

УДК 531.383

О. В. Збруцький, Ю. В. Гогун

Національний технічний університет України КПІ

Навігація наземного об'єкта за допомогою інтегрованої навігаційної системи

Аналіз сучасного стану навігаційних розробок показує, що жорсткі вимоги, які висуваються до навігаційного обладнання наземних об'єктів, можуть бути задоволені лише за умови інтегрування різномірних навігаційних датчиків та систем в єдиний навігаційний комплекс. У статті запропонований алгоритм і структурна схема інтегрованої навігаційної системи, що дозволить вирішувати найважливіші для наземної навігації задачі — визначення координат і курсу об'єкта, та наведені результати напівнатурного моделювання роботи системи.

В даний час найпоширенішим способом навігації наземних рухомих об'єктів є використання автономних навігаційних систем, наприклад одометричної навігаційної системи (ОНС). Однак вона поряд із цілим рядом позитивних якостей має й істотний недолік — властивість накопичувати похибку визначення координат і курсу об'єкта з часом [2, 3]. У той же час апаратура споживача супутникових навігаційних систем (СНС) позбавлена зазначеного недоліку, забезпечує глобальність і високу точність навігаційного забезпечення, однак не може бути віднесена до класу автономних навігаційних засобів. Використання СНС у комплексі з ОНС дозволяє виключити недоліки окремих систем і підвищити надійність та ефективність навігаційного забезпечення.

У процесі інтегрування ОНС і СНС в апаратурі користувача СНС від ОНС використовується апріорна інформація про координати і просторову орієнтацію об'єкта для зменшення часу першого відліку навігаційних визначень, інформація про швидкість об'єкта для підвищення точності систем стеження за кодами і несучими частотами, а також для прискорення повторного захоплення сигналів супутників при зриві стеження.

В ОНС від апаратури користувача СНС (при нормальному прийомі сигналів від супутників) використовується інформація про точне місцезонавання рухомого об'єкта для корекції ОНС з тим, щоб скоректована ОНС змогла забезпечувати точну навігацію об'єкта при затіненнях сигналів супутників у точці прийому, зривах стеження за сигналами, раптових відмовах супутників і т. і.

До складу розробленої інтегрованої навігаційної системи входить механічний датчик швидкості, гіроскоп напрямку, маятниковий датчик кута нахилу та приймач сигналів СНС [1].

Структурна схема інтегрованої НС показана на рис. 1. Тут ГН — гіроскоп напрямку; МДШ — механічний датчик швидкості; МДК — маятниковий датчик кута; АК СНС — апаратура користувача супутникових навігаційних систем; ООНС — обчислювач одометричної навігаційної системи; БОП — блок оцінки похибок; ПВІ — пристрій візуалізації інформації; Кл1, Кл2, Кл3, Кл4 — ключі; С1, С2 — суматори; x^C, y^C, z^C — координати об'єкта, що визначаються АК СНС; V^C, w^C — швидкість та прискорення об'єкта, що визначаються АК СНС; t — поточний час; δK — сигнал приросту кута курсу з ГН; V — сигнал швидкості об'єкта з механічного датчика швидкості; x^O, y^O — горизонтальні координати об'єкта, що визначаються в обчислювачі одометричної навігаційної системи; K^O, V^O — швидкість та кут курсу об'єкта, що визначаються в обчислювачі одометричної навігаційної системи; θ_M — кут тангажу об'єкта, вимірюваний маятниковим датчиком кута; θ — істинний кут тангажу; g — прискорення вільного падіння; β — кут горизонтальної міжрамкової корекції гіроскопа напрямку; Δ_v — похибка масштабного фактора механічного датчика швидкості; $\Delta x, \Delta y$ — похибки визначення горизонтальних координат об'єкта; $\hat{\Delta K}, \hat{\omega}_{1др}, \hat{\Delta}_v, \hat{w}$ — оцінки похибки кута курсу, дрейфу гіроскопа, масштабного фактора механічного датчика швидкості і прискорення об'єкта.

Призначена для визначення координат, швид-

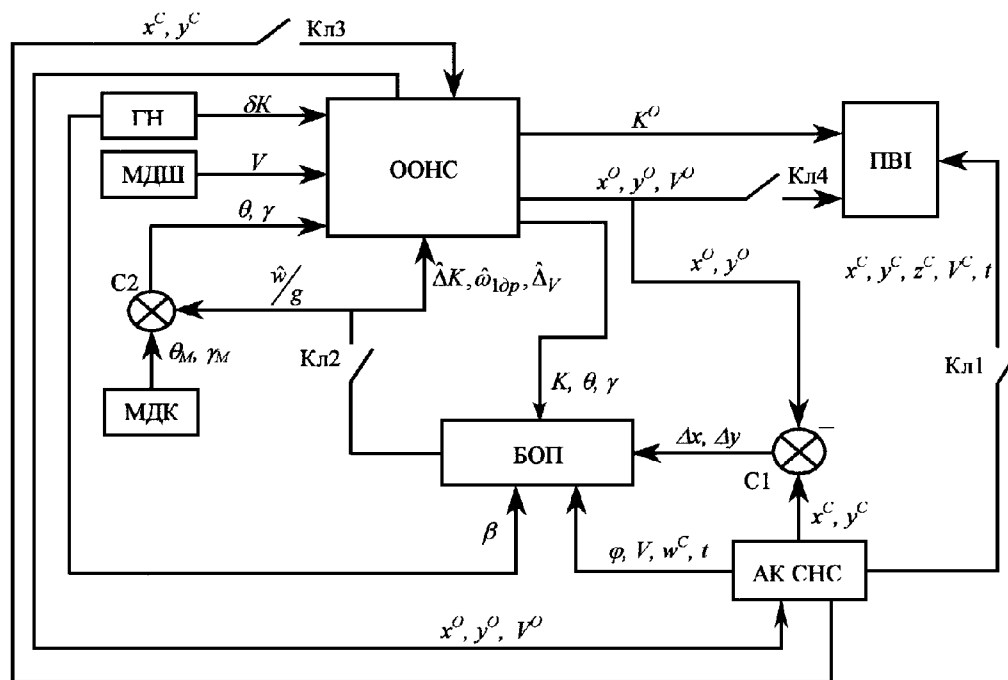


Рис. 1. Структурна схема інтегрованої НС (див. текст)

кості і курсу рухомого наземного об'єкта, інтегрована НС має два режими функціонування. Штатний режим роботи передбачає, що в АК СНС відбувається прийом і обробка інформації від достатньої кількості навігаційних супутників (мінімум чотирьох), що дозволяє приймачу сигналів СНС виробляти високоточні дані про координати і шляхову швидкість об'єкта, а також видавати інформацію про поточний час. Крім цього, в БОП генеруються оцінки похибок ОНС.

Переведення інтегрованої НС у нештатний режим роботи здійснюється у випадку появи інформаційного прапора низкою достовірності даних АК СНС. У нештатному режимі переривається процес оцінювання похибок, а при вирішенні навігаційної задачі в блоці ООНС використовуються останні перед переходом у позаштатний режим оцінки похибки кута курсу, дрейфу гіроскопа та масштабного фактора МДШ.

В інтегрованій НС для оцінювання похибок автономного блока використовується оптимальний фільтр Калмана (ФК) восьмого порядку, в основі якого є рівняння руху гіроскопа напрямку, доповнені моделлю механічного датчика швидкості, моделями збурень та рівняннями похибок визначення горизонтальних координат об'єкта ОНС.

У ФК оцінюються змінні ΔK , w , Δ_V , Δx , Δy , а також кут міжрамкової корекції ГН β , дрейфи

гіроскопа $\omega_{1др}$, $\omega_{2др}$, що утворюють вектор стану системи

$$X(t) = [\Delta K, \beta, w, \Delta_V, \omega_{1др}, \omega_{2др}, \Delta x, \Delta y]^T.$$

Математична модель інтегрованої системи запишеться у вигляді рівнянь

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= \omega_\eta (\gamma \sin K + \theta \cos K + x_2) - x_5, \\ \dot{x}_2 &= -\omega_\eta x_1 - \omega_\xi + \dot{K} (\theta \sin K - \gamma \cos K) - \\ &\quad - \dot{\gamma} \sin K - \dot{\theta} \cos K - \frac{k}{H} x_2 - x_6, \\ \dot{x}_3 &= W_1, \quad \dot{x}_4 = 0, \\ \dot{x}_5 &= W_2, \quad \dot{x}_6 = W_3, \\ \dot{x}_7 &= -x_1 V \cos \theta \sin K - x_3 \frac{1}{g} V \sin \theta \cos K + x_4 V \cos \theta \cos K, \\ \dot{x}_8 &= x_1 V \cos \theta \cos K - x_3 \frac{1}{g} V \sin \theta \sin K + x_4 V \cos \theta \sin K, \end{aligned}$$

де x_i ($i = 1 \dots 8$) — компоненти вектора стану; ω_η , ω_ξ — проекції кутової швидкості Землі на осі географічної системи координат $O\xi\eta\sigma$; γ — кут крену об'єкта; k/H — кутова швидкість горизонтальної міжрамкової корекції, W_i ($i = 1, 2, 3$) — вхідні білі шуми.

Вектором вимірів запропонованої системи є

$$Y(t) = C(t) \cdot X(t) + V(t),$$

де матриця вимірювань

$$C(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

а вектор $V(t)$ — це шум вимірювання кута горизонтальної корекції в гіроскопі напрямку, шум вимірювання прискорення об'єкта приймачем СНС та шум вимірювання координат місцезнаходження об'єкта приймачем СНС.

Використовуючи алгоритм дискретного фільтра Калмана, будемо мати на виході БОП оптимальні оцінки змінних вектора стану системи, що використовуються при обчисленні координат об'єкта [4], однак це твердження вірно лише за умови, що всі параметри математичної моделі точно відомі. На практиці забезпечити виконання цієї умови неможливо, тому актуальною є задача оцінювання чутливості алгоритму функціонування інтегрованої НС до неточності задання параметрів математичної моделі системи.

Отримані вирази оцінки зниження точності i -го компонента вектора стану дозволили побудувати графіки відносного погіршення точності оцінювання елементів вектора стану в залежності від неточності задання параметрів математичної моделі. На рис. 2 представлено графік відносного погіршення точності оцінювання дрейфу гіроскопа $\omega_{др}$ в залежності від неточності задання інтенсивності шуму W_2 в моделі дрейфу гіроскопа $q_{\omega_{др}}$. Графіки відносного погіршення точності оцінювання інших елементів вектора стану мають аналогічний характер та чисельні показники.

Як показав аналіз, алгоритм оцінювання елементів вектора стану, найважливіших з точки зору вирішення навігаційної задачі як в штатному, так і в нештатному режимах функціонування, не є чут-

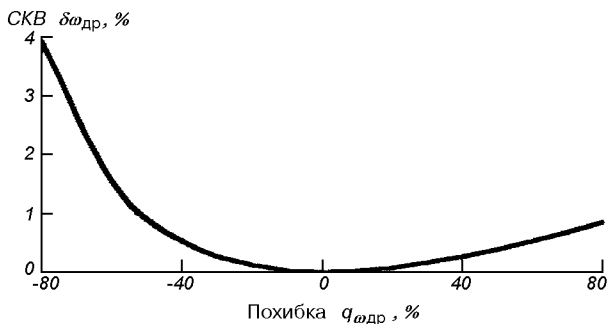


Рис. 2. Залежність відносної похибки оцінювання $\omega_{др}$ від відносної похибки $q_{\omega_{др}}$

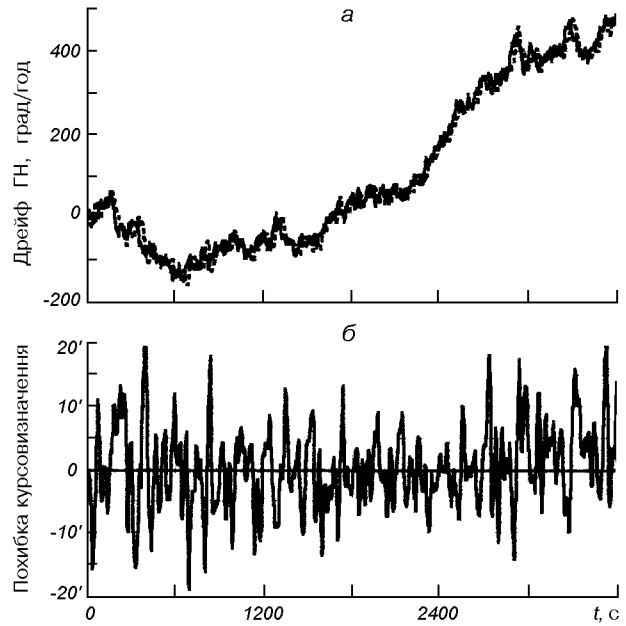


Рис. 3. а — дійсний дрейф ГН (сувільна крива) та його оцінка (пунктир), б — похибка курсовизначення інтегрованої НС

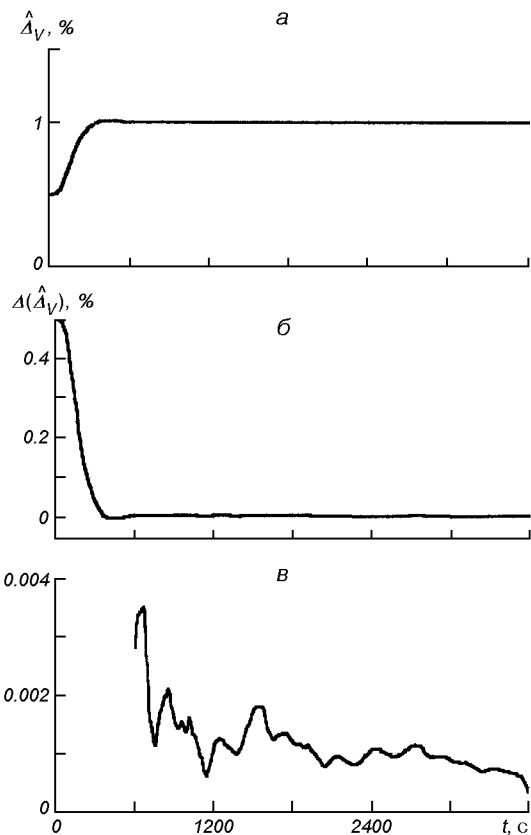


Рис. 4. Оцінка похибки масштабного фактора МДШ (а) та помилка оцінки похибки масштабного фактора МДШ (б, в)

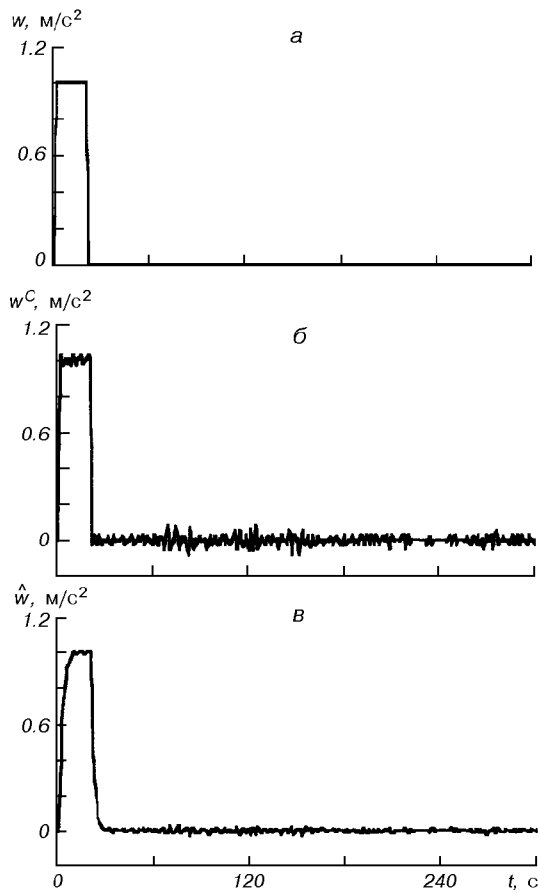


Рис. 5. Прискорення об'єкта: *a* — тестове; *б* — визначене за даними з АК СНС, *в* — оцінка прискорення об'єкта

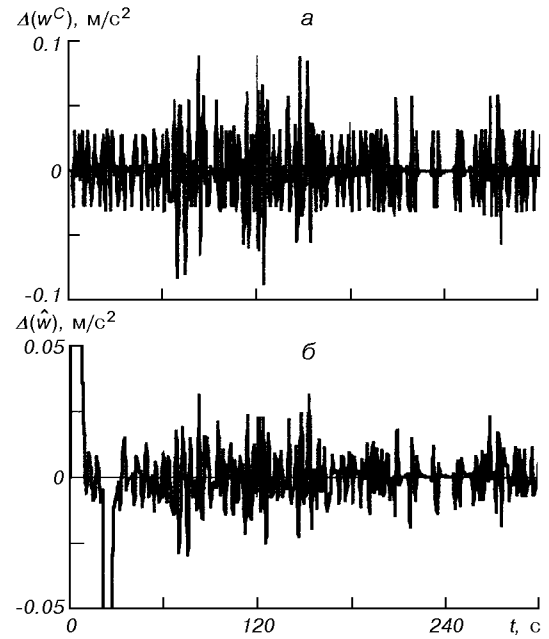


Рис. 6. *a* — похибка визначення прискорення об'єкта за даними з АК СНС, *б* — похибка оцінки прискорення у ФК

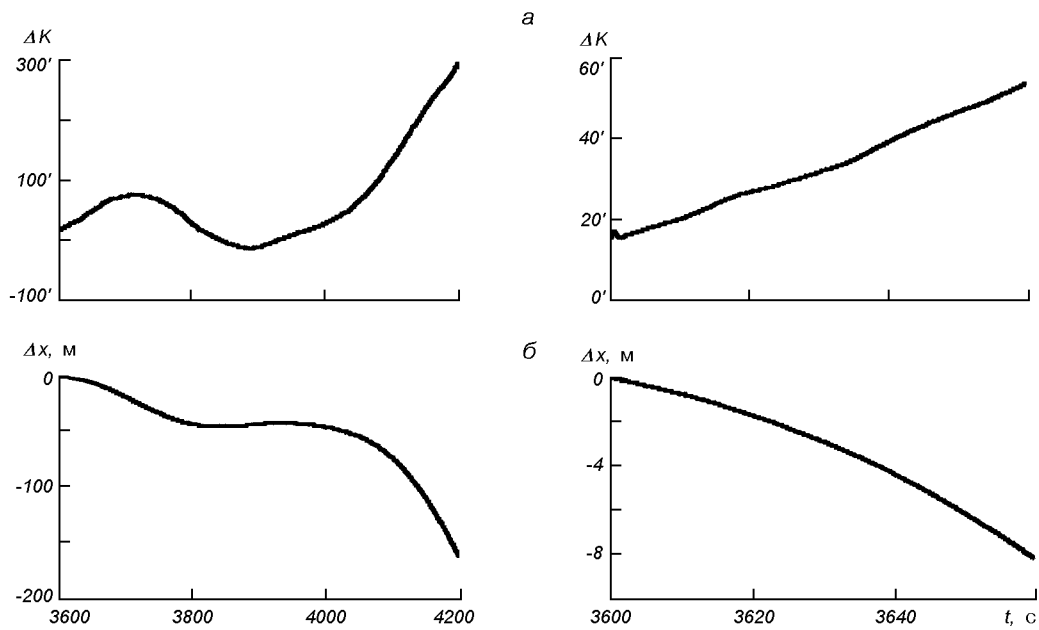


Рис. 7. Похибка курсовизначення (*a*) та визначення координат (*б*) інтегрованої НС в нештатному режимі

ливим відносно неточності задання параметрів математичної моделі, що істотно підвищує точність та надійність навігаційних визначень, що отримуються за допомогою інтегрованої навігаційної системи.

Для проведення комп'ютерного моделювання був розроблений пакет прикладних програм, що складається з модуля, написаного на мові «Pascal», а також програм, створених у пакетах «Matlab 2001» та «Mathcad 2000 Professional».

Моделювання роботи інтегрованої НС здійснювалося як напівнатурне: на ЕОМ моделювалася робота гіроскопа напрямку, механічного датчика швидкості, маятникового датчика кута та обчислювального блока одометричної навігаційної системи, а за навігаційні виміри АК СНС використовувалися реальні дані 14-канального інтегрованого GPS/ГЛОНАСС приймача СН-3003 «Базальт», встановленого на нерухомій основі з точно відомими координатами. При цьому дані про широту, довготу та швидкість об'єкта (за виключенням точно відомих значень координат і швидкості) використовувалися як похибки визначення координат та швидкості об'єкта приймачем сигналів СНС.

Середні квадратичні відхилення визначення швидкості, широти та довготи склали:

$$\sigma_v = 0.05 \text{ м/с}; \quad \sigma_\varphi = \sigma_\lambda = 2 \text{ м.}$$

При напівнатурному моделюванні використовувалися такі чисельні параметри ОНС, до складу якої входять ГН, МДШ та МДК: похибка масштабного фактора МДШ $\Delta_v = 0.01$; середнє квадратичне відхилення (СКВ) похибки визначення кута тангажу σ_θ та крену σ_γ МДК $\sigma_\theta = \sigma_\gamma = 2 \cdot 10^{-3}$ рад; характер зміни випадкового дрейфу ГН показано на рис. 3.

При моделюванні передбачалося, що координати початкової точки руху рівні $\varphi_0 = 50^\circ$ пн. ш., $\lambda_0 = 30^\circ$ сх. д. Моделі курсу K , кутів тангажу θ і крену γ прискорення w і швидкості V задавалися як відомі функції часу:

$$K = 45^\circ; \quad \theta = \gamma = 0^\circ;$$

$$w = \begin{cases} 1 \text{ м/с}^2 & 0 \leq t \leq 20 \text{ с,} \\ 0, & t > 20 \text{ с,} \end{cases}$$

$$V = \begin{cases} 1t & 0 \leq t \leq 20 \text{ с,} \\ 20 \text{ м/с,} & t > 20 \text{ с.} \end{cases}$$

Наведемо результати моделювання штатного режиму роботи інтегрованої НС, при якому здійснюється оцінювання та врахування похибок одометричної навігаційної системи (рис. 3—8).

На рис. 3 подані графіки дійсного дрейфу ГН та його оцінки (оцінка зображена пунктиром). Помилка оцінки похибки курсопоказу ГН буде похиб-

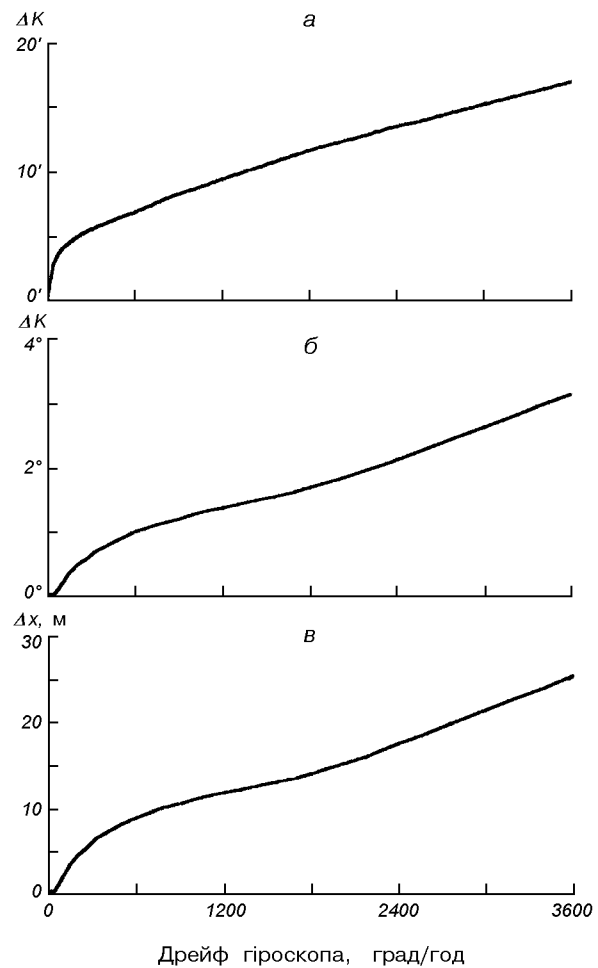


Рис. 8. *a* — похибка курсовизначення модифікацій інтегрованої НС у штатному режимі, *б, в* — похибка курсовизначення та визначення координат в нештатному режимі

кою курсовизначення інтегрованої навігаційної системи (рис. 3, *б*).

Таким чином, СКВ похибки курсовизначення інтегрованої навігаційної системи склало $6.541'$ (рис. 3, *б*).

На рис. 4, *a* приводиться оцінка похибки масштабного фактора МДШ, а на рис. 4, *б, в* — помилка оцінки похибки масштабного фактора МДШ. Видно, що вже через 12 хв після початку руху помилка оцінки похибки масштабного фактора одометра не перевищує 0.002% при номінальній величині похибки масштабного фактора 1% .

Проаналізуємо якість оцінювання лінійного прискорення (рис. 5, 6). Відзначимо, що СКВ помилки обчислення прискорення за даними з АК СНС склало 0.019 м/с^2 , а СКВ помилки оцінки прискорення у фільтрі Калмана склало 0.01 м/с^2 .

Проаналізуємо роботу інтегрованої НС у нештатному режимі. Будемо вважати, що в момент часу $t = 3660$ с стався зрив прийому сигналів СНС, що стало підставою для переведення системи в нештатний режим, при якому інформація про навігаційні параметри руху об'єкта надходить із блока обчислювача ОНС. Наведемо результати моделювання нештатного режиму інтегрованої НС на короткому (60 с) та довгому (600 с) відрізках часу (рис. 7).

З метою узагальнення результатів досліджень було проведено напівнатурне моделювання інтегрованої НС, побудованої на різних по точності гіроскопах напрямку (рис. 8). За відрізок часу роботи системи в нештатному режимі був обраний інтервал, рівний 60 с. Видно, що у штатному режимі похибка визначення поточних координат об'єкта зберігається на рівні похибки використovanого в інтегрованій НС приймача СНС СН-3103, а похибка курсовизначення не перевищує кількох кутових мінут. В нештатному режимі в залежності від точності гіроскопа, що входить до складу інтегрованої НС, похибка визначення місцезнаходження складає від декількох десятків сантиметрів до 25 м, а похибка визначення кута курсу — від кількох кутових мінут до кількох градусів. Результати досліджень, які в узагальненому вигляді відображені на рис. 8, свідчать про широку сферу застосування інтегрованої НС, що включає до скла-

ду автономний блок середньої або низької точності та приймач СНС.

1. Збруцький О. В., Гогун Ю. В. Інтегрована навігаційна система рухомого наземного об'єкта // III Международная научно-техническая конференция «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование подвижных объектов»: Сб. докл. — 2001.—С. 168—173.
2. Кузнецов М. И. Танковые навигационные системы: Учеб. пособие. — М.: Воениздат, 1978.—120 с.
3. Полухин И. Системы топогеодезического обеспечения полевой артиллерии // Зарубежное военное обозрение.— 1991.—№ 8.—С. 24—28.
4. Сейдж Э., Мелс Дж. Теория оценивания и ее применение в связи и управлении / Пер. с англ. под ред. Б. Р. Левина. — М.: Связь, 1976.—496 с.

GROUND OBJECT NAVIGATION USING INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM

O. V. Zbruts'kyi, Yu. V. Gogun

The analysis of the modern state of the navigation developments showed, that the strict requirements to the ground objects navigation equipment may be realized only under condition of the different navigation sensors and systems integration into the united navigation complex. It is proposed the algorithm and block diagram of the integrated navigation system to provides for solution of the most important ground navigation problems — object heading and position determination. The results of the system functioning simulation are also shown.