k [1 - \exp(-T/\tau_k)] \\ 0 & 0 & \exp(-T/\tau_k) \end{bmatrix}; \quad \mathbf{Q}(k) = 2 \frac{\sigma_{KM}^2}{\tau_k} \begin{bmatrix} T^5/20 & T^4/8 & T^3/6 \\ T^4/8 & T^3/3 & T^2/2 \\ T^3/6 & T^2/2 & T \end{bmatrix}.$$

З заданим інтервалом дискретизації $T(T \ll 1)$ кореляційна матриця $\mathbf{Q}(k)$ може бути значно спрощена за рахунок нехтування елементами, які мають величину T з показником степеня, більшим одиниці. Окрім того, співвідношення між T та τ_k дозволяє отримати ряд корисних спрощень, наприклад: при $T/\tau_k \rightarrow \infty$, що відповідає випадку повністю некорельованих прискорень, перехідна матриця $\mathbf{A}(k+1, k)$ описує рух з постійною швидкістю; при $T/\tau_k \rightarrow 0$, розклад експоненти у степеневий ряд з утриманням перших трьох членів, дає можливість описати рівноприскорений рух без збурень. Необхідні апріорні дані про вектор стану у початковий момент часу $\mathbf{x}(0)$, кореляційні матриці $\mathbf{R}(k+1)$, $\mathbf{Q}(k)$ можна отримати з таких міркувань:

1. Для широкого класу ПС діапазон віддалей заходу на посадку коливається у межах 5...25 км, а діапазон посадочних швидкостей — 200...500 км/год., можливі прискорення рідко перевищують 0,1...0,25 g [6]. Тоді, як показали розрахунки за формулами (1), (2), у якості початкових значень параметрів номінальної траєкторії слід прийняти: 2,4 ° — початкове значення кута місця ПС; 0,042 °/с — початкове значення швидкості зміни кута місця; 0,0002 °/с² — початкове значення прискорення за кутом місця.

2. Порядок величини $\mathbf{Q}(k)$ оцінимо на основі формули (2), у яку замість $D''(t)$ слід підставити величину середньоквадратичного прискорення, що визначається як [6] $\sigma_a^2 = a_{\max}^2 (1 + 4q_{\max} - q_0)/3$, де $a_{\max}$ — максимальне допустиме прискорення для даного класу ПС; q_0 — імовірність того, що маневр буде не обов'язковим; $q_{\max}$ — імовірність того, що маневр буде потрібен з прискоренням $a_{\max}$.

У інших випадках передбачається, що ПС може приймати будь-які прискорення з діапазону $[-a_{\max}, +a_{\max}]$ з рівномірною густиною розподілу ймовірностей $[1 - (2q_{\max} + q_0)]/2a_{\max}$. Наприклад на заключному етапі горизонтального польоту $D = 5000$ м при $H = 200$ м, $q_{\max} = 0,1$, $q_0 = 0,5$, $a_{\max} = 0,2$ g, дисперсія прискорення за кутом місця розрахована на основі формули (2) становить $\sigma^2 = 17 \cdot 10^{-4} (^\circ/\text{с}^2)^2$.

Величина τ_k , згідно літературних даних [6], може приймати значення від 0,01 до 1 с (для випадкових збурень, обумовлених турбулентністю атмосфери). Якщо покласти $\tau_k = 1$ с, то величина $\mathbf{Q}(k)$ для віддалей $D = 10\,000$ м і $D = 1000$ м оцінюється у $3,6 \cdot 10^{-8} (^\circ/\text{с}^2)^2$ та $11,5 \cdot 10^{-4} (^\circ/\text{с}^2)^2$, відповідно. Отримані дані дозволяють зробити висновок, що на великих віддальх шумами маневру можна знехтувати і використовувати модель руху ПС без збурень. При невеликих віддальх, навпаки, слід користуватися моделлю руху ПС з постійною швидкістю та наявністю шуму маневру, тому що стохастичні складові прискорення грають домінуючу роль.

3. Щодо моделі первинних бортових вимірювань, то її прийнято описувати рівнянням каналу спостережень $\mathbf{y}(k) = \mathbf{C}(k)\mathbf{x}(k) + \boldsymbol{\xi}(k)$, де $\mathbf{y}(k)$ — вектор спостережень, $\mathbf{C}(k)$ — матриця спостережень, $\mathbf{x}(k)$ — вектор стану, $\boldsymbol{\xi}(k)$ — похибки спостережень.

У загальному випадку похибки спостережень містять різноманітні складові, статистичні характеристики яких визначають умови роботи та конструктивні особливості посадочної системи. Похибки одиничних вимірювань завжди містять флуктуаційну складову, дисперсія якої залежить від потужності прийнятого сигналу та дискретності надходження посадочних даних. Вважають, що ця складова змінюється випадково, розподілена за нормальним законом розподілу [5] з нульовим середнім значенням та кореляційною матрицею, верхня межа якої оцінюється величиною у $50 \cdot 10^{-4}$

(град.)².

Таким чином, з достатньою для практики точністю, модель динаміки посадочних даних за кутом місця, які надходять у систему вторинної обробки, може бути описана парою різницевих векторних рівнянь

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}(k+1, k) \mathbf{x}(k) + \mathbf{B}(k+1, k) \mathbf{w}(k); \quad \mathbf{y}(k) = \mathbf{C}(k) \mathbf{x}(k) + \mathbf{n}(k), \quad (5)$$

де $\mathbf{x}(k) = [x_1(k), x_2(k)]^T$ — значення кута місця ПС та швидкості його зміни у поточний дискретний момент часу k , відповідно; $\mathbf{A}(k+1, k) = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$, $\mathbf{B}(k+1, k) = [0 \ 1]^T$,

$\mathbf{C}(k+1) = [1 \ 0]$ — системні матриці; $\mathbf{w}(k)$, $\mathbf{n}(k)$ — гаусівські білі послідовності з нульовим середнім значенням та апіорно заданими кореляційними матрицями $\mathbf{Q}(k)$, $\mathbf{R}(k)$.

У якості апіорних даних, необхідних для коректної роботи алгоритмів фільтрації, можна використати результати поточних розрахунків, проведених у цьому підрозділі і зведених до таблиці.

Апіорні дані для ділянки планування

Параметр	Позначення	Числове значення	Розмірність
Початкове значення кута місця ПС	$x_1(0)$	2,4	град.
Початкове значення швидкості зміни кута місця ПС	$x_2(0)$	0,0042	град./с
Дисперсія початкового значення кута місця ПС	$P_{11}(0)$	0,6250	(град.) ²
Дисперсія початкового значення швидкості зміни кута місця ПС	$P_{22}(0)$	0,0060	(град./с) ²
Період оновлення кутових даних	T	0,0247	с
Дисперсія похибок первинних вимірювань	$R(k)$	0,0036	(град.) ²
Дисперсія шумів збурення моделі	$Q(k)$	0,0001	(град./с) ²

Контроль адекватності моделі

Оскільки в досліджуваному алгоритмі фільтрації взаємодіючі інформаційні потоки за фізичною природою стохастичні, то в основу методології контролю адекватності запропонованої моделі покладено метод цифрового статистичного моделювання за методом Монте-Карло. Можливість прорахунків різних варіантів однієї і тієї ж задачі шляхом зміни початкових умов без реконструкції моделі алгоритму зближує метод цифрового статистичного моделювання з натурними фізичними експериментами. Однією з переваг такого моделювання є те, що його можна використовувати на більш ранніх етапах технічного проектування, але слід зауважити, що статистичне моделювання за методом Монте-Карло не може і не повинно виключати повністю фізичний експеримент, а лише створює підґрунтя для його ретельного планування [7]. Статистичне моделювання алгоритмів фільтрації підвищеної надійності виконувалось для ділянки планування, де повітряне судно рухається з заданим (у залежності від класу ПС) кутом місця з використанням динамічних моделей (5). Необхідні шумові послідовності $\mathbf{w}(k)$, $\mathbf{n}(k)$ було отримано за допомогою датчиків випадкових чисел, розподілених за нормальним законом розподілу з нульовими середніми значеннями та заданими кореляційними матрицями $\mathbf{Q}(k) = 0,0001$, $\mathbf{R}(k) = 0,0036$. Початкове значення вектора стану $\mathbf{x}(0)$ у кожній реалізації приймалось випадковим, у той час як початкова оцінка $\hat{\mathbf{x}}^*(0/0)$ залишалась незмінною протягом усього експерименту.

Оцінка ефективності алгоритму фільтрації Калмана виконувалась порівнянням статистичних характеристик точності з відповідними теоретичними характеристиками фільтра. Вищезгадані статистичні характеристики обчислювались на основі багаторазової імітації роботи досліджуваного алгоритму, а потім імовірнісне осереднення за множиною замінялось обчисленням середньоарифметичних значень:

$$\begin{aligned} E\{\Delta x(k)\} &\approx (1/N) \sum_{i=1}^N [x_i^*(k/k) - x_i(k)] = \{\Delta x(k)\}; \\ E\{\Delta x(k) \Delta x(k)^T\} &\approx (1/N - 1) \sum_{i=1}^N [x_i^*(k/k) - x_i(k)]^2 = \{\overline{\Delta x(k)}\}^2; \\ E\left\{\left[\Delta x(k) - \overline{\Delta x(k)}\right] \left[\Delta x(k) - \overline{\Delta x(k)}\right]^T\right\} &\approx \{\Delta x(k)\}^2 - [\overline{\Delta x(k)}]^2. \end{aligned} \quad (6)$$

Достовірність результатів статистичного моделювання оцінювалась двома параметрами: надій-

ністю отриманих оцінок η та шириною довірчого інтервалу Δ . У проведенні статистичних експериментів надійність оцінювання прийнято задавати із стандартного ряду 0,9, 0,95, 0,99, 0,999. Тоді величину довірчого інтервалу можна розрахувати за формулою

$$[P^*(k/k)]^{1/2} (1 - \Delta) < [P(k/k)]^{1/2} < [P^*(k/k)]^{1/2} (1 + \Delta),$$

де $[P^*(k/k)]^{1/2}$, $[P(k/k)]^{1/2}$ — вибіркове та генеральне середньоквадратичне значення, відпо-

відно; Δ — ширина довірчого інтервалу, яка залежить від об'єму вибірки N і надійності η (для потреб практичних обчислень використовувались табульовані значення функції $\Delta = \phi(\eta, N)$).

Якщо у якості апіорних даних узяти η і Δ , то, користуючись таблицею 4 [7] можна знайти об'єм вибірки, який гарантує задану достовірність. Наприклад, для $\eta = 0,95$ і $\Delta = 20\%$, необхідний об'єм вибірки N становить не менше 50. Це означає, що при даному об'язі вибірки довірчий інтервал шириною 2Δ накриває теоретичне значення середньоквадратичної похибки оцінювання (генеральне середньоквадратичне) з імовірністю 0,95. Результати моделювання показано на рис. 3, які підтверджують коректність роботи датчиків випадкових чисел, правильність розрахунків довірчого інтервалу та достовірність отриманих статистичних даних.

Дійсно, співставлення результатів рекурентних обчислень за алгоритмом Калмана та їх статистичного аналога, отриманого методом Монте-Карло показує, що довірчий інтервал у вигляді смуги шириною $\pm 20\%$ від теоретичного значення $P_{11}(k/k)$ накриває теоретичну криву з імовірністю близькою до 0,95. Це дозволяє упевнитись у працездатності запропонованої моделі.

Висновки

1. Оскільки до системи посадки сантиметрового діапазону висуваються підвищені вимоги щодо надійності та точності виведення повітряного судна на злітно-посадочну смугу, то з метою швидкої стабілізації на посадочній траєкторії та її точного додержання, необхідна мінімізація похибок наведення не тільки в усталеному режимі, а і у переходному. Цього можна досягти за рахунок застосування фільтрів із змінними у часі параметрами. Найпоширеніша методика синтезу таких фільтрів ґрунтується на теорії оптимальної дискретної фільтрації за Калманом.

2. Задача побудови оптимальних оцінок кутових координат повітряного судна за результатами первинних бортових вимірювань потребує трьох складових елементів: моделі динаміки ПС за кутом місця; математичного формулювання мети оцінювання та обмежень, пов'язаних з можливістю практичного застосування отриманих результатів. З перерахованих елементів одним з головних є поняття математичної моделі. Математичну модель прийнято будувати на основі всебічного аналізу поведінки системи та широкого використання результатів раніше проведених досліджень.

З прийнятною для практики точністю, модель динаміки посадочних даних за кутом місця, які надходять у систему вторинної обробки, може бути описана парою різницевих векторних рівнянь

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}(k+1, k) \mathbf{x}(k) + \mathbf{B}(k+1, k) \mathbf{w}(k);$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{C}(k) \mathbf{x}(k) + \mathbf{n}(k),$$

де $\mathbf{x}(k) = [x_1(k), x_2(k)]^T$ — значення кута місця ПС та швидкості його зміни у поточний дискретний

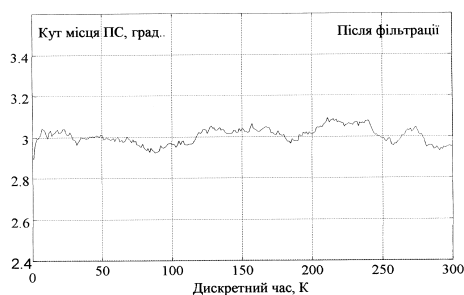
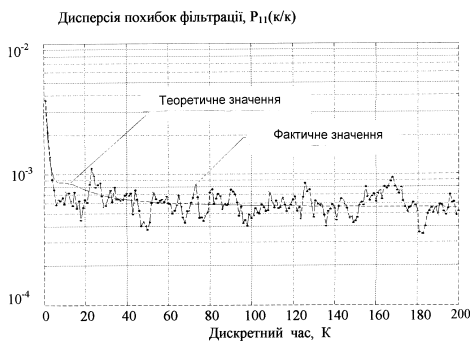
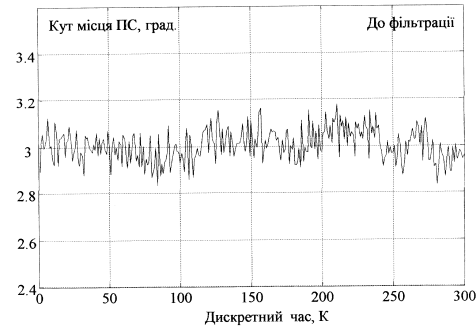


Рис. 3. Результати моделювання якісних показників фільтра Калмана за методом Монте-Карло

момент часу k , відповідно;

$$\mathbf{A}(k+1, k) = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{B}(k+1, k) = [0 \ 1]^T, \mathbf{C}(k+1) = [1 \ 0] \text{ — системні матриці};$$

$\mathbf{w}(k)$, $\mathbf{n}(k)$ — гаусівські білі послідовності з нульовим середнім значенням та апіорно заданими кореляційними матрицями $\mathbf{Q}(k)$, $\mathbf{R}(k)$. У якості апіорних даних, необхідних для коректної роботи алгоритмів фільтрації, можна використати результати поточних розрахунків, зведених до таблиці.

3. Співставлення результатів рекурентних обчислень за алгоритмом Калмана та їх статистичного аналога, отриманого методом Монте-Карло показує, що довірчий інтервал у вигляді смуги шириною $\pm 20\%$ від теоретичного значення $P_{11}(k/k)$ накриває теоретичну криву з імовірністю близькою до 0,95. Це дозволяє упевнитись у працездатності запропонованої моделі.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Новожилов Г. В. Безопасность полета самолета. Концепция и технология. — М.: Машиностроение, 2003. — 144 с.
2. Состояние безопасности полетов в гражданской авиации государств — участников соглашения в 2004 г. и за период 2000-2004 гг. Доклады о состоянии безопасности полетов в гражданской авиации. Межгосударственный авиационный комитет (МАК). Режим доступа: <http://www.mak.ru/russian/russian.html>
3. Семенов А. А., Мелкунин В. Г. Радионавигационные системы аэропортов. Радиомаячные системы посадки. — К.: КМГУА, 1999. — 100 с.
4. Сантиметровые системы посадки самолетов / В. М. Бенин, Е. И. Шолупов, В. А. Кожевников, И. А. Хаймович. — М.: Машиностроение, 1985. — 224 с.
5. Ярлыков М. С. Статистическая теория радионавигации. — М.: Радио и связь, 1985. — 344 с.
6. Жуков А. Я. Динамика полета транспортных летательных аппаратов. — М.: Транспорт, 1996. — 326 с.
7. Росин М. Ф., Булыгин В. С. Статистическая динамика и теория эффективности систем управления. — М.: Машиностроение, 1981. — 312 с.

Матеріали статті рекомендовані до опублікування оргкомітетом III Міжнародної науково-технічної конференції «Сучасні проблеми радіоелектроніки, телекомунікацій та приладобудування (СПРТП-2007)» (31.05—2.06.2007 р.)

Надійшла до редакції 30.09.07
Рекомендована до друку 04.10.07

Воловик Андрій Юрійович — диспетчер ВАТ «Укртелеком»;

Воловик Юрій Микитович — доцент, **Шутило Микола Артемович** — старший викладач.

Кафедра радіотехніки, Вінницький національний технічний університет;

Загорський В'ячеслав Вітольдович — викладач.

Вінницький технічний коледж