

Д.В. Обідін<sup>1</sup>, Д.В. Макаrchук<sup>1</sup>, О.М. Мішуков<sup>2</sup><sup>1</sup>Кіровоградська льотна академія Національного авіаційного університету, Кропивницький<sup>2</sup>Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

## ОЦІНКА ТОЧНОСТІ ВИЗНАЧЕННЯ КООРДИНАТ ТА КУРСУ МОРСЬКОГО ОБ'ЄКТУ В УМОВАХ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ

Оцінені методичні похибки вироблення геодезичних координат, які викликані неточним урахуванням радіусів кривизни прийнятого для навігації загально-земного еліпсоїда при роботі системи числення. Показано, що такі помилки пов'язані з маневруванням об'єкта, при цьому вплив збурень на вертикаль носить короткочасний, імпульсний характер, визначена поправка курсу, яка вироблена інерційною системою або іншим курсовказівником і дорівнює різниці виміряного та обчисленого значень азимутів світл. Результати забезпечують визначення величини поправки до курсу, виробленого інерційною системою на еліпсоїді. Проведена оцінка точності визначення курсу морського об'єкта в умовах невизначеності. Встановлено, що при значеннях кутів гіростабілізації гіроплатформи відносно своїх осей у межах однієї секунди величина похибки у визначенні курсу не перевищує чотирьох секунд, що краще за сучасні аналоги.

**Ключові слова:** координати морського об'єкта, курс руху, невизначеність, модель загально-земного еліпсоїда.

## Вступ

**Постановка проблеми.** Для визначення геодезичних координат об'єкта на загально-земному еліпсоїді шляхом розрахунку або за допомогою інерціальних систем необхідно урахування відхилень виска для цього еліпсоїда, що забезпечує побудову площини горизонту, дотичної до цієї фігури, а також використання радіусів кривизни еліпсоїда для формування масштабних множників при інтегруванні складових швидкості або прискорення [1–4].

Неврахування відхилень виска призводить до похибок системи розрахунку, викликаними неточним визначенням швидкості та курсу в горизонтальній площині [2–3].

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** Інтерпретація невідомих параметрів моделі загально-земного еліпсоїда як випадкових величин, як правило, має умовний характер. Розглянутий підхід є не більше ніж один з прийомів оцінювання, що зводить задачу адаптивної обробки до задачі оптимальної фільтрації [5–8]. Більш того, ефективність побудованої на цій основі адаптивної процедури, виявляється, істотно залежить від ступеня впливу виду й параметрів щільності сигналу навігаційної інформації на результат оцінювання вектора морського об'єкта [9–11].

**Мета статті** – розробка порядку оцінки точності визначення координат та курсу морського об'єкта в умовах невизначеності.

## Виклад основного матеріалу

Оцінку точності визначення координат морського об'єкта в умовах невизначеності проведемо наступним чином. Оцінимо методичні похибки ви-

роблення геодезичних координат, викликані неточним урахуванням радіусів кривизни прийнятого для навігації загально-земного еліпсоїда при роботі системи числення. Для цих похибок після лінеаризації та знехтування членами порядку  $\epsilon^2 \Delta M$ ,  $\epsilon^2 \Delta N$  маємо:

$$\begin{cases} \Delta\varphi(t) = -\int_0^t \frac{\Delta M v_N}{R^2} dt; \\ \Delta\lambda(t) = -\int_0^t \frac{v_E}{\cos\varphi} \left( \frac{\Delta N}{R} \right) dt, \end{cases} \quad (1)$$

де  $\Delta M$ ,  $\Delta N$  – похибки обчислення радіусів кривизни, що включають помилку визначення вертикальної координати об'єкта. Головні радіуси кривизни, що підлягають обчисленню для використання в алгоритмі розрахунку координат, відповідають рівнянням [11]:

$$\begin{cases} M = \frac{a(1-e^2)}{\sqrt{(1-e^2 \sin^2 \varphi)^3}}; \\ N = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 \varphi}}. \end{cases} \quad (2)$$

Величини  $\delta v_N = \Delta M v_N / R$  і  $\delta v_E = \Delta N v_E / R$  зручно трактувати як еквівалентні помилки визначення швидкості. У цьому випадку  $\Delta M / R$  і  $\Delta N / R$  мають сенс відносної помилки визначення швидкості, яка для кращих датчиків швидкості знаходиться на рівні  $10^{-2} \dots 10^{-3}$ . Зрозуміло, що на цю характеристику слід орієнтуватися при виборі допустимих значень  $\Delta M$  і  $\Delta N$  [12–13]. Оцінимо методичну похи-

бк у при виборі оцінок для радіусів кривизни  $M$  і  $N$  величини

$$\bar{M} = \bar{N} = \sqrt{ab}, \quad (3)$$

де  $a$  і  $b$  – величини півосей земного еліпсоїда.

Тоді маємо:

$$\frac{\Delta M}{R} \approx \frac{\alpha}{2} + \frac{3}{2} e^2 \sin^2 \varphi - e^2; \quad \frac{\Delta N}{R} \approx \frac{\alpha}{2} + \frac{1}{2} e^2 \sin^2 \varphi.$$

Більш точну оцінку для радіусів кривизни, яка не потребує обчислення кореня в (2), отримаємо, розклавши їх вираз у ряд за степенями  $e^2 \cos^2 \varphi$  з утриманням члена першого степеня [5]. При цьому

$$\begin{cases} \bar{M} = C \left( 1 - \frac{3}{2} e^2 \cos^2 \varphi \right); \\ \bar{N} = C \left( 1 - \frac{1}{2} e^2 \cos^2 \varphi \right), \end{cases} \quad (4)$$

де  $C$  – полярний радіус кривизни; а  $e^2 = (a^2 - b^2)/b^2$ . Отримаємо, використовуючи для оцінки найближчий з відкинутих членів,  $\Delta M/R = 0,9 \cdot 10^{-4}$  і  $\Delta N/R = 0,2 \cdot 10^{-4}$ . Бачимо, що створення прецизійних систем зчислення вимагає застосування для розрахунку радіусів кривизни залежностей (4). При роботі в широтах вище  $85^\circ$  ці співвідношення доцільно спростити, прийнявши  $\bar{M} = \bar{N} = C$ , допустивши відносну методичну похибку менше  $(0,5 \dots 0,2) \cdot 10^{-4}$ . Оцінимо вплив похибок в розрахунку радіусів кривизни еліпсоїда на помилки інерціальної системи. Похибки інерціальної системи встановлюють вплив помилки вертикальної координати об'єкта  $\Delta h$  тільки на похибки інерційної вертикалі.

У ролі  $\Delta h$  виступають помилки обчислення радіусів кривизни, прийнятий розгляд дозволяє вважати інші джерела похибок інерціальної системи відсутніми. Використовуючи наближену рівність  $\dot{\Delta h} \approx 0$ , яка передбачає повільність зміни похибок обчислення радіусів кривизни порівняно з динамікою контуру побудови вертикалі для даного випадку знаходимо:

$$\begin{cases} \dot{\alpha}_x = \frac{\Delta v_N}{R} - \frac{\Delta h v_N^2}{R^2}; \\ \dot{\alpha}_y = \frac{\Delta v_E}{R} - \frac{\Delta h v_E^2}{R^2}; \\ \Delta \dot{v}_N = \tilde{g} \alpha_x + \Delta h \left[ \frac{\dot{h} v_N}{R^2} - \frac{v_E^2}{R^2} \tan \varphi \right]; \\ \Delta \dot{v}_E = -\tilde{g} \alpha_y + \Delta h \left[ \frac{\dot{h} v_E}{R^2} - \frac{v_N v_E}{R^2} \tan \varphi \right]. \end{cases} \quad (5)$$

Рівняння (5) зручно переписати у вигляді:

$$\begin{cases} \ddot{\alpha}_x + \omega_{\text{ш}}^2 \alpha_x = \Delta h \left[ -\frac{\dot{v}_N}{R^2} + \frac{\dot{h} v_N}{R^3} \right] - \frac{\Delta h v_E^2}{R^3} \tan \varphi; \\ \ddot{\alpha}_y + \omega_{\text{ш}}^2 \alpha_y = \Delta h \left[ -\frac{\dot{v}_E}{R^2} + \frac{\dot{h} v_E}{R^3} \right] - \frac{\Delta h v_N v_E}{R^3} \tan \varphi. \end{cases} \quad (6)$$

Помилки інерціальної вертикалі, викликані похибкою визначення радіусів кривизни, розділяють на дві групи відповідно до двох доданків у правій частині рівнянь (6). Перша група пов'язана з маневруванням об'єкту, при цьому вплив збурень на вертикаль носить короточасний, імпульсний характер.

Друга група характеризується повільно змінними збуреннями і цікава з точки зору виникнення систематичних похибок вертикалі. Дійсно, вважаючи  $\dot{\Delta h} = 0$ ;  $\dot{v}_N \dot{v}_E = 0$  і з огляду на демпфірування шулеровських коливань, для сталих помилок вертикалі з формули (6) отримаємо:

$$\begin{cases} \bar{\alpha}_x = -\frac{\Delta h v_E^2}{\tilde{g} R^2} \tan \varphi; \\ \bar{\alpha}_y = -\frac{\Delta h v_N v_E}{\tilde{g} R^2} \tan \varphi. \end{cases} \quad (7)$$

При  $v = (10 \dots 20)$  м/с значення цих помилок невелике навіть при сферичній апроксимації фігури Землі, коли  $\Delta h \approx e^2 R$ . Розрахунки дають для  $\bar{\alpha}_x$ ,  $\bar{\alpha}_y$  значення порядку  $0,5''$  і менше навіть на широті  $89^\circ$ .

Значно інтенсивніше проявляються похибки визначення радіусів кривизни на маневрі.

Припускаючи, що на інтервалі  $T$  об'єкт рухається рівноприскорено, і нехтуючи збуреннями другої групи, з рівнянь (6) легко отримати:

$$\alpha(T) = \frac{\Delta h \dot{v}}{\tilde{g} R} [1 - \cos(\omega_{\text{ш}} t)], \quad \text{при } 0 \leq t \leq T; \quad (8)$$

$$\alpha(T) = 2 \frac{\Delta h \dot{v}}{\tilde{g} R} \sin\left(\frac{\omega_{\text{ш}} t}{2}\right) \sin \omega_{\text{ш}} \left(t - \frac{T}{2}\right), \quad (9)$$

при  $t > T$ .

Рівність (9) характеризує вільне рішення рівняння початковими умовами  $\alpha(T)$  і  $\dot{\alpha}(T)$ , визначеними з рівності (8).

Прийmemo для оцінки помилки вертикалі, яка виникла через похибки визначення радіусів кривизни, значення амплітуди коливання (9). При нерівності, яка зазвичай має місце  $\omega_{\text{ш}} T \leq 1$  отримаємо

$\alpha(t) \leq \Delta h \frac{\delta v \omega_{\text{ш}}}{\tilde{g} R}$ , де  $\delta v$  – зміна швидкості на маневрі. При  $\delta v$  близько  $(10 \dots 20)$  м/с знаходимо для  $\alpha$  оцінку в кутових секундах:

$$\alpha(t) \leq (250 - 500) \frac{\Delta h}{R}.$$

Бачимо, що використання моделі сферичної Землі призводить до похибки вертикалі близько  $(2...3)''$ , але вже наближення (4) знижує цю похибку до рівня менш  $0,1''$ .

Таким чином, прецизійна система розрахунку та формул інерційної вертикалі (в інтересах зниження похибки, яка виникає на маневрі) повинні використовувати оцінку радіусів кривизни з похибкою близько  $10^{-4}R$  (тобто близько 600 м). З цією метою можна використовувати спеціальні наближення (4), а в широтах вище  $85^\circ$  – вибір за  $M$  і  $N$  полярного радіуса кривизни  $C$ .

Оцінка точності визначення курсу морського об'єкту в умовах невизначеності.

Поправка  $\Delta K$  курсу, виробленого інерційною системою або іншим курсовказівником, є різницею виміряного  $A_{\text{вим}}$  і обчисленого  $A_{\text{обч}}$  азимутів світила [14]:

$$\Delta K = A_{\text{вим}} - A_{\text{обч}}, \quad (10)$$

причому  $A_{\text{вим}} = K_{\text{вим}} - q_{\text{вим}}$ , де  $K_{\text{вим}}$  – коректовані значення курсу об'єкта;  $q_{\text{вим}}$  – вимірний астрономічною системою курсовий кут світила.

Розгляд цього завдання пов'язане з тим, що екваторіальні координати світила задаються на небесній сфері, тоді як координати об'єкта, необхідні для обчислення  $A_{\text{обч}}$ , відомі відносно загально-земного еліпсоїда,  $K_{\text{вим}}$  і  $q_{\text{вим}}$  визначаються в площині, дотичній до цього еліпсоїда.

Зв'яжемо з об'єктом (точка  $B$  на рис. 1) географічну систему координат  $x, y, z$ . Азимут світила, що підлягає обчисленню є кут між віссю  $y$  та лінією перетину горизонтальної площини з площиною вертикала світила.

Введемо допоміжну небесну сферу одиничного радіуса, дотичну до еліпсоїда в точці  $B$ , вісь світу якої паралельна осі обертання загально-земного еліпсоїда. Зрозуміло, що для геоцентричних координат  $\varphi_{\text{ц}}$ ,  $\lambda_{\text{ц}}$  точки  $B$  при такій побудові небесної сфери виконуються рівності

$$\varphi_{\text{ц}} = \varphi; \lambda_{\text{ц}} = \lambda, \quad (11)$$

де  $\varphi, \lambda$  – координати точки  $B$  відносно загально-земного еліпсоїда (геодезичні координати).

Точка  $S$  на небесній сфері, що задає положення світила, визначає сферичний трикутник  $BP_N S$  (рис. 2), кут при вершині  $B$  дорівнює шуканому азимуту  $A$ . Це впливає із збігу осі  $Z$  і зовнішньої нормалі  $Z_{\text{ц}}$  до небесної сфери в точці  $Q$  і паралельності лінії візування  $BS$  на рис. 1 і прямій:  $O_1 S$  на рис. 2. При цьому використовується припущення про нескінченність віддаленості світила.

Визначення  $A_{\text{обч}}$ , необхідне для обчислення поправки, зводиться, таким чином, до вирішення

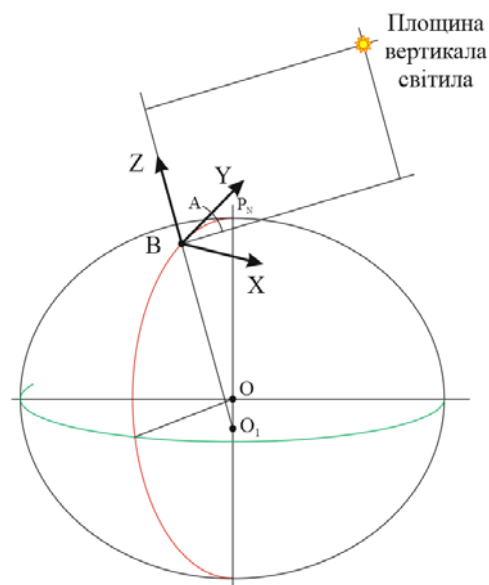


Рис. 1. До визначення азимуту світила на еліпсоїді

сферичного трикутника  $BP_N S$  зі сторонами  $BP_N = 90^\circ - \varphi$ ,  $P_N S = 90^\circ - \delta$  і місцевим часовим кутом  $t$  світила при вершині  $P_N$  і рівним  $t = S_{\text{гр}} + \lambda - \alpha$ , де  $\alpha$  і  $\delta$  – пряме сходження і схилення світила;  $S_{\text{гр}}$  – час Гринвіча;  $\varphi, \lambda$  – геодезичні координати об'єкта [5].

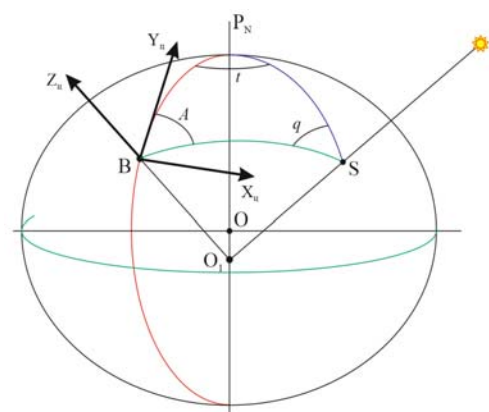


Рис. 2. Допоміжна небесна сфера

Зауважимо, що це правило обчислення азимуту  $A$  світила, що використовує рівності (11), передбачає збіг напрямку осі світу та осі обертання загально-земного еліпсоїда.

При завданні земного еліпсоїда обмовляється відмінна від нуля матриця малих кутів повороту осей системи координат  $\tilde{\xi}_e \tilde{\eta}_e \tilde{\zeta}_e$ , зв'язаної із загально-земним еліпсоїдом, відносно системи  $\tilde{\xi} \tilde{\eta} \tilde{\zeta}$ , зв'язаної з небесною сферою, виду:

$$A_{\xi_e \xi} = \begin{pmatrix} 1 & \delta_\zeta & -\delta_\eta \\ -\delta_\zeta & 1 & \delta_\xi \\ \delta_\eta & -\delta_\xi & 1 \end{pmatrix}, \quad (12)$$

де сторона  $P_N S$  і кут при вершині  $P_N$  трикутника  $BP_N S$  повинні включати малі поправки. Дійсно, прямокутні координати світила в системі координат  $\tilde{\xi}\tilde{\eta}\tilde{\zeta}$  задаються проекціями одиничного вектора напрямку на світило на осі цієї системи:

$$S = \begin{pmatrix} \sin t_{rp} \cos \delta \\ \sin \delta \\ \cos t_{rp} \cos \delta \end{pmatrix} \quad (13)$$

і перетворюються з використанням (12) в системі  $\tilde{\xi}_e \tilde{\eta}_e \tilde{\zeta}_e$  до виду:

$$S_e = \begin{pmatrix} \sin \bar{t}_{rp} \cos \bar{\delta} \\ \sin \bar{\delta} \\ \cos \bar{t}_{rp} \cos \bar{\delta} \end{pmatrix}, \quad (14)$$

де  $\bar{t}_{rp}$  і  $\bar{\delta}$  – “екваторіальні” координати світила в системі  $\tilde{\xi}_e \tilde{\eta}_e \tilde{\zeta}_e$ , отримаємо після розкладання (14) у ряд Тейлора відносно точки  $t_{rp}$ ,  $\delta$ :

$$S_e = \begin{pmatrix} \cos \delta (\sin t_{rp} + \Delta t \cos t_{rp}) - \Delta \delta \sin t_{rp} \sin \delta \\ \sin \delta + \Delta \delta \cos \delta \\ \cos \delta (\cos t_{rp} - \Delta t \sin t_{rp}) - \Delta \delta \cos t_{rp} \sin \delta \end{pmatrix}. \quad (15)$$

Прирівнявши за елементами (14) і (15), знайдемо для поправок в екваторіальні координати:

$$\begin{cases} \Delta \delta = \delta_e - \delta = -\delta_\zeta \sin t_{rp} + \delta_\xi \cos t_{rp}; \\ \Delta t = -\delta_\eta + (\delta_\zeta \cos t_{rp} + \delta_\xi \sin t_{rp}) \tan \delta. \end{cases} \quad (16)$$

Із трикутника  $BP_N S$  маємо [2–3]:

$$\operatorname{ctg} A_e = \frac{\cos \varphi \tan \delta_e - \sin \varphi \operatorname{ctg} t_e}{\sin t_e}. \quad (17)$$

Розклавши (17) в ряд Тейлора щодо точки  $\delta$ ,  $t$  і використовуючи паралактичний кут  $q$  (рис. 2),

$$\Delta A = -\frac{\Delta t \cos \delta \cos q + \Delta \delta \sin q}{\cosh}. \quad (18)$$

Підставивши сюди (16), знайдемо значення  $\Delta A = A_e - A$  і отримаємо наступний вираз:

$$\Delta A = -\frac{1}{\cosh} \times \begin{bmatrix} \delta_\eta \cos \delta \cos q + \\ + \delta_\zeta (\cos t \cos q \sin \delta - \sin t \sin q) + \\ + \delta_\xi (\sin t \cos q \sin \delta - \cos t \sin q) \end{bmatrix}, \quad (19)$$

що представляє собою поправку до величини азимута  $A$ , визначеного з трикутника  $BP_N S$  за формулою, подібною до (18). При значеннях кутів  $\omega_\xi$ ,  $\omega_\eta$ ,  $\omega_\zeta$  порядку 1" для світил висотою  $h = 45^\circ$  можлива величина поправки має рівень 4".

Визначимо прямокутні координати  $\tilde{\xi}_B \tilde{\eta}_B \tilde{\zeta}_B$  точки  $B$ , заданої геодезичними координатами  $\varphi$ ,  $\lambda$ ,  $h$ .

Для визначення матриці  $A_{x\tilde{\xi}} = A_{\tilde{\xi}x}^T$  визначимо напрямні косинуси, які задають кутове положення географічної системи координат  $x, y, z$  відносно системи координат  $\tilde{\xi}\tilde{\eta}\tilde{\zeta}$ . Маємо:

$$A_{x\tilde{\xi}} = \begin{pmatrix} \cos \lambda & 0 & -\sin \lambda \\ -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi & -\sin \varphi \cos \lambda \\ \cos \varphi \sin \lambda & \sin \varphi & \cos \varphi \cos \lambda \end{pmatrix}. \quad (20)$$

Маючи в своєму розпорядженні рівняння (20), знайдемо прямокутні координати супутника  $x_c, y_c, z_c$  в системі координат  $x, y, z$ , маючи на увазі одночасне “перенесення” початку системи координат  $x, y, z$  з центру еліпсоїда в точку  $B$  і поворот осей, що залежить від кутів  $\varphi$  і  $\lambda$ .

Отримаємо:

$$\begin{pmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{pmatrix} = A_{x\tilde{\xi}} \begin{pmatrix} \tilde{\xi}_c - \tilde{\xi}_B \\ \tilde{\eta}_c - \tilde{\eta}_B \\ \tilde{\zeta}_c - \tilde{\zeta}_B \end{pmatrix}.$$

Зрозуміло, що для азимута супутника справедливий вираз:

$$\tan A = \frac{x_c}{y_c}. \quad (21)$$

Азимут, обчислений за формулою (21), виступає за  $A_{\text{обч}}$  у виразі (10), забезпечуючи визначення величини поправки до курсу, виробленого інерційною системою на еліпсоїді.

## Висновки

Оцінені методичні похибки вироблення геодезичних координат, викликані неточним урахуванням радіусів кривизни загально-земного еліпсоїда. Встановлено, що помилки інерціальної вертикалі, викликані похибкою визначення радіусів кривизни, пов'язані з маневруванням об'єкта та повільно змінними збуреннями.

Проведена оцінка точності визначення курсу морського об'єкту в умовах невизначеності.

Встановлено, що при значеннях кутів гіростабілізації гіроплатформи відносно своїх осей  $\xi$ ,  $\eta$ ,  $\zeta$  у межах 1" величина похибки у визначенні курсу не перевищує 4", що на (7...8)% краще сучасних аналогів.

## Список літератури

1. К вопросу построения автоматизированной системы мониторинга параметров высокоточного навигационного поля / В.В. Каретников, И.В. Пашенко, А.И. Соколов, И.Г. Кузнецов // *Морская радиоэлектроника*. – 2015. – № 2(52). – С. 24-27.
2. Соловьев И. *Морская радиоэлектроника* / И. Соловьев. – Санкт-Петербург: Политехника, 2003. – 185 с.
3. Rogers R.M. *Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems* / R.M. Rogers // *AIAA Educational Series*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, Reston, VA. – 2003.
4. Grewal M.S. *Global Positioning Systems, Inertial navigation and integration* / M.S. Grewal, L.R. Weill, A.P. Andrews, Wiley, New York. – 2007. – 416 p.
5. Алешин Б.С., Веремеенко К.К. *Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии* / Б.С. Алешин, К.К. Веремеенко. – М.: Наука, 2006. – 424 с.
6. Герасимов С.В. Measures of efficiency of dimensional control under technical state designation of radio-technical facilities / С. Герасимов, Ю. Шапран, М. Стахова // *Системи обробки інформації*. – 2018. – № 1(152). – С. 148-154. – <https://doi.org/10.30748/soi.2018.152.21>.
7. Герасимов С.В. Розробка та дослідження методу розрахунку достовірності вимірювального контролю параметрів радіотехнічних систем морського транспорту / С.В. Герасимов, Ю.Є. Шапран, В.В. Кірвас // *Системи озброєння і військова техніка*. – 2017. – № 4(52). – С. 5-10.
8. Басов В.Г. Измерительные сигналы и функциональные устройства их обработки / В.Г. Басов. – Минск: БГУИР, 2013. – 119 с.
9. Friedman N. *The Naval Institute Guide to World Naval Weapon System* / N. Friedman. – Naval Institute Press, 2006. – 858 p.
10. Страхов А.Ф. Автоматизированные измерительные комплексы / А.Ф. Страхов. – М.: Энергоиздат, 1990. – 216 с.
11. Admiralty list of radio signals Global maritime distress and safety system. Vol 5. NP 285. – GMDSS., 2000. – 338 p.
12. Theoretical basic concepts for formation of the criteria for measurement signals synthesis optimality for control of complex radio engineering systems technical status / А.Ю. Браславська, С.В. Герасимов, Г.М. Зубрицький, О.І. Тимочко, О.О. Тимочко // *Системи обробки інформації*. – 2017. – № 5(151). – С. 151-157. <https://doi.org/10.30748/soi.2017.151.20>
13. Qriffsiths B.E. Optimal control of jump-linear gaussian systems / B.E. Qriffsiths, K.A. Loparo // *Int. J. of control*. – 1985. – N. 4(42). – P. 791-819.
14. Герасимов С.В. Методика обґрунтування номенклатури параметрів контролю радіотехнічних систем і призначення їх допустимих відхилень / С.В. Герасимов, В.В. Грідіна // *Системи обробки інформації*. – 2018. – № 2(153). – С. 159-164. <https://doi.org/10.30748/soi.2018.153.20>.

## References

1. Karetnikov, V.V., Pashchenko, I.V., Sokolov, A.I. and Kuznetsov, I.G. (2015), "K voprosu postroyeniya avtomatizirovannoy sistemy monitoringa parametrov vysokotochnogo navigatsionnogo polya", [To the question of constructing an automated system for monitoring the parameters of a high-accuracy navigation field], *Marine Radio Electronics*, No. 2(52), pp. 24-27.
2. Solov'ev, I. (2003), "*Morskaya radioelektronika*" [*Marine Radio Electronics*], Politehnika, Sankt-Peterburg, 185 p.
3. Rogers, R.M. (2003), *Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems*, *AIAA Educational Series*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, Reston, VA.
4. Grewal, M.S., Weill, L.R. and Andrews, A.P. (2007), *Global Positioning Systems, Inertial navigation and integration*, Wiley, New York, 416 p.
5. Aleshin, B.S. and Veremeenko, K.K. (2006), "Oriyentatsiya i navigatsiya podvizhnykh obyektoy: sovremennyye informatsionnyye tekhnologii" [Orientation and navigation of mobile objects: modern information technologies], Science, Moscow, 424 p.
6. Herasimov, S., Shapran, Yu. and Stakhova, M. (2018), Measures of efficiency of dimensional control under technical state designation of radio-technical facilities, *Information processing systems*, No. 1(152), pp. 148-154. <https://doi.org/10.30748/soi.2018.152.21>.
7. Herasimov, S., Shapran, Yu. and Kirvas, V. (2017), "Rozrobka ta doslidzhennya metodu rozrahunku dostovirnosti vimiryuvalnogo kontrolyu parametrov radiotekhnichnih sistem mors'kogo transportu" [Development and research of the method of calculating the reliability of the measurement control parameters of radio engineering systems of maritime transport], *Systems of Arms and Military Equipment*, No. 4 (52), pp. 5-10.
8. Basov, V.G., (2013), "Izmeritel'nye signaly i funktsional'nye ustroystva ix obrabotki" [Measuring calls and functional units of their treatment], BGUIR, Minsk, 119 p.
9. Friedman, N. (2006), *The Naval Institute Guide to World Naval Weapon System*, Naval Institute Press, 858 p.
10. Strakhov, A.F. (1990), "Avtomatizirovannyye yzmeritelnyye komplekсы" [Automated measuring complexes], Énergoizdat, Moscow, 216 p.
11. (2000), *Admiralty list of radio signals Global maritime distress and safety system*, GMDSS, Vol. 5, NP 285, 338 p.
12. Bractslavska, A., Herasimov, S., Zubrytskyi, H., Tymochko, O. and Timochko, O. (2017), Theoretical basic concepts for formation of the criteria for measurement signals synthesis optimality for control of complex radio engineering systems technical status, *Information Processing Systems*, No. 5(151), pp. 151-157. <https://doi.org/10.30748/soi.2017.151.20>.
13. Qriffsiths, B.E. and Loparo, K.A. (1985), Optimal control of jump-linear gaussian systems, *Int. J. of control*, Vol. 42, No. 4, pp. 791-819.
14. Herasimov, S. and Gridina, V. (2018), Method justification nomenclature control parameters of radio systems and purpose of their permissible deviations, *Information processing systems*, No. 2(153), pp. 159-164. <https://doi.org/10.30748/soi.2018.153.20>.

**Відомості про авторів:****Обідін Дмитро Володимирович**

доктор технічних наук професор  
професор Кіровоградської льотної академії  
Національного авіаційного університету,  
Кропивницький, Україна  
<https://orcid.org/0000-0002-9923-9024>

**Макарчук Дмитро Володимирович**

магістр аспірант Кіровоградської льотної академії  
Національного авіаційного університету,  
Кропивницький, Україна  
<https://orcid.org/0000-0002-4299-661>

**Мишуков Олександр Михайлович**

науковий співробітник  
Харківського національного університету  
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,  
Харків, Україна  
<https://orcid.org/0000-0001-6101-122X>

**Information about the authors:****Dmytro Obidin**

Doctor of Technical Sciences Professor  
Professor  
of State Flight Academy of Ukraine,  
Kropyvnytskyi, Ukraine  
<https://orcid.org/0000-0002-9923-9024>

**Dmytro Makarchuk**

Master Doctoral Student  
of State Flight Academy of Ukraine,  
Kropyvnytskyi, Ukraine  
<https://orcid.org/0000-0002-4299-6614>

**Olexander Mishukov**

Research Associate  
of Ivan Kozhedub Kharkiv National  
Air Force University,  
Kharkiv, Ukraine  
<https://orcid.org/0000-0001-6101-122X>

**ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ И КУРСА МОРСКОГО ОБЪЕКТА В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ**

Д.В. Обидин, Д.В. Макарчук, А.М. Мишуков

Оценены методические погрешности выработки геодезических координат, вызванные неточным учетом радиусов кривизны принятого для навигации земного эллипсоида при работе системы счисления. Показано, что такие ошибки связаны с маневрированием объекта, при этом влияние возмущений на вертикаль носит кратковременный, импульсный характер. Определена поправка курса, которая произведена инерционной системой или другим курсоуказателем и равна разности измеренного и вычисленного значений азимутов светил. Результаты обеспечивают определение величины поправки к курсу, производимого инерционной системой на эллипсоиде. Проведена оценка точности определения курса морского объекта в условиях неопределенности. Установлено, что при значениях углов гиросtabilизации гиросплатформы относительно своих осей в пределах одной секунды величина погрешности в определении курса не превышает четырех секунд, что лучше современных аналогов.

**Ключевые слова:** координаты морского объекта, курс движения, неопределенность, модель общепринятого земного эллипсоида.

**EVALUATION OF ACCURACY OF DETERMINATION OF COORDINATE AND COURSE OF MARINE OBJECT UNDER CONDITIONS OF UNCERTAINTY**

D. Obidin, D. Makarchuk, O. Mishukov

It is shown that to determine the geodetic coordinates of an object on a common terrestrial ellipsoid by calculation or by means of inertial systems, it is necessary to take into account the deviation of the plumb line for this ellipsoid. This ensures the construction of the plane of the horizon tangent to this figure, as well as the use of the radii of curvature of the ellipsoid to form scale factors when integrating the velocity or acceleration components. The purpose of the article is to develop an order of estimation of the accuracy of determining the coordinates and course of a marine object in conditions of uncertainty. Methodical errors in the development of geodetic coordinates caused by inaccurate allowance for the radii of curvature of the earth ellipsoid are estimated. It is established that the errors of the inertial vertical caused by the error in determining the radii of curvature can be divided into two groups. The first group is associated with the maneuvering of the object, while the influence of perturbations on the vertical is of a short-term, impulsive nature. The second group is characterized by slowly varying perturbations. The correction of the course, which is produced by the inertial system or another course indicator, is determined and is equal to the difference between the measured and calculated values of the azimuths of the luminaries. The results provide the determination of the magnitude of the correction to the rate produced by the inertial system on the ellipsoid. An estimation of the accuracy of determining the course of a marine object in conditions of uncertainty was made. The task of correction of the course of a marine object when working on a satellite was solved. In this case, the correction of the course of a marine object can be carried out using the rectangular coordinates from the satellite in a system associated with the generally accepted earth ellipsoid. It is substantiated that the use of the conventional model of a spherical earth leads to a significant error in the vertical. The application of the proposed results reduces this error by more than 15 times. It is established that at values of the angles of gyro-stabilization of the gyro-platform relative to its axes within one second, the error in the determination of the course does not exceed four seconds, which is better than modern analogues.

**Keywords:** the coordinates of the marine object, the course of motion, the uncertainty, the model of the generally accepted earth ellipsoid.