

УДК 629.705

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771452023296676>В. В. Мелешко¹, С. В. Тарнавский²

ОЦІНКА ВПЛИВУ ШУМІВ СЕНСОРІВ НА ТОЧНІСТЬ СИСТЕМИ ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ МІКРОСУПУТНИКА ТА МЕТОДИ ЙОГО ЗМЕНШЕННЯ

Ua

Розглядається вплив шумів сенсорів на точність визначення орієнтації мікросупутника методом TRIAD по сигналах магнітометрів і датчика Сонця. Показано, що в особливих точках орбіти, де вимірювані вектор індукції магнітного поля Землі та вектор Сонця колінеарні, шуми призводять до значних помилок визначення орієнтації супутника. Для визначення особливих точок потрібно контролювати кут між векторами індукції та Сонця за наведеною формулою. Для зменшення помилок у особливих точках доцільно застосувати фільтрацію (згладжування) сигналу або перейти до іншого методу визначення орієнтації, наприклад, інерціального за допомогою безплатформної системи орієнтації. Можливо також «заморожування» кутів у зоні особливої точки протягом кількох секунд. Це дозволяє значно зменшити помилки як визначених кутів орієнтації, так і кутових швидкостей, які обчислюються аналітично.

En

The effect of sensor noise on the accuracy of determining the orientation of a micro-satellite by the TRIAD method with the signals of magnetometers and the Sun sensor is considered. It was shown that at special points of the orbit, where the measured induction vector of the Earth's magnetic field and the Sun's vector are collinear, noises lead to significant errors in determining the orientation of the satellite. To determine special points, it is necessary to control the angle between the induction vectors and the Sun's vector according to the given formula. To reduce errors at special points, it is advisable to apply filtering (smoothing) of the signal or to switch to another method of orientation determination, for example, an inertial one using a platformless orientation system. It is also possible to "freeze" angle in the area of a special point for a few seconds. This makes it possible to significantly reduce the errors of both the determined orientation angles and angular velocities, which are calculated analytically.

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського² КПІ ім. Ігоря Сікорського

Вступ

До складу апаратури визначення орієнтації мікросупутників, як правило, входять [1] тривісний магнітометр для вимірювання вектору індукції магнітного поля Землі \vec{B} , датчик Сонця для вимірювання вектору Сонця \vec{S} , датчики кутової швидкості для вимірювання вектору абсолютної кутової швидкості і приймач супутникової навігаційної системи для вимірювання швидкості та радіуса-вектору положення супутника рухи щодо гринвіцької системи координат (*ECEF*, *WGS-84*). За допомогою цих сенсорів визначають кути Ейлера-Крилова орієнтації супутника: кут рискання, кут тангажу і кут крену, а також кутові швидкості щодо інерціальної системи координат (*ICK* або *ECI*) або орбітальної системи координат (*ОСК*).

Вказані кути орієнтації визначають по двом опорним векторам за методом *TRIAD* [1, 2]. На точність визначення опорних векторів і відповідно кутів орієнтації суттєво впливають похибки сенсорів – систематичні і випадкові (далі – шуми).

У літературі зазвичай фільтрування шумів виконують фільтром Калмана разом із вирішенням задачі орієнтації [3...7]. При цьому використовують досить складні математичні моделі руху супутника та похибок сенсорів.

Постановка задачі

У цій роботі розглянемо, як впливають шуми вимірювання на визначення параметрів орієнтації супутника та як можна зменшити цей вплив, використовуючи алгоритми для обробки сигналів сенсорів, які значно простіше згаданих вище фільтрів Калмана.

Характеристики шумів сенсорів

Для прикладу розглянемо шуми конкретних датчиків.

Шум магнітометра *HMC1001* компанії *Honeywell* може становити 5 нТл (1 сигма), шум квантування за діапазону вимірювання 2000 мкТл та розрядності вихідного АЦП – 24 може становити 12 нТл. Прийємо величину шуму 10 нТл (1 сигма). Частотний діапазон вимірів 0 – 250 Гц. Як показують записи сигналів, шуми у каналах відрізняються і можуть становити величину (1σ) 10, 35, 4 нТл у кожному каналі відповідно.

Датчик Сонця *SSOC-A60* може мати похибку до 0,5 градуса (3 сигми). Ймовірно, це гранична похибка, що містить як систематичну, так і випадкову складові. Прийємо величину шуму (1 сигма) $2e-3$ рад. (7 кут.хв.).

Датчики кутової швидкості *AgileLight-520A* (волоконно-оптичні гіроскопи) мають таку заявлену випадкову складову: *Random Walk*

$coefficient \leq 0,008 \text{ } ^\circ / \sqrt{\text{год}}$. Однак, досвід роботи із такими датчиками показує, що білий шуму складає лише невелику частині загального шуму. Частотний діапазон вимірів 200 – 500 Гц.

Найбільш достовірними є характеристики, отримані у процесі досліджень за реальними записами сигналів.

Методи фільтрації

Для зменшення впливу шуму сигнал його фільтрують, тобто очищають від шуму. На даний час існує багато різних алгоритмів фільтрації (згладжування, *smoothing*). Основними характеристиками фільтрів є рівень залишкового шуму, величина запізнення фільтрованого сигналу та ступінь складності фільтра для реалізації. Із ряду алгоритмів (наприклад, *Matlab*, *smoothing*) виберемо найвідоміші:

- просте середнє,
- ковзне середнє,
- пакетний метод найменших квадратів (МНК),
- рекурентний метод найменших квадратів,
- фільтр Калмана.

Для роботи цих фільтрів формуємо певний масив даних, який набиратимемо на інтервалі часу dt між двома послідовними кроками обчислень основного бортового алгоритму. Відліки сенсорів виконують із кроком dTk , який залежить від можливостей сенсора. Прийmemo, що частота набору даних – 100 Гц ($dTk = 0,01$ с), хоча, як видно із характеристик магнітометрів та гіроскопів, вона може бути більшою. Час набору даних $Tsr \leq dt$. Інтервал Tsr із метою зменшення запізнення сигналу необхідно вибирати наприкінці інтервалу dt . Тривалість інтервалу Tsr необхідно вибирати оптимальною, оскільки зі збільшенням Tsr , в основному, покращується згладжування, але збільшується запізнення. Прийmemo, що на невеликому інтервалі часу (не більше декілька секунд) графік зміни сигналу можна апроксимувати прямою лінією. Після обробки масиву довжиною $d = Tsr / dTk$ масив знищується, звільняючи пам'ять бортового комп'ютера. Фільтрація на вибраному інтервалі спрощує використання, за необхідності, більш складних алгоритмів фільтрації, наприклад, фільтра Калмана із зворотним ходом обчислень [8].

Приклад моделювання роботи різних фільтрів наведений на рис. 1, де показаний нормований сигнал.

На рис. 1.

- BbB_0 – ділянка ідеального (без шуму) сигналу на інтервалі 0, ..., 0,5 с (інтервал обробки основного бортового алгоритму $dt = 0,5$ с);
- BbB_1 – зашумлений сигнал,

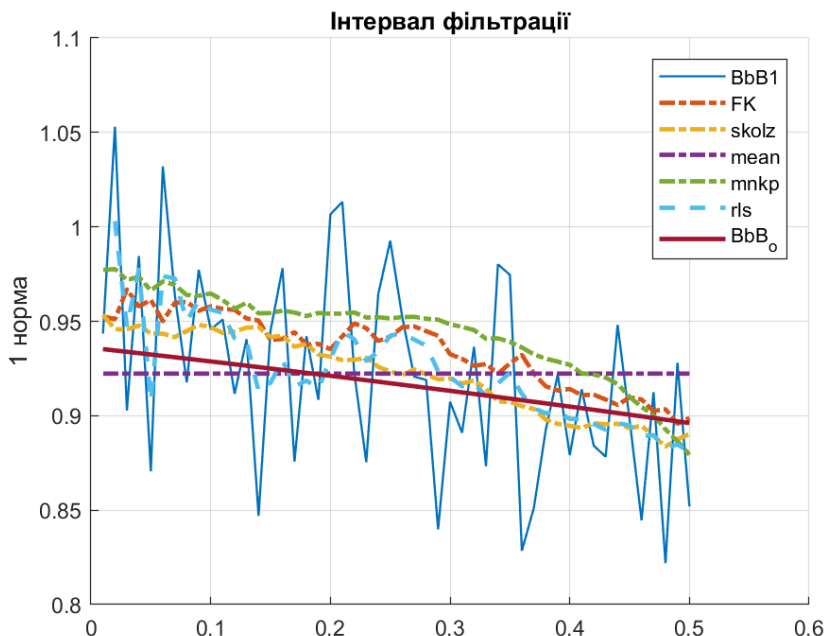


Рис. 1. Графіки сигналів у вікні фільтрації

- *FK* – вихід фільтра Калмана,
- *skolz* – вихід ковзного середнього із вікном осереднення 25 точок у разі інтервалу відліку $dTk = 0,01$ с;
- *mean* – середнє на інтервалі 50 точок,
- *mnkp* – вихід пакетного методу найменших квадратів (МНК) під час послідовного збільшення числа відліків p від 1 до 50, останній результат відповідає повному набору відліків $p = 50$;
- *rls* – вихід рекурентного (рекурсивного) МНК.

Виходячи із того, що на кінець інтервалу кращі і близькі результати показують фільтр Калмана, рекурсивний метод найменших квадратів та ковзне середнє, а найпростіше для реалізації ковзне середнє, вибираємо для осереднення (очищення, згладжування) сигналів сенсорів просте ковзне середнє (*SMA*, *simple moving average*). Воно дозволяє легко змінювати вікно осереднювання для досягнення найвищої точності як під час моделювання, так і, можливо, у робочому режимі.

Вплив шумів вимірювання сенсорів на обчислення кутів орієнтації методом ТРІАД

Розглянемо результати моделювання. На рис. 2 показано сумісний вплив шумів (1σ) магнітометрів $em = 10$ нТл, датчика Сонця $es = 2e - 3$ рад. (7 кут. хв.) та ДКШ $ew = 3e - 2$ рад/с (96 град/год) у процесі виставки та стабілізації. У нижньому вікні показані кути, визначені за методом *TRIAD* по магнітометрах та датчику Сонця. Для порівняння на верх-

ньому графіку показано результати роботи безплатформної системи орієнтації, побудованої на ДКШ.

На рис. 3 показано, як змінюється кут BS між вектором індукції МПЗ та вектором Сонця у процесі руху. Цей кут визначається із скалярного добутку між одиничними (нормованими) векторами індукції \vec{b} та вектора Сонця \vec{s} :

$$BS = a \cos(\vec{b} \cdot \vec{s}) = a \cos(b_x s_x + b_y s_y + b_z s_z),$$

де b_i та s_i – проєкції векторів на осі якоїсь вибраної системи координат.

Зазначимо, що цей кут інваріантний до вибору системи координат, у якій записані вектори індукції та Сонця.

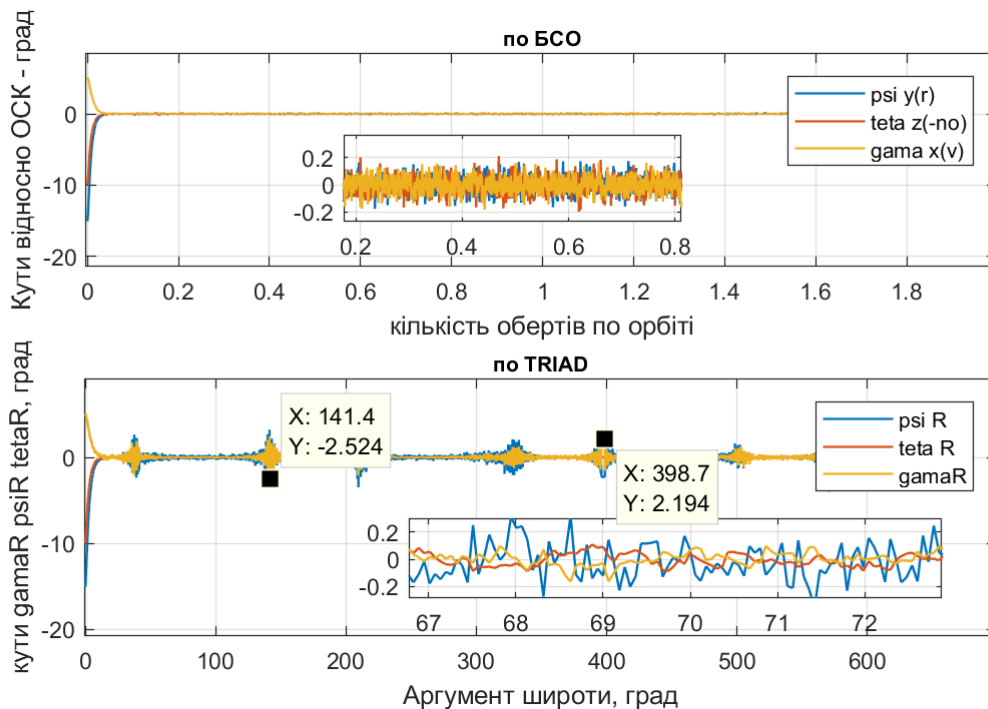


Рис. 2. Кути орієнтації за наявності шуму вимірів магнітометрів, датчика Сонця та ДКШ

Аналіз рис. 2 та рис. 3 показує, що шуми помітно впливають в особливих точках, де вектор індукції \vec{B} та вектор Сонця \vec{S} близькі до колінеарності, тобто кут між ними близький до 0 чи 180 градусів. Поза особливими точками вплив шуму незначний (дивись вставку в нижньому вікні).

Результати фільтрування сигналів сенсорів

Наведемо приклад. На рис. 4 наведені графіки кутів орієнтації у процесі їх приведення до нуля за заданих на початку параграфа шумах сенсорів.

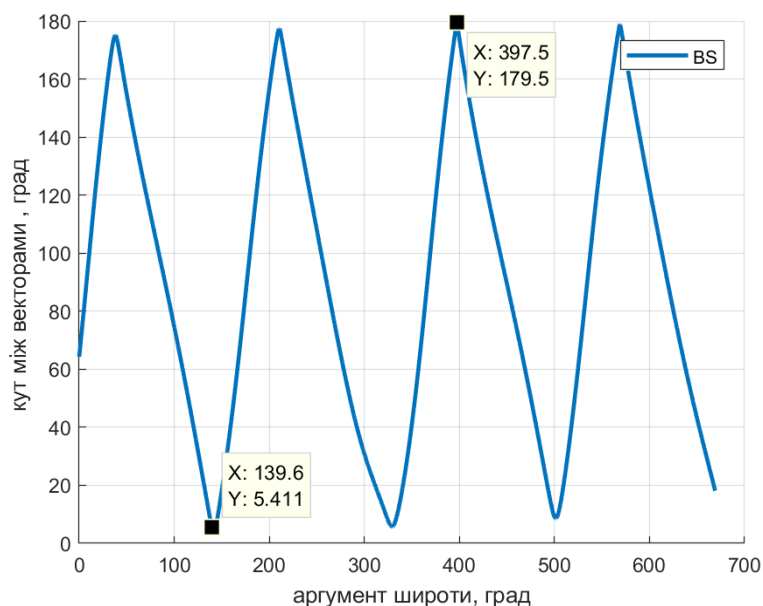


Рис. 3. Кут між вектором індукції МПЗ та вектором Сонця

У верхньому вікні показані, для порівняння, кути у разі використання безплатформної системи орієнтації (БСО), яка може бути резервним алгоритмом орієнтації. У нижньому вікні показані кути орієнтації у разі використання алгоритму *TRIAD*. Похибки визначення орієнтації без очищення сигналів від шумів можуть бути неприйнятними.

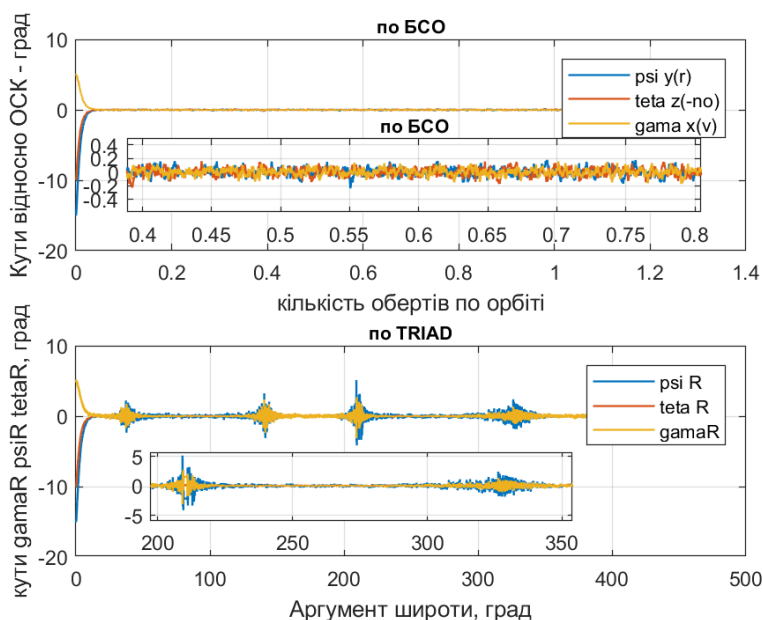


Рис. 4. Кути орієнтації при відсутності фільтрації шумів сенсорів

На рис. 5 показані кути орієнтації під час фільтрування ковзним середнім у вікні 50 відліків із кроком відліків $dTk = 0,02$ с.

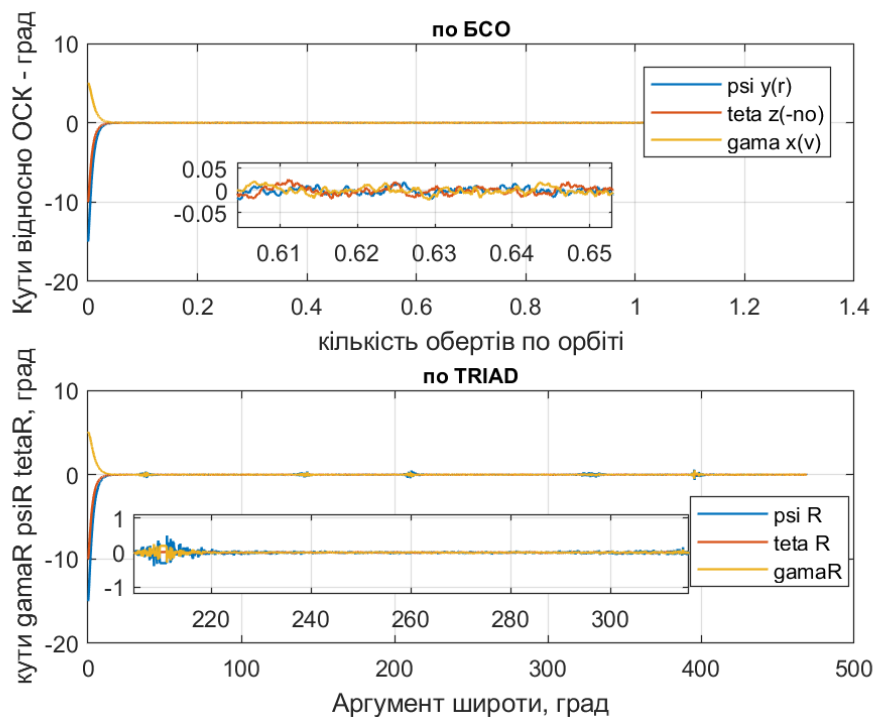


Рис. 5. Кути орієнтації у разі фільтрації шумів сенсорів

Як видно із графіків, застосування фільтрації зменшує похибки стабілізації на порядок, із 5 до 0,5 та менше градусів.

Виключення впливу шуму у точках колінеарності векторів індукції та Сонця

Як очевидно із рис. 3, протягом одного обороту виникають 4 особливі точки, у яких вектори \vec{B} та \vec{S} близькі до колінеарності: 2 точки $BS \approx 180^\circ$ і 2 точки $BS \approx 0^\circ$. Зони на околиці цих точок назвемо особливими. Чим ближче кут BS підходить до 0 чи 180 градусів, тим більша може бути похибка. Це залежить від дати. На рис. 6 показані особливі зони 23.03.

Метод *TRIAD* містить операцію обчислення векторного добутку, що перетворюється на нуль під час колінеарності опорних векторів. У разі зазначених кутах колінеарності за наявності шумів вимірювань виникають значні похибки визначення кутів орієнтації супутника в орбітальній системі координат (ОСК). На рис. 6 показані кути орієнтації (рискання ψ , тангаж ϑ , крен γ) у режимі виставки та стабілізації за вказаних вище випадкових шумах (1σ) сенсорів. Максимальна похибка, як помітно із рис. 6, для кута рискання ψ склала 90 градусів за аргументу широти близько 397 градусів, коли кут BS найближчий до 180 градусів.

Якщо для зменшення впливу шуму застосувати осереднення сигналів на інтервалі 1 с, похибка зменшується до 17 градусів.

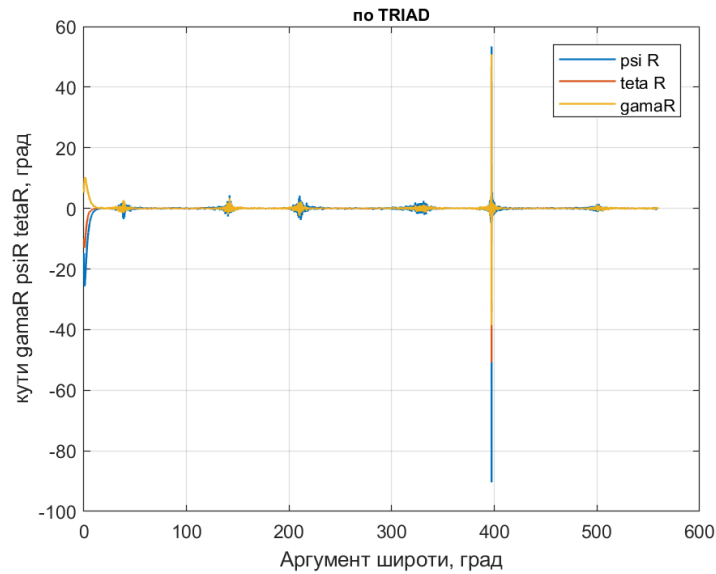


Рис. 6. Кути орієнтації супутника та особливі точки 23.03

Повністю похибка усувається під час переходу на інерціальний метод визначення орієнтації за допомогою безплатформної системи орієнтації (БСО) (рис. 5, верхнє вікно). У прикладі прийнято, що ДКШ БСО мають зміщення нуля близько 0,1 град/год і шум близько 100 град/год (1σ). Застосовано осереднення сигналів ДКШ на інтервалі $dt = 1$ с.

Зменшення похибки в особливій точці можна (враховуючи практичну стабільність супутника відносно орбітальної системи координат) досягти програмно «заморожуванням» кута орієнтації в особливій зоні (рис. 7). Тут кути «заморожені» на вході в особливу зону за $BS=178$ градусів.

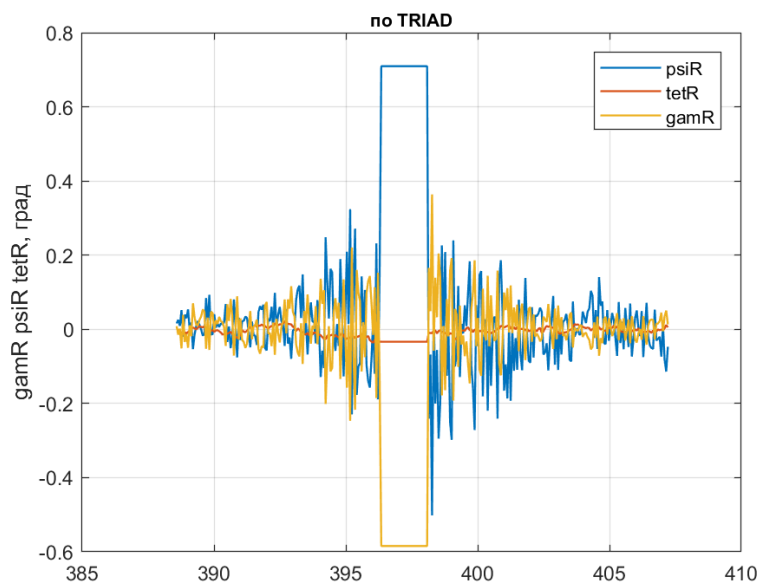


Рис. 7. Зменшення похибки в особливій зоні за «заморожуванням» кутів

Як видно із рис. 7, зона «заморожування» може складати близько 2 градусів аргументу широти, що у часі складатиме близько 15 с.

Вплив шумів на обчислення кутових швидкостей по зміні напрямних косинусів

У методі визначення орієнтації *TRIAD* по сигналах магнітометрів і датчика Сонця обчислюється матриця напрямних косинусів (НК) C^{bo} перетворення від орбітальної ОСК до зв'язаної ЗСК системи координат. У процесі руху супутника напрямні косинуси (НК) змінюються. Зміна (НК) описується рівнянням Пуассона [10]

$$\dot{C}^{bo} = \Omega_b^{bo} C^{bo},$$

де матриця кутових швидкостей об'єкта відносно ОСК

$$\Omega_b^{bo} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_{zo} & -\omega_{yo} \\ -\omega_{zo} & 0 & \omega_{xo} \\ \omega_{yo} & -\omega_{xo} & 0 \end{pmatrix}.$$

Чисельно визначити швидкість \dot{C}^{bo} можна методом кінцевих різниць

$$\dot{C}^{bo} = (C_{k+1}^{bo} - C_k^{bo}) / dt,$$

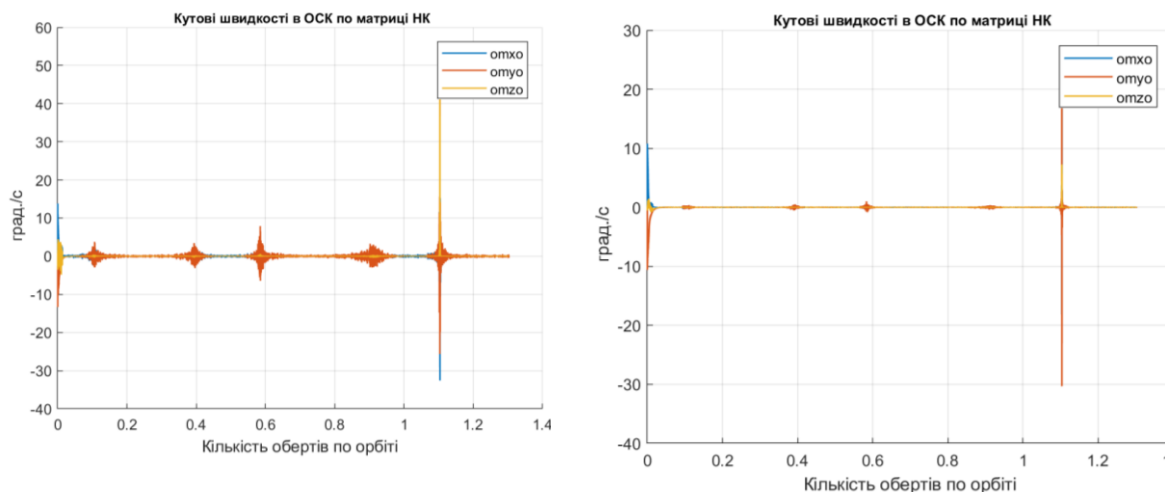
де k – номер відліку, dt – крок відліків у часі.

Тоді $\Omega_b^{bo} = \dot{C}^{bo} (C^{bo})^{-1}$. Враховуючи ортогональність матриці НК, запишемо

$$\Omega_b^{bo} = \dot{C}^{bo} (C^{bo})^T,$$

де індекс «Т» позначає транспоновану матрицю. Кутові швидкості ω_{jo} , $j = x, y, z$ є відносними кутовими швидкостями, їх зазвичай використовують у разі формування закону керування об'єктом. Аналітичне визначення кутових швидкостей може бути альтернативою використанню ДКШ, що зменшить електроспоживання.

На рис. 8 показані аналітичні кутові швидкості за наявності шуму *a)* та після фільтрації шуму *б)*.



а)

б)

Рис. 8. Аналітичні кутові швидкості: за наявності шуму (а) та після фільтрації шуму (б)

Після фільтрації похибки не перевищують 1 град./с за виключенням особливої зони після одного оберта, де потрібно застосовувати вказані вище міри зменшення похибки.

Висновки

Шум реальних сенсорів призводить до значних похибок визначення орієнтації супутника методом *TRIAD* у особливих зонах аргумента широти, коли кут між вектором індукції магнітного поля Землі та вектором Сонця близькі до 0 чи 180 градусів. Інколи ці помилки неприпустимі. Названий кут аналітично визначається за наведеною формулою. Показано, що в особливій зоні задовільно працюють інерціальний метод орієнтації або програмне «заморожування» кутів. «Заморожування» кутів також виключає похибки під час аналітичного визначення кутових швидкостей.

Список використаної літератури

1. *F. Sanfedino, M. Scardino Jeremie Chaix and Stephanie Lizy-Destrez. CubeSat Attitude Estimation via AUKF using magnetometer measurements and MRPs. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-319-17518-8_20 Режим доступу: <https://www.researchgate.net/publication/283047808>.*
2. *Ovchinnikov M. Y. A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites / M. Y. Ovchinnikov, D. S. Roldugin // Progress in Aerospace Sciences. – 2019. – Vol. 109.*
3. *Searcy J. D. Magnetometer-only attitude determination using novel two-step Kalman filter approach / J. D. Searcy, H. J. Pernicka // J. Guid. Control. Dyn. – 2012. – Vol. 35. – № 6. – p. 1693–1701.*

4. *Овчинніков М. Ю., Пеньков В. І., Ролдугін Д. С., Іванов Д. С.* Магнітні системи орієнтації малих супутників. М.: ІПМ ім. М. В. Келдиша, 2016. 366 с. DOI: <https://doi.org/10.20948/mono-2016-ovchinnikov> Режим доступу: <http://keldysh.ru/e-biblio/ovchinnikov>
5. *Д. С. Іванов, С. О. Карпенко, М. Ю. Овчинніков.* Алгоритм оцінки параметрів орієнтації малого космічного апарата з використанням фільтра Калмана. Препринт ІПМ ім. М. В. Келдиша РАН, 2009. – 32 с.
6. *Mehmet Asim Gokcay, Chingiz Hajiyeu.* Comparison of TRIAD+EKF and TRIAD+UKF Algorithms for Nanosatellite Attitude Estimation. WSEAS TRANSACTIONS on SYSTEMS and CONTROL. Vol. 17, 2022. - p. 201-206. DOI: <https://doi.org/10.37394/23203.2022.17.23>.
7. *Grewal M S.* Practical design and implementation methods for Kalman filtering for mission critical applications. NAVIGATION. 2019; 1–11. <https://doi.org/10.1002/navi.283>.
8. *O. Zbrutsky, V. Meleshko.* Filtering a signal from noise at a SINS coarse initial alignment, SCIREA Journal of Information Science and Systems Science. Vol. 6 , No. 1 , 2022 , pp. 1 – 14. DOI: <https://doi.org/10.54647.iss12146>.
9. *Zbrutsky, O. V., Meleshko, V. V., Ganja, A. P., Tarnavsky, S. V., Bondarenko, O. M., Ponomarenko, S. O., Saurova, K.* System definition of micro-nano satellite orientation. Механіка гіроскопічних систем, № 43 (2022), pp. 46-60. <https://doi.org/10.20535/0203-3771432022275282>.
10. *Мелешко В. В.* Безплатформні інерціальні навігаційні системи. Навчальний посібник / В. В. Мелешко, О. І. Нестеренко. – Кіровоград: ПОЛІМЕД - Сервіс, 2011. – 172 с. <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/39032> .