

УДК 621.391; 004.942

Фесенко О. Д. ORCID: 0000-0002-2114-5327 (ВІТІ ім. Героїв Крут)
Остапчук В. М. ORCID: 0000-0001-5686-0198 (ВІТІ ім. Героїв Крут)
канд. техн. наук Беляков Р. О. ORCID: 0000-0001-9882-3088 (ВІТІ ім. Героїв Крут)

АНАЛІЗ ТОЧНОСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ МІКРОКЛАСУ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

У статті проведено аналіз впливу шумів основних видів, які виникають у процесі обміну навігаційною інформацією між GPS-приймачем мікрокласу безпілотного літального апарата та глобальною системою супутникової навігації за допомогою вдосконаленої розширеної імітаційної моделі в програмному середовищі Matlab – Simulink, що дозволяє побудувати репрезентативну статистичну модель у процесі проєктування алгоритмів навігаційної системи безпілотних літальних апаратів.

За допомогою моделювання процесу вибору коефіцієнта підсилення антени приймача безпілотного літального апарата та дослідження впливу якості прийому та обробки навігаційних сигналів під час збільшення відстані відносно супутникового сигналу глобальної навігаційної супутникової системи було встановлено, що зі збільшенням коефіцієнта підсилення антени рівень шуму зменшується. Однак підвищення коефіцієнта підсилення призводить до збільшення габаритних параметрів антени, а також, відповідно, підвищення енергоспоживання, що не задовольняє вимогам щодо масо-габаритних показників мікрокласу безпілотних літальних апаратів.

Також, у статті було досліджено процес роботи мікроелектромеханічних систем безплатформних інерційних навігаційних систем, а саме в момент зникнення глобальних супутникових систем на часовому інтервалі до 300 секунд, для визначення похибки обчислення параметра вертикальної компоненти (висоти) та вертикальної швидкості безпілотного літального апарата. За результатом моделювання було встановлено: орієнтація і навігація безпілотних літальних апаратів в автономному польоті істотно залежать від випадкових похибок мікроелектромеханічних систем безплатформних інерційних навігаційних систем, до них відносяться випадкове блукання кута (шумовий дрейф нуля); вплив лінійного прискорення датчика акселерометра, шляхом дослідження шумової моделі похибок мікроелектромеханічних систем на визначення параметра *height velocity* в автономному режимі польоту, який має суттєвий характер.

Ключові слова: БпЛА, глобальна навігаційна супутникова система, GPS, безплатформна інерціальна навігаційна система, мікроелектромеханічна система.

O. Fesenko, V. Ostapchuk, R. Bieliakov Analysis of navigation system accuracy characteristics for micro UAVs.

The article analyzes the noise influence of the main types that arise in the process of exchanging navigational information between the GPS receiver of an micro-class unmanned aerial vehicle and the global satellite navigation system using an improved advanced simulation model in the Matlab – Simulink software environment, which allows building a representative statistical model in the process designing algorithms of the navigation system of unmanned aerial vehicles.

With the help of modeling the process of choosing the receiver gain factor of an unmanned aerial vehicle and the study of the influence of the quality of reception and processing navigation signals during the increase of the distance relative to the satellite signal of the global navigation satellite system, it was established that with an increase in the gain factor of the antenna, the noise level decreases. However, an increase in the amplification factor leads to an increase in the dimensions of the antenna, as well as, accordingly, an increase in energy consumption, which does not meet the requirements for the mass-dimensional indicators of the microclass of unmanned aerial vehicles.

Also, the article investigated the operation process of microelectromechanical systems of platformless inertial navigation systems, namely, at the moment of the disappearance of global satellite systems at a time interval of up to 300 seconds, to determine the error of calculating the parameter of the vertical component (height) and vertical speed of an unmanned aerial vehicle. According to the simulation results, it was found that the orientation and navigation of unmanned aerial vehicles in autonomous flight depend significantly on random errors of microelectromechanical systems of platformless inertial navigation systems, these include random angle wandering (zero noise drift); the influence of linear acceleration of the accelerometer sensor, by studying the noise model of errors microelectromechanical systems to determine the *height velocity* parameter in autonomous flight mode, which is of a significant nature.

Keywords: UAV, global satellite navigation systems, GPS, platformless inertial navigation system, microelectromechanical system.

Загальна постановка задачі. Під час російської військової агресії проти України зростає потреба у застосовуванні безпілотних літальних апаратів (далі – БпЛА) в таких задачах, як військова розвідка та ударні дрони, у зв'язку зі зменшенням масо-габаритних параметрів навігаційного та оптико-електронного обладнання. На сьогодні значна кількість завдань вирішується БпЛА злітною масою до 5 кг (клас «мікро») відповідно до міжнародної класифікації UVS International [1; 2]. Переваги цього класу БпЛА полягають в наступних основних характеристиках: дальність польоту до 10 км та максимальна злітна маса до 5 кг. Тенденція масштабування та інтеграції мікрокласу БпЛА у військові та цивільні галузі полягає в зниженні цінової політики на міжнародному ринку та заявленим технологічним показникам, таких як: висока мобільність та здатність до обробки та передачі фото- та відеоінформації в реальному часі.

Однак, якщо говорити в контексті застосування БпЛА у військових цілях, з'являється необхідність розглянути точносні характеристики навігаційних систем мікрокласу в різних умовах функціонування, так як виробники БпЛА, як правило, зазначають показники роботи навігаційних систем наближено до ідеальних умов, що значно впливає на їхнє використання в реальних умовах та підтверджується статистикою втрати БпЛА [3] внаслідок глушіння сигналів GPS.

Тому виникає необхідність дослідити точносні характеристики навігаційних систем з урахуванням впливу невизначеності динамічного середовища, особливо в контексті проектування та розробки мікрокласу БпЛА.

Аналіз останніх досліджень та публікацій. Основною технологією обчислення параметрів навігаційних систем мікро-БпЛА, є Real Time Kinematic (RTK) [4], що включає сукупність способів отримання планових координат і висот точок місцевості сантиметрової точності за допомогою супутникової системи навігації Differential Global Positioning System (DGPS)/ГЛОНАСС. Однак точність DGPS [5] зменшується при віддаленні приймача від опорного пункту, коли для визначення параметрів позиціонування в процесі роботи навігаційної системи БпЛА не вистачає загального «сузір'я» супутників. Відомо, що RTK має значні функціональні обмеження нормального режиму роботи, а саме при умові, коли видимості одних і тих же GPS-супутників одночасно на базовій станції необхідно не менше 5, що є поширеною ситуацією для функціонування поза зоною прямої видимості БпЛА [5]. У роботі [6] показано вплив іоносферних збурень, які суттєво впливають на точність визначення географічних параметрів систем DGPS.

Так, на сьогодні розробка БпЛА типу квадрокоптер різних передових європейських відомих компаній дозволяють здійснювати точність позиціонування до 10–20 см [7] завдяки використанню двочастотних приймачів у складі бортового обладнання. Однак, вартість таких БпЛА набагато вища, мінімум в 4 рази, ніж вартість інших представлених БпЛА мікрокласу. При цьому приймачі навігаційної системи БпЛА також схильні до втрати і спотворення навігаційного сигналу та не захищені від навмисних завад. Методи підвищення точності позиціонування в разі спотворення/придушення роботи модуля навігаційної системи виробниками не передбачені.

Як правило, у навігаційних системах БпЛА інтегровані датчики мікроелектромеханічних систем (далі – МЕМС) інерціальної навігації, що не залежать від впливу радіоперешкод і можуть називатись повністю автономними. Однак, на сьогодні, реалізовані рішення МЕМС інерціальної навігації не використовуються як основний навігаційний апарат, а застосовуються для корекції сигналу глобальної навігаційної супутникової системи (далі – ГНСС) [8; 9]. Також необхідно зазначити, що як правило всіма виробниками замовчуються точносні характеристики БпЛА при спотворенні/придушенні GPS/ГЛОНАСС. Надана інформація про точність позиціонування відноситься виключно до ідеальних умов.

Метою статті є аналіз точносних характеристик та визначення чинників, що впливають на роботу навігаційних систем мікрокласу БпЛА, для розробки репрезентативної статистичної моделі інерціальної навігаційної системи з GPS-модулем із урахуванням впливу невизначеного середовища.

Стаття складається з трьох основних розділів: у першому розділі проведено аналіз чинників, що впливають на роботу супутникової системи навігації БпЛА; в другому представлено результат імітаційного моделювання супутникової системи БпЛА мікрокласу із урахуванням математичної моделі шумового впливу; в третьому показано загальний алгоритм роботи допоміжної безплатформної інерціальної МЕМС навігаційної системи з GPS-модулем та проведено аналіз її похибок під час зникнення сигналів ГНСС.

Виклад основного матеріалу.

1. Аналіз чинників, що впливають на роботу ГНСС.

Основними джерелами похибки ГНСС позиціонування БпЛА [10; 11] є такі:

- дані ефемериди: виникнення помилки позиціонування БпЛА обумовлено тим, що місце розташування супутника під час передачі сигналу відомо з точністю від 1 до 5 метрів;
- годинник супутника: кожен супутник має на борту атомний годинник, помилка часу яких в 10 наносекунд, що може впливати на помилку відстані до 3 метрів;
- вплив іоносфери: при проходженні сигналу через іоносферу виникають завмирання сигналу. Рівень іонізації може варіюватися залежно від часу і місця спостереження. Похибка, що вноситься іоносферою, може становити від 2 до 50 метрів;
- ефект тропосфери: найбільший вплив на переданий навігаційний сигнал в тропосфері надають погодні умови: температура, тиск і вологість. Похибки, що вносяться тропосферою, складають близько 1 метра;
- відображення сигналів: помилки обумовлені викривленням відображення сигналу від великих об'єктів (будівель, дерев, гір тощо). Дані похибки становлять близько 1 метра;
- вимірювання приймача: похибки позиціонування, що вносяться приймачем, не перевищують 0,5 метра;
- перешкоди радіорелейних станцій. Випромінювання радіорелейних станцій, в тому числі стільникових операторів, спотворюють навігаційне поле. В результаті в смузі частот навігаційних сигналів формуються найбільш небезпечні для навігаційного приймача полігармонічні перешкоди, що збільшуються при наближенні до джерела перешкоди.

Окремо можна виділити навмисні перешкоди, такі як «спуфінг атаки», суть яких полягає у штучному нав'язуванні хибного місця розташування приймача ГНСС [12].

Також уразливість ГНСС до впливу активного подавлення перешкод обумовлена наступними факторами [12]:

- великою дальністю передачі сигналів ($\sim 20\,000 \dots 22\,000$ км);
- обмеженою потужністю радіосигналу супутника (10...50 Вт);
- малим коефіцієнтом підсилення антени супутникового передавача (не перевищує 10–15 дБ);
- потужність радіосигналу супутника змінюється в діапазоні $(P_{sat}) = \{10 \dots 50\}$ Вт;
- коефіцієнт підсилення антени супутникового передавача $(G_{sat}) \geq \{10 \dots 15\}$ дБ.

У загальному вигляді джерела похибок, що впливають на точність позиціонування БпЛА, представлені на блок-схемі рисунку 1.



Рис. 1. Джерела похибок в супутниковому каналі зв'язку

2. Імітаційне моделювання системи навігації мікро-БПЛА.

Для аналізу впливу вище зазначених похибок ГНСС у процесі визначення навігаційних параметрів позиціонування мікро-БПЛА застосовується імітаційна модель Matlab – Simulink (GPS Sensor Noise to Multirotor Guidance Model 1) (рис. 3, 4) [13], яка дозволяє моделювати навігаційні системи БПЛА мікрокласу. Для об'єднання даних навігаційних параметрів GPS та інерціальної навігаційної системи використовується типовий Fusion алгоритм Калмана.

На рисунку 2 у загальному вигляді представлена блок-схема навігаційної системи, що застосовується на рівні програмного апаратного рішення в БПЛА мікрокласу.

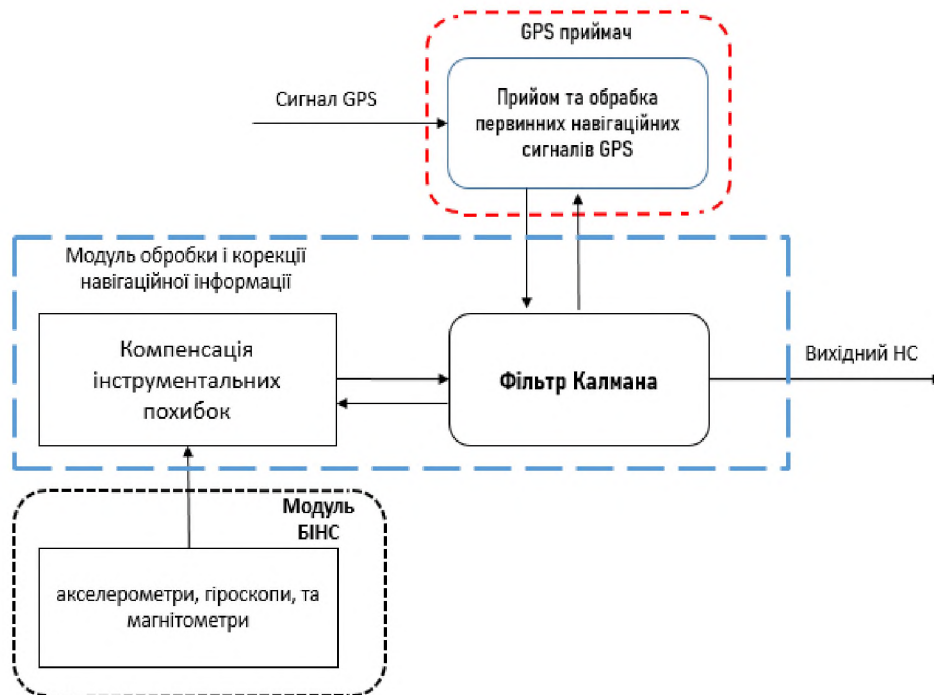


Рис. 2. Структурна схема типової навігаційної системи БПЛА мікрокласу

У дослідженні особлива увага акцентується на впливі шуму під час визначення похибки обчислення параметра вертикальної компоненти (висоти) та вертикальної компоненти швидкості БПЛА, так, зазвичай, науковцями досліджується загальна похибка на визначення навігаційних параметрів траєкторії довгота (*Longitude*), широта (*Latitude*) у двовірному просторі, що не дозволяє побудувати репрезентативну статистичну модель у процесі проектування алгоритмів навігаційної системи БПЛА.

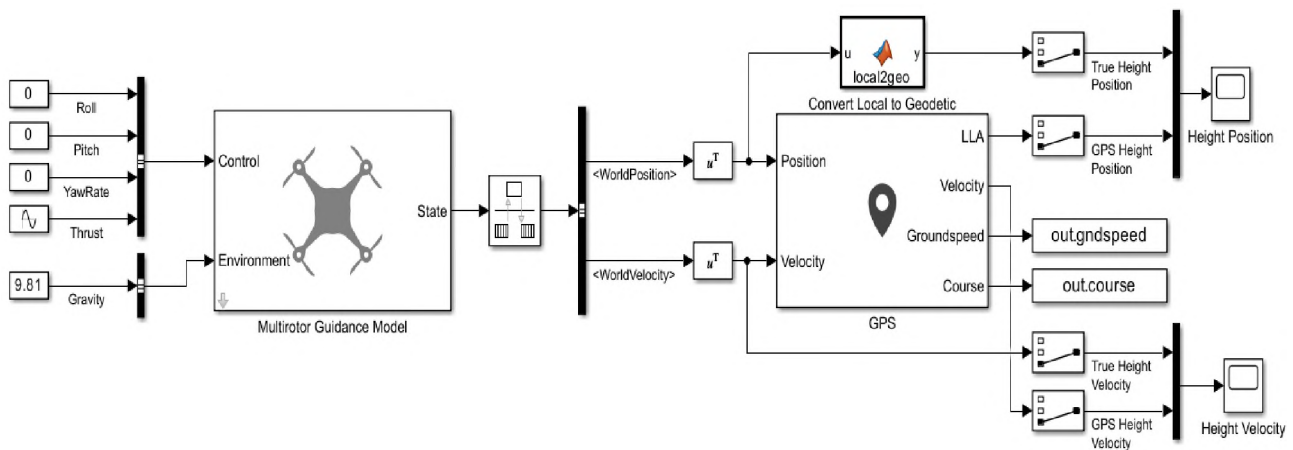


Рис. 3. Модель навігації БПЛА роторного типу

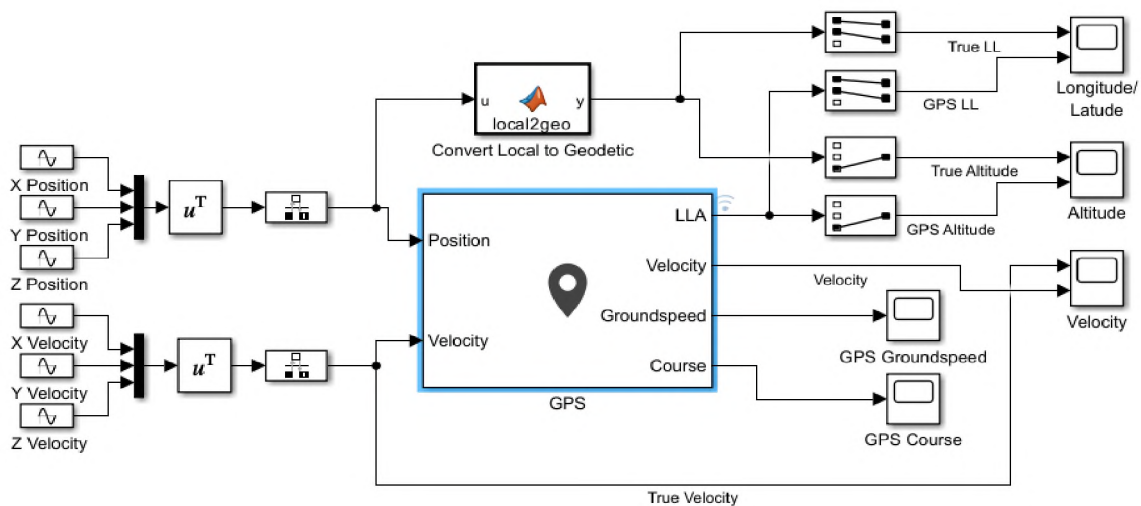


Рис. 4. Імітаційне моделювання шумових характеристик GPS

Фізико-математична інтерпретація моделі БпЛА являє собою вільне, тверде тіло, тобто точку в просторі, яке має шість ступенів свободи, динамічний рівень руху обумовлюється як центр мас відносно траєкторної системи координат, що наведено в системі рівняння (1):

$$\begin{cases} m \dot{V} = \sum F_{x_t}, \\ mV\dot{\vartheta} = \sum F_{y_t}, \\ -mV\dot{\varphi} \cos(\vartheta) = \sum F_{z_t} \end{cases}, \quad (1)$$

де m – сила тяжіння;

\dot{V} – параметр швидкості;

F – сила тяги;

x' – сила опору;

y' – підйомна сила;

z' – бокова сила (моделюється як апроксимаційна функція для імітації впливу динамічного середовища, будується за законом нормального розподілу);

$\dot{\varphi}$ – керуючий параметр курсу БпЛА;

ϑ – тангаж.

Вхідні дані для імітаційного моделювання БпЛА в середовищі програмування Matlab – Simulink:

швидкість - $V(\text{БпЛА}) = 25 \text{ м/с}$;

час польоту - $t(\text{БпЛА}) = 10 \text{ хв}$;

висота - $h(\text{БпЛА}) = 1000 \text{ м}$;

час дискретизації - $\Delta t(\text{GPS/БпЛА}) = 5 \text{ Hz}$.

Математична модель оцінки впливу шуму на GPS-приймач БпЛА при обмеженні потужності радіосигналу супутника повинна враховувати наступні основні параметри та характеристики:

– потужність радіосигналу – змінюється в діапазоні $(P_{\text{sat}}) = \{10 \dots 50\} \text{ Вт}$;

– коефіцієнт підсилення антени $(G_{\text{sat}}) \geq \{10 \dots 15\} \text{ дБ}$;

– термічний шум (N) – обумовлений температурою та шириною смуги пропускання, обчислюється як: $N_{\text{sd}} (\text{dBHz}) + 10 \log 10 (B)$.

На першому етапі необхідно визначити функцію відношення сигнал/шум (SNR) на вході GPS-приймача за допомогою наступного виразу (2):

$$SNR(\text{GPS}) = \frac{(P_{\text{sat}} G_{\text{sat}} G_{\text{rx}})}{N}, \quad (2)$$

де G_{rx} – коефіцієнт підсилення антени GPS-приймача;

N – термічний шум.

Однак, для врахування впливу спектральної щільності адитивного шуму, що наведено в рівнянні (6) [13] та потужності сигналу на вході антени приймача, необхідно адаптувати математичну модель із визначенням одиниць виміру (дБ) з наступними параметрами:

- спектральною щільністю адитивного шуму N_{sd} – варіюється $\{-200\dots-210\}$ дБ Вт;

$$N(db) = N_{sd}(dbHz) - \log_{10}(B), \quad (3)$$

де B – ширина пропускання смуги приймача в Гц;

- потужністю сигналу на вході антени:

$$P_{sat}(db) = \log_{10}(P_{sat}); \quad (4)$$

- мінімальним співвідношенням сигнал/шум $SNR(min)$ – варіюється $\{-20\dots22\}$ дБ Гц;

$$N_{sd}(dbHz) = N_{sd} - P_{rx}; \quad (5)$$

- спектральною щільністю адитивного шуму:

$$N_0 = FkT, \quad (6)$$

де k – стала Больцмана ($1,38 \cdot 10^{-3}$);

T – температура в Кельвінах;

F – шум-фактор.

Після перетворень функцію SNR можна представити з урахуванням вище зазначених параметрів, як показано в рівнянні (7):

$$SNR(GPS) = P_{sat} + G_{sat} + G_{rx} - N. \quad (7)$$

Для моделювання процесу шумового впливу на приймач GPS БпЛА необхідно ввести обмеження (8):

$$SNR(GPS) \geq SNR(min). \quad (8)$$

Результат моделювання роботи глобальної супутникової системи та приймача GPS представлено на прикладі мультироторного квадрокоптера мікрокласу БпЛА протягом польоту $t = 10$ хвилин із урахуванням математичної моделі шумового впливу, що показано на графіках (рис. 5–11).

Для оцінки результату моделювання алгоритмів навігаційної системи БпЛА використовується популярна метрика похибок root mean square error (RMSE).

На графіку (рис. 5) показано процес зміни мінімального співвідношення сигнал/шум залежно від спектральної щільності адитивного шуму. Математично – функція, що описує мінімальне значення SNR, при якому GPS-приймач задовольняє критеріям щодо процесу обміну даними в реальному часі. На графіку видно, що зі збільшенням спектральної щільності шуму мінімальний SNR збільшується, тому GPS-приймач БпЛА стає менш чутливим до сигналів глобальної навігаційної супутникової системи.

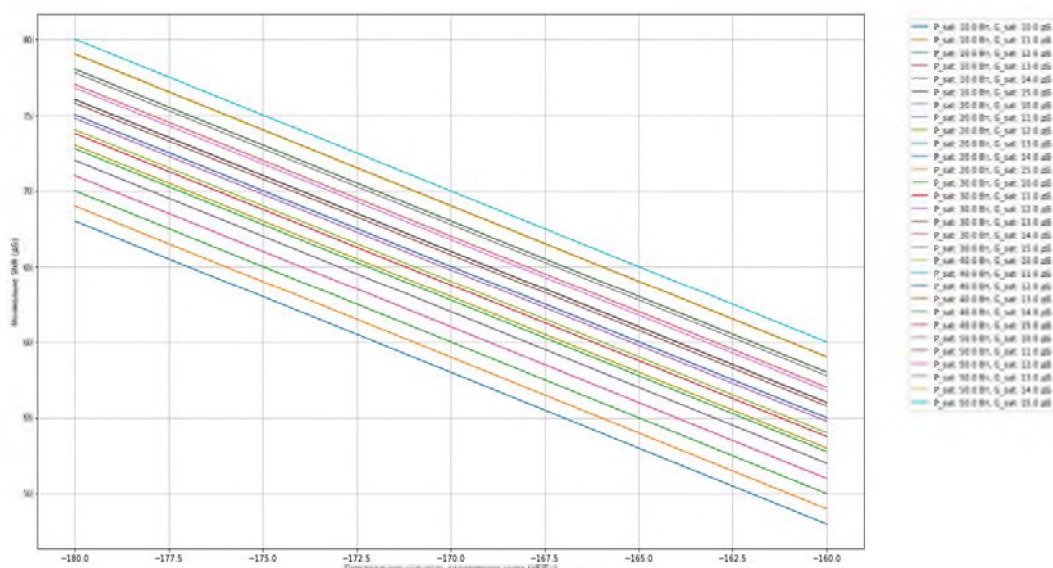


Рис. 5. Залежність мінімального SNR від спектральної щільності адитивного шуму

На графіку (рис. 6) показано кореляцію вибору коефіцієнта підсилення антени приймача БпЛА $G_r(x)$ на вплив якості прийому та обробки навігаційних сигналів під час збільшення відстані відносно супутникового сигналу ГНСС. На графіку показано, що зі збільшенням коефіцієнта підсилення антени рівень шуму зменшується. Однак необхідно зазначити, що підвищення коефіцієнта підсилення призводить до збільшення габаритних параметрів антени, а також відповідно підвищення енергоспоживання, що не задовольняє вимогам масо-габаритних показників мікрокласу БпЛА.

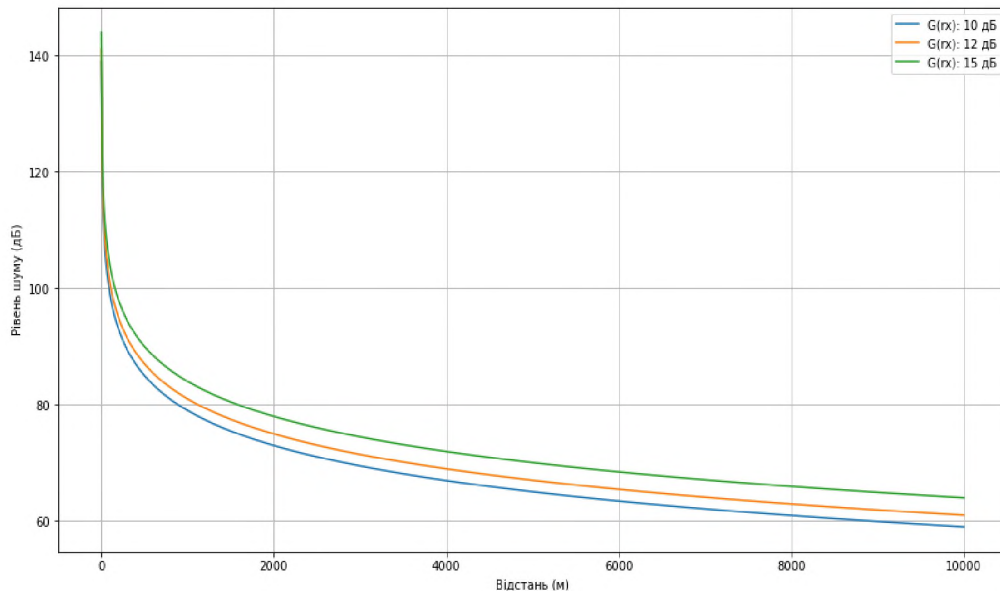


Рис. 6. Залежність рівня шуму (RMSE) від коефіцієнта підсилення GPS-приймача БпЛА

Нижче наведено результат імітаційного моделювання (див. рис. 5) середньоквадратичної помилки позиціонування БпЛА відносно впливу спектральної щільності адитивного шуму, значення якого варіюється в діапазоні від -200 дБВт до -210 дБВт. Із графіку видно, що за умови збільшення спектральної щільності шуму помилка позиціонування також збільшується.

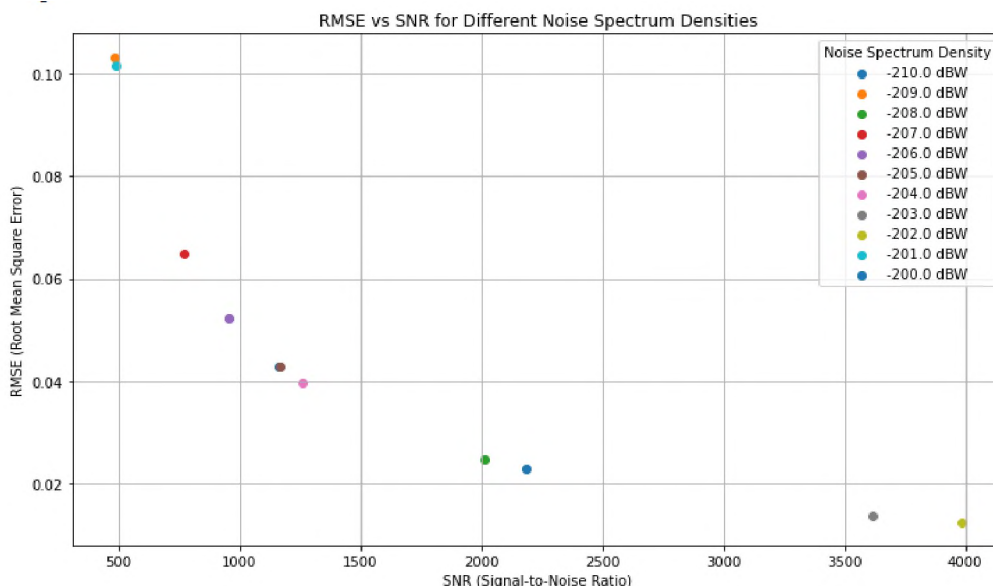


Рис. 7. Залежність середньої квадратичної помилки (RMSE) від спектральної щільності

На графіку (рис. 8) показано результат впливу шуму процесу обчислення помилки визначення навігаційного параметра вертикальної компоненти позиціонування *GPS height position* БпЛА відносно еталонного параметру – позначено червоною лінією *True GPS height position*. Із графіків видно, що із часом траєкторія БпЛА значно відхиляється від еталонної

траєкторії, відхилення якої складає $\approx 2.12 \dots 1.9$ м (табл. 1), що може свідчити про підвищення енергоспоживання під час стабілізації курсу і в результаті зменшення реального розрахункового параметру – часу дальності польоту.

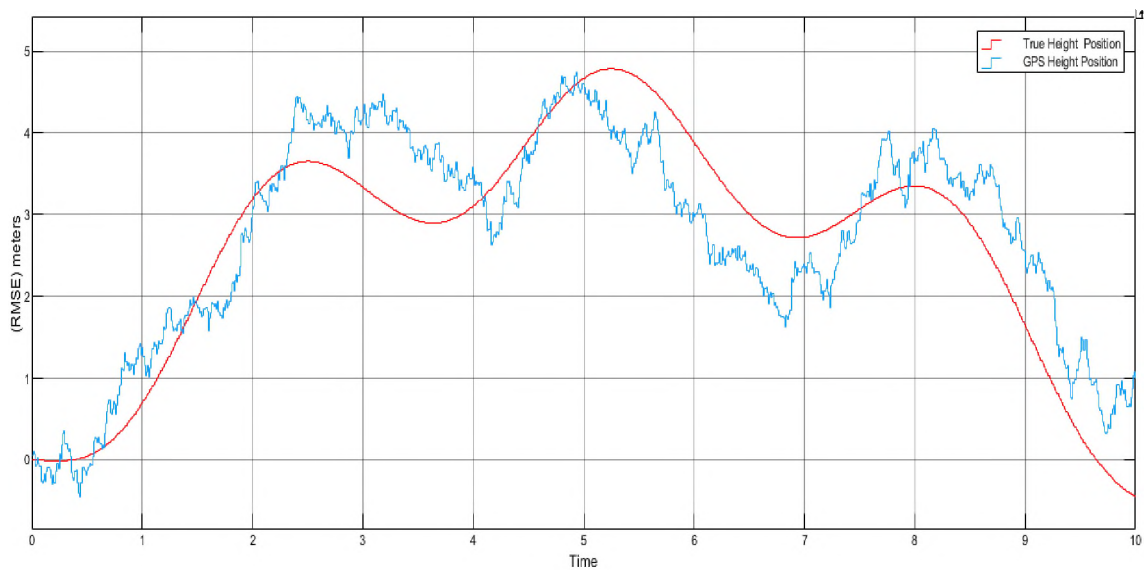


Рис. 8. Обчислення помилки в процесі визначення навігаційного параметра вертикальної компоненти позиціонування GPS *height position* БПЛА

На графіку (рис. 9) показано результат обчислення помилки географічних параметрів позиціонування БПЛА *Longitude, Latitude* відносно еталонних параметрів *true Longitude, true Latitude*. Із графіку видно, що відхилення географічних параметрів відносно невелике і складає $\approx -0.507 \dots 0.88$ м (табл. 1).

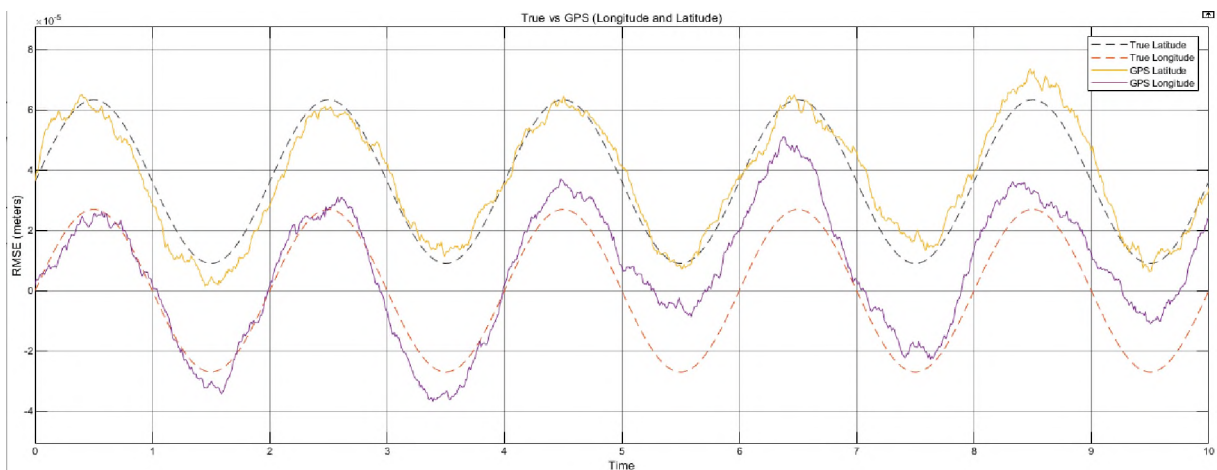


Рис. 9. Обчислення помилки в процесі визначення навігаційних параметрів позиціонування БПЛА *Longitude, Latitude*

На графіку (рис. 10) показано результат обчислення помилки географічних параметрів позиціонування висоти *Altitude* БПЛА відносно еталонних параметрів *true Altitude*. Із графіку видно, що відхилення географічного параметру відносно еталонних складає $\approx -2.2 \dots 2.4$ м (табл. 1), що відповідно свідчить про суттєвий вплив шуму на GPS-приймач БПЛА під час визначення параметрів вертикальної компоненти.

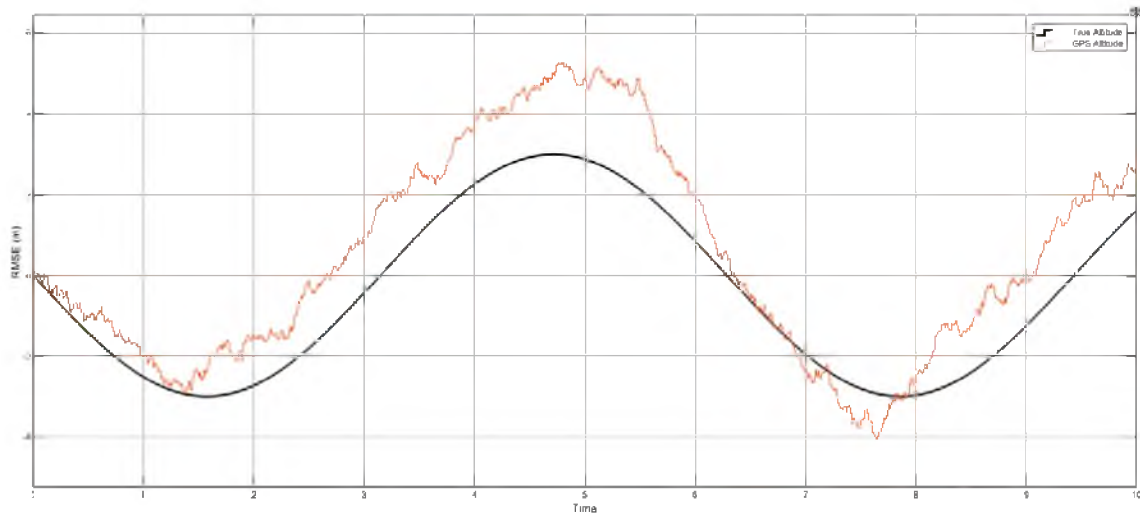


Рис. 10. Обчислення помилки в процесі визначення навігаційного параметра вертикальної компоненти позиціонування *Altitude* БПЛА

На графіку (рис. 11) показано результат обчислення помилки навігаційних параметрів позиціонування БПЛА вертикальної швидкості *Height velocity* відносно еталонних параметрів *true Height velocity*. Із графіку видно, що суттєве відхилення географічних параметрів складає $\approx -2.1 \dots 1.60$ м (табл. 1).

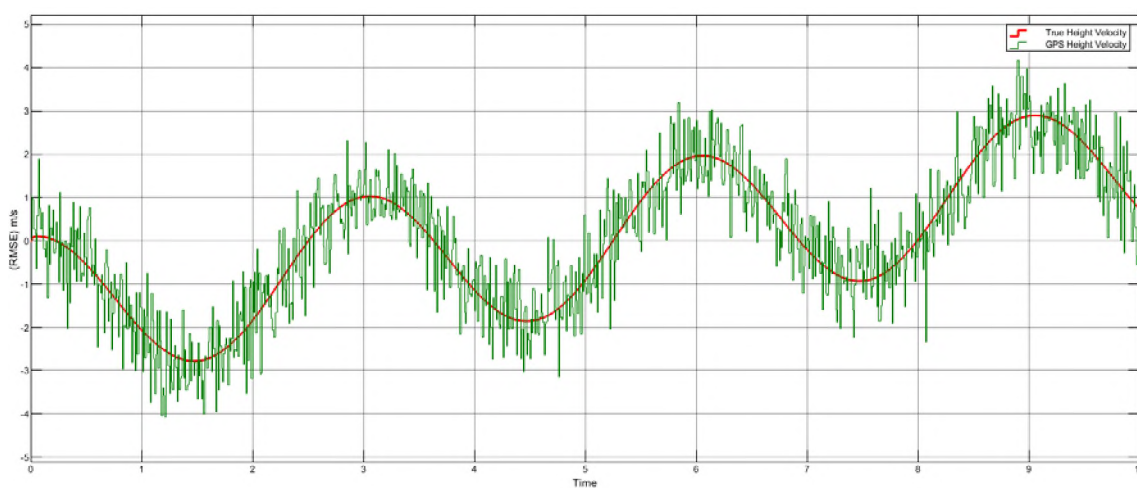


Рис. 11. Обчислення помилки в процесі визначення навігаційного параметра вертикальної компоненти швидкості *height velocity* GPS БПЛА

Таблиця 1

Похибки обчислення навігаційних параметрів позиціонування БПЛА

Географічні параметри траєкторії БПЛА	Похибка RMSE позиціонування БПЛА відносно еталонних параметрів
<i>Latitude</i> (широта)	$\approx -0.507 \dots 0.60$ (м)
<i>Longitude</i> (довгота)	$\approx -0.57 \dots 0.88$ (м)
<i>Altitude</i> (висота)	$\approx -2.2 \dots 2.4$ (м)
<i>Height position</i>	$\approx -2.42 \dots 1.9$ (м)
<i>Height velocity</i>	$\approx -2.1 \dots 1.60$ (м)

Таким чином, результат застосування вище зазначеної ($\approx -2.2 \dots 2.4$ м; $-2.42 \dots 1.9$ м, $-2.1 \dots 1.60$ м) математичної моделі для оцінки впливу шуму показав, що значну похибку навігаційна система БПЛА отримує в процесі визначення вертикальної компоненти: *altitude*

(*busoma*), *height position*, *height velocity*, що свідчить про підвищення енергоспоживання під час стабілізації курсу і зменшення реального розрахункового параметру, такого як час польоту. Також це може призвести до зменшення польотного завдання чи втрати БпЛА.

3. Робота алгоритму БІНС на основі МЕМС.

Додатковою системою позиціонування БпЛА є використання БІНС на основі МЕМС. Аналіз досліджень і розробок в області БІНС на основі МЕМС показав, що розвиток технології МЕМС спрямований на покращення точносних і тимчасових характеристик [15]. Однак як відомо в [16], БІНС на основі МЕМС, інтегрованих в системах мікро-БпЛА, має істотний недолік – зашумленість датчиків, яка збільшується в часі, що не дозволяє використовувати БІНС на основі МЕМС без допомоги ГНСС в якості основної навігації.

Класичний алгоритм БІНС містить модуль чутливих елементів: тріаду акселерометрів і тріаду датчиків кутової швидкості (гіроскоп). Структурна схема алгоритму БІНС представлена на рисунку 12, де БЧЕ – блок чутливих елементів (тріада датчиків кутової швидкості і тріада акселерометрів); \vec{f}_B – вектор обчислення даних прискорення показників акселерометрів відносно локальної системи координат БпЛА; \vec{f}_G – вектор прискорення на осі географічного тригранника, обчислений на основі проєкцій вектора \vec{f}_B ; G_G^B – матриця направляючих косинусів, що показує взаємну орієнтацію локальної системи координат і географічного тригранника; \vec{V} – лінійна швидкість об'єкта відносно глобальної системи координати Землі; $\vec{a}_E = \vec{\omega}_G \vec{V} - \vec{U} \vec{V}$ – коріолісове прискорення; $\vec{\omega}_G$ – абсолютна кутова швидкість географічного тригранника в проєкціях осі R, ϕ ; $R\lambda$ – радіуси Еліптичної моделі Землі; \vec{U} – кутова швидкість добового обертання Землі, прискорення вільного падіння; $\vec{\omega}_B$ – обчислення абсолютної кутової швидкості БпЛА, розрахована з показників датчика гіроскопа; $\vec{\omega}_B, \vec{\omega}_G$ – кососиметричні матриці відповідних векторів, $\vec{\omega}_B, \vec{\omega}_G; \cdot \varphi, \lambda, h$ – широта, довгота і висота центру мас об'єкта; $\cdot H, \theta, \gamma$ – географічний курс, кут тангажу і кут крену відповідно; E, N, Up – відповідають східній, північній та вертикальній осям географічного тригранника.

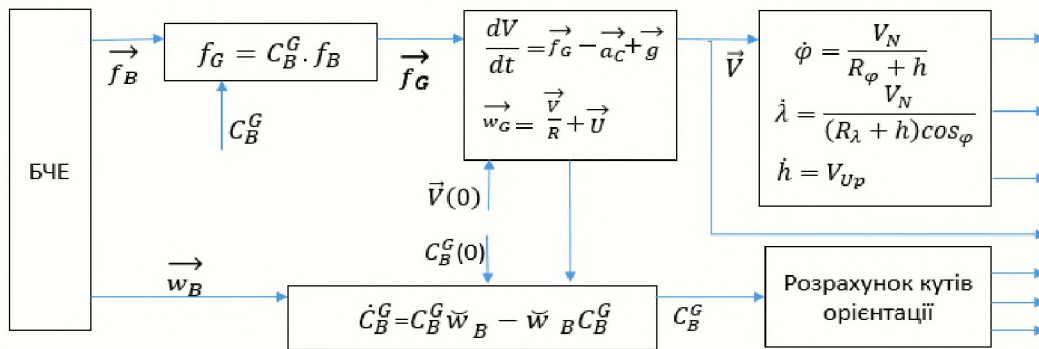


Рис. 12. Структурна схема алгоритму БІНС

У загальному вигляді процес роботи БІНС складається з наступних етапів:

- 1) обчислення абсолютної кутової швидкості об'єкта та даних прискорення за допомогою датчиків кутової швидкості (гіроскопа) і акселерометра;
- 2) побудова матриці переходу відносно географічного тригранника;
- 3) перерахунок показань акселерометрів на осі географічного тригранника;
- 4) інтегрування прискорень для визначення швидкості;
- 5) інтегрування отриманої швидкості для визначення координат (позиціонування) БпЛА.

Аналіз похибок безплатформної інерціальної МЕМС навігаційної системи. БІНС забезпечує безперервне обчислення інформації про курс, визначення координат, параметрів швидкості руху і кутової орієнтації платформи БпЛА. МЕМС дозволяють отримувати всю сукупність необхідних параметрів для управління об'єктом, включно з кутами орієнтації. При цьому типові системи повністю автономні, тобто для їх нормального функціонування не

потрібно використання будь-якої інформації від інших систем, за винятком початку роботи, коли потрібно задати початкові умови за координатами і проекцію швидкості.

Однак відомо [17], що похибка координати мікро-БпЛА в момент зникнення ГНСС на часовому інтервалі $t = \{1..5\}$ хв в автономному режимі польоту може становити ≤ 550 м відхилення від цільової траєкторії. Особливо критично для коректної роботи МЕМС – це наявність в структурі похибок складових навігаційної системи БІНС, в період кореляції близький до періоду зникнення сигналу ГНСС (від 10 с до 300 с), при цьому алгоритм управління БпЛА в автономному режимі, як правило здійснює аварійну посадку, або здійснює розворот з використанням навігаційних параметрів БІНС в зону задовільного функціонування ГНСС з подальшою спробою виходу із зони спотворення/придушення, або відбувається втрата БпЛА.

Величина похибки координат БІНС на основі МЕМС, що вносяться гіроскопом, акселерометром під час автономного польоту БпЛА, розраховується на основі формул швидкої експрес-оцінки, отриманих в роботі [17] (табл. 2, 3).

Нижче наведені таблиці 2, 3, в яких представлено аналітичний розрахунок похибок датчиків МЕМС для моделювання процесів впливу динамічного середовища на визначення параметрів позиціонування БпЛА.

Таблиця 2

Вхідні параметри моделювання похибок МЕМС датчика гіроскопа БІНС

Види похибок гіроскопа	Похибка координат $\sigma_{\Delta x}^{gyro}$, м
Систематична складова $\sigma_{syst}^{gyro} = 4$, град/год	$\frac{g \cdot \sigma_{syst}^{gyro} \cdot t^3}{6} = 856$
Нестабільність нуля гіроскопа (флікер шум), $\sigma_{BI}^{\Delta\omega} = 10$ град/год, (при часовій кореляції $T_c^{\Delta\omega} = > 1000$ с)	$\frac{3}{\sqrt{126}} \frac{g \cdot \sigma_{BI}^{\Delta\omega}}{\sqrt{T_c^{\Delta\omega}}} t^{5/2} = 190$
Похибка масштабного коефіцієнта $\sigma_{syst}^{gyro} = 4$, %	$\sigma \frac{g \cdot \sigma_{\Delta k}^{gyro} \cdot \dot{v} t^3}{600} = 11,6$
Випадкове блукання кута, $ARM = 0,2$ град/ \sqrt{r}	$\frac{ARM}{2\sqrt{5}} t^{5/2} = 190$ $\frac{ARM}{2\sqrt{5}} t^{5/2} = 190$

Таблиця 3

Вхідні параметри моделювання похибок МЕМС датчика акселерометра БІНС

Види похибок акселерометра	Похибка координат $\sigma_{\Delta V_{xG}}^{acc}$, м
Систематична складова $\sigma_{syst}^{acc} = 10^{-3}$, м/с ²	$\frac{\sigma_{syst}^{acc} t^2}{2} = 45$
Похибка масштабного коефіцієнта $\sigma_{\Delta k}^{gyro} = 0,01$, %	$\frac{\sigma_{syst}^{acc} \dot{V}_x t^2}{200} = 0,45$
Випадкове блукання кута, $I \cdot 10^{-3}$ м/с ² / $\sqrt{Гц}$	$\frac{1}{\sqrt{3}} VRM \cdot t^{3/2} = 3,3$
Нестабільність нуля (флікер шум), $\sigma_{BI}^{\Delta\omega} = 10^{-4}$ м/с ² , (при часовій кореляції $E_c^{\Delta\omega} > 1000$ с)	$\frac{3}{\sqrt{126}} \sigma_{BI}^{\Delta\omega} \frac{1}{\sqrt{T_c^{\Delta\omega}}} t^{5/2} = 15,3$

Як правило, у багатьох реалізаціях БНС мікро-БпЛА застосовують класичні рішення алгоритмів фільтрації на основі Калмана, автори роблять припущення [18], що похибка прискорення руху присутня тільки на короткому інтервалі часу, однак на практиці в реальних умовах польоту БпЛА вплив вище зазначених похибок (табл. 3) є константою.

На графіках (рис. 13) показано результат обчислення датчиком акселерометра даних лінійного прискорення із урахуванням шумового впливу. Із графіку видно, що дані лінійного прискорення відмінні від даних з гравітаційною константою, що призводить до суттєвих похибок на визначення навігаційних параметрів позиціонування, а саме висоти та відповідно відхилення кута курсу БпЛА від цільової траєкторії в автономному режимі польоту, які зростають із часом.

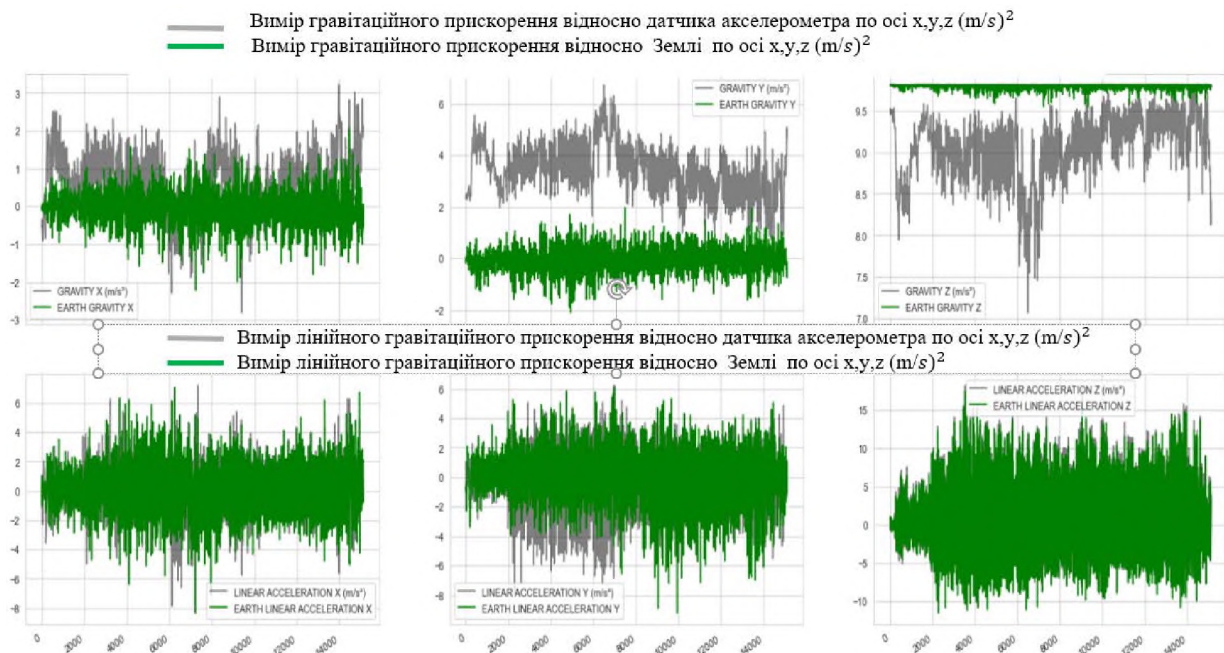


Рис. 13. Обробка даних прискорення MEMS трьохосового датчика акселерометра БНС

Тому необхідно враховувати вплив шумів, які наведені в таблиці 3, на моделювання процесу роботи БНС, а саме в момент зникнення сигналів глобальних супутникових систем на часовому інтервалі до 300 секунд, на визначення похибки обчислення параметра вертикальної компоненти (висота) та вертикальної швидкості БпЛА, що дозволить досліджувати вплив середовища при проектуванні та розробки БпЛА мікрокласу.

Вхідні дані для імітаційного моделювання БНС на основі MEMS мікро-БпЛА в середовищі програмування Matlab – Simulink (рис. 14):

швидкість – $V(\text{БпЛА}) = 25 \text{ м/с}$;

час польоту – $t(\text{БпЛА}) = 10 \text{ хв}$;

час автономного польоту (зникнення GPS-сигналів) $t = 300 \text{ с}$;

висота – $h(\text{БпЛА}) = 1000 \text{ м}$;

час дискретизації – $\Delta t(\text{GPS БпЛА}) = 5 \text{ Hz}$;

час дискретизації датчиків інерціальної системи навігації – $\Delta t(\text{IMU – БпЛА}) = 50 \text{ Hz}$.

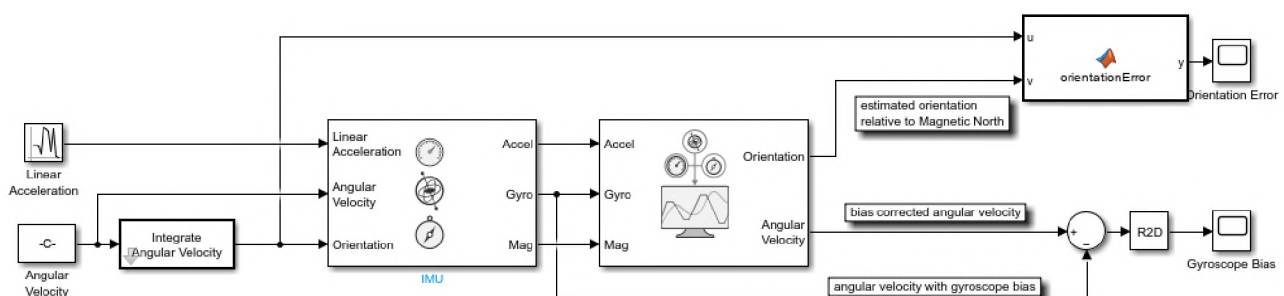


Рис. 14. Модель Simulink БНС БпЛА

На графіку (рис. 15) показано результат моделювання шумового впливу на визначення параметра вертикальної швидкості позиювання БПЛА в площині z-компоненти, оцінка здійснювалась відносно еталонних параметрів *true height velocity* в автономному режимі польоту під час зникнення ГНСС. Із графіку видно, що вплив лінійного прискорення датчика та шумової моделі похибок МЕМС акселерометра є суттєвим і складає $\approx 11.2 \dots 20.9$ м.

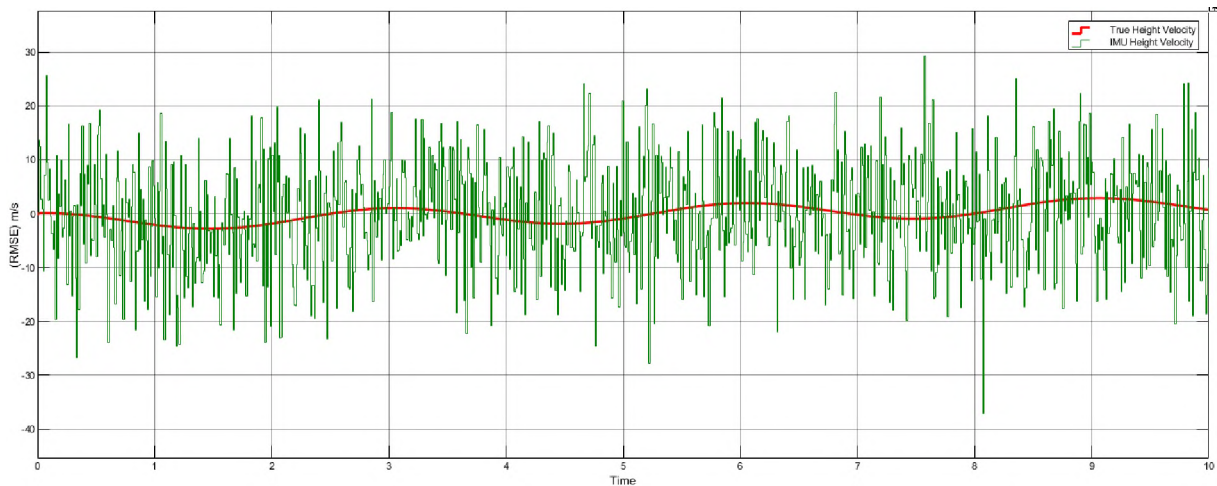


Рис. 15. Обчислення помилки МЕМС у процесі визначення навігаційного параметра вертикальної компоненти швидкості БПЛА

На графіку (рис. 16) показано результат моделювання шумового впливу на визначення параметра позиювання *altitude* БПЛА, оцінка здійснювалась відносно еталонних параметрів *true altitude*, в автономному режимі, а саме під час зникнення сигналів ГНСС, що позначено двома вертикальними червоними лініями в часовому інтервалі з 2-ї хвилини по 6-ту хвилину польоту. Із графіку видно суттєвий вплив шумової моделі похибок МЕМС акселерометра БІНС, який складає $\approx 4.2 \dots 4.9$ м.

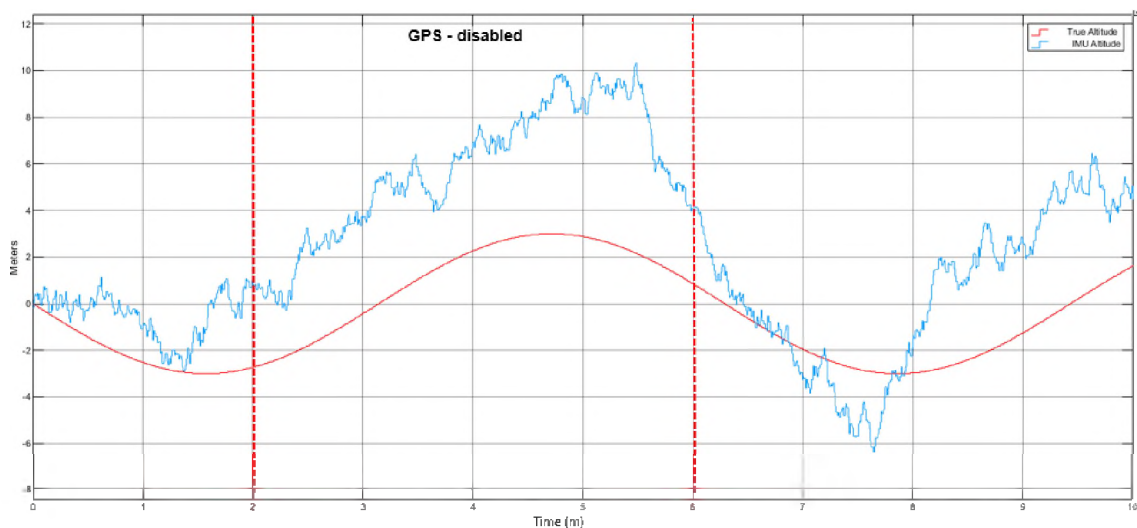


Рис. 16. Обчислення помилки в процесі визначення навігаційного параметра *altitude* вертикальної компоненти позиювання БПЛА

Таблиця 4

Похибки обчислення навігаційних параметрів позиювання БПЛА

Географічні параметри траєкторії БПЛА	Похибка RMSE позиювання БПЛА відносно еталонних параметрів
Altitude (висота)	$\approx 3.2 \dots 4.5$ (м)
Height velocity	$\approx 11.2 \dots 20.9$ (м)

Висновок. Таким чином, за допомогою вдосконаленої розширеної математичної моделі в програмному середовищі Matlab – Simulink було досліджено вплив основних видів шумів, які виникають у процесі обміну навігаційною інформацією між GPS-приймачем БпЛА мікрокласу та ГНСС, що дозволяє побудувати репрезентативну статистичну модель у процесі проектування алгоритмів навігаційної системи БпЛА.

Результат застосування математичної моделі для оцінки впливу шуму показав, що значну похибку навігаційна система БпЛА отримує в процесі визначення вертикальної компоненти: *altitude (вусота)* $\approx -2.2 \dots 2.4$, *height position* $\approx -2.42 \dots 1.9$, *height velocity* $\approx -2.1 \dots 1.60$, що може свідчити про підвищення енергоспоживання під час стабілізації курсу і зменшення реального розрахункового параметру – часу польоту. Також це може призвести до зменшення польотного завдання чи втрати БпЛА.

За допомогою моделювання процесу вибору коефіцієнта підсилення антени приймача БпЛА $G(rx)$ на якість прийому та обробки навігаційних сигналів під час збільшення відстані відносно супутникового сигналу ГНСС було встановлено, що зі збільшенням коефіцієнта підсилення антени рівень шуму зменшується. Однак необхідно зазначити, що підвищення коефіцієнта підсилення призводить до збільшення габаритних параметрів антени, а також відповідно підвищення енергоспоживання, що не задовольняє вимогам щодо масо-габаритних показників БпЛА мікрокласу.

В результаті дослідження було встановлено:

орієнтація і навігація БпЛА в автономному польоті істотно залежать від випадкових похибок МЕМС датчиків БІНС, до них відносяться випадкові блукання кута (шумовий дрейф нуля до 30 % похибок);

вплив лінійного прискорення датчика акселерометра та шумової моделі похибок МЕМС на визначення параметра *height velocity* в автономному режимі польоту має суттєвий характер і складає $\approx 11.2 \dots 20.9$ м.

Вище зазначені фактори призводять до помилкового визначення навігаційних параметрів БпЛА, таких як напрямок сили тяжіння, що дає потенційно помилкову оцінку висоти та впливає на точність (до 20 %) побудови траєкторії БпЛА в автономному режимі польоту.

Напрямок подальших досліджень. Для розширення дослідження необхідно побудувати математичну модель із урахуванням впливу динамічного середовища, таких як погодні умови, пориви вітру тощо.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Класифікація UAVs International. URL: <http://helpiks.org/6-70010.html>.
2. Беляков Р. О. Моделювання системи розрахунку потреб підрозділів із забезпечення безпілотними літальними апаратами // Системи і технології зв'язку, інформатизації та кібербезпеки. Київ, 2022. Вип. 1 (1). С. 133–138.
3. GPS Signals Are Being Disrupted in Russian Cities 2022. URL: <https://www.wired.com/story/gps-jamming-interference-russia-ukraine>.
4. Desta Ekaso, Francesco Nex. Accuracy assessment of real-time kinematics (RTK) measurements on unmanned aerial vehicles (UAV) for direct geo-referencing *Geo-spatial Information Science* Volume 23, 2020 - Issue 2 PP(99):1-15.
5. S. Ögütçü and İ. Kalaycı, "Accuracy and precision of network-based RTK techniques as a function of baseline distance and occupation time," *Arabian Journal of Geosciences*, vol. 11, no. 13, 2018.
6. Krzykowska, K.; Siergiejczyk, M.; Rosiński, A. Influence of selected external factors on satellite navigation signal quality. In *Safety and Reliability — Safe Societies*; Haugen, S., Barros, A., van Gulik, C., Kongsvik, T., Vinnem, J.E., Eds.; Taylor & Francis Group: London, UK, 2018; pp. 701–705. [Google Scholar] [CrossRef].
7. Aggarwal and Kumar. Path planning techniques for unmanned aerial vehicles: A review, solutions, and challenges. *Computer Communications*, 149 (2020), pp. 270–299, 10.1016/j.comcom.2019.10.014.

8. Xiaoji Niu, Sameh Nassar, Naser El-Sheimy. An accurate land-vehicle MEMS IMU/GPS navigation system using 3D auxiliary velocity updates. September 2017 *Navigation* 54(3): 177–188. DOI: 10.1002/j.2161-4296.2007.tb00403.x.
9. H. Yonghui, Y. Yong, L. Jianhong and W. Lijuan, "A miniature low-cost MEMS AHRS with application to posture control of robotic fish", *IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference (I2MTC)*, pp. 192-1395, 2018.
10. Sharat Chandra Bhardwaj, S. Shekhar. Satellite Navigation and Sources of Errors in Positioning: Computer Science 2020 International Conference on Advances in Computing, Communication & Materials (ICACCM).
11. GNSS Error Sources. URL: (PDF) GNSS Error Sources (researchgate.net).
12. Yueyan Zhi, Zhangjie Fu, Xingming Sun, Jingnan Yu. Security and Privacy Issues of UAV: A Survey *Mobile Networks and Applications* volume 25, pages 95–101 (2020).
13. Add GPS Sensor Noise to Multirotor Guidance Model. URL: <https://www.mathworks.com/help/uav/ug/add-gps-sensor-noise-to-guidance-model.html>.
14. Pengda Huang, Ilir F. Progi / GPS Signal Detection under Multiplicative and Additive Noise. July 2013. *Journal of Navigation* 66 (04).
15. Gongmin Yan, Qiang wen Fu, Jun Weng. Special Issue "Accuracy Improvement Methods and New Applications of Inertial-Based Navigation System". A special issue of *Sensors* (ISSN 1424-8220), "Navigation and Positioning". (31 December 2022) Viewed by 8539.
16. Henry Martin, Paul Groves, Mark Newman. The Limits of In-Run Calibration of MEMS Inertial Sensors and Sensor Arrays/First published: 23 June 2016.
17. Principles of GNSS. URL: Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems | Artech books | IEEE Xplore.
18. A. Fakharian, T. Gustafsson, M. Mehrfam, "Adaptive kalman filtering based navigation: an IMU/GPS integration approach" IEEE conference on networking, sensing and control 2018, pp. 181–185.
19. Фесенко О., Беляков Р., Радзівілов Г. Імітаційне моделювання безплатформної інерціальної навігаційної системи БПЛА на основі нейромережових алгоритмів // Системи і технології зв'язку, інформатизації та кібербезпеки. Київ, 2022. Вип. 2 (2). С. 63–69.