

УДК 681.51:629.7

<https://doi.org/10.31713/vt1202633>

Христюк А.О. ^[1; ORCID ID: 0000-0001-6968-762X],

к. т. н., доцент,

Вискорко В.О. ^[1],

студент,

Литвиненко О.Р. ^[1],

викладач,

¹Національний університет водного господарства та
природокористування, м.Рівне

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТОЧНОСТІ ЦЕНТРУВАННЯ ВАНТАЖУ НА ТРИВАЛІСТЬ ПОЛЬОТУ АВТОНОМНИХ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ СИСТЕМ

Проаналізовано залежність енергоспоживання мультироторних безпілотних систем від точності центрування корисного навантаження. Експериментальне дослідження проведено на квадрокоптері X-конфігурації в режимі зависання з використанням польотного контролера на базі STM32 та програмного забезпечення Betaflight. Результати показали нелінійне зростання енерговитрат при зміщенні центру мас: поздовжнє зміщення на 50 мм збільшує споживання на 6,4%, тоді як аналогічне латеральне зміщення призводить до втрати 7,9% енергії. Це пояснюється меншим моментом інерції рами відносно осі крену, що змушує ПІД-регулятор інтенсивніше використовувати асиметричну тягу для стабілізації. Запропоновано метод оперативної діагностики дисбалансу без додаткових датчиків – через моніторинг різниці тривалості імпульсів ШІМ (PWM) на діагональних парах моторів. Встановлено, що при зміщенні 50 мм розбіжність обертів досягає 16–17%, що є надійним індикатором для передпольотної перевірки. Точне центрування вантажу за запропонованою методикою дозволяє збільшити радіус дії електричних платформ на 5–8% без змін у конструкції, що критично важливо для логістичних та моніторингових місій.

Ключові слова: БПЛА, енергоефективність, ПІД-регулятор, центрування вантажу, ШІМ-сигнал, автономність.

Вступ.

Автономні місії вимагають максимального використання енергетичного ресурсу бортових джерел живлення. Як зазначають А. Лось та О. Велігорський, енергетичний баланс є критичним фактором, що визначає радіус дії та час патрулювання мультироторних платформ [1]. Обмеження ємності акумуляторів змушує шукати резерви економії не лише в апаратній частині, а й в алгоритмах керування. Ефективність виконання завдання також залежить від точності дотримання траєкторії. А. Бережний вказує, що планування маршрутів для пошуку об'єктів базується на припущенні про стабільність платформи та передбачуваність її динаміки [2]. Проте реальні умови експлуатації (доставка різномірних вантажів, встановлення навісного обладнання) часто унеможливають ідеальне поєднання центру мас (ЦМ) із геометричним центром тяги.

Зміщення ЦМ на відстань d створює постійний паразитний момент $M_g = m \cdot g \cdot d$.

Мультироторна система, будучи динамічно нестійким об'єктом, реагує на це збурення через контур зворотного зв'язку. Підрегулятор компенсує момент M_g асиметричною роботою двигунів: оберти однієї пари роторів зростають, а протилежної – зменшуються. Оскільки споживана потужність двигуна P залежить від кутової швидкості ω нелінійно ($P \sim \omega^3$), приріст енерговитрат на навантажених моторах перевищує економію на розвантажених. Це явище призводить до прихованих втрат енергії, які не враховуються стандартними моделями польоту. У роботі досліджено вплив цього дисбалансу на тривалість автономної роботи.

Основний матеріал. Метою роботи є кількісна оцінка енергетичних втрат при різних видах зміщення вантажу (поздовжньому та латеральному) та розробка методу програмної діагностики дисбалансу для його мінімізації перед вильотом.

Мультироторні безпілотні платформи належать до класу мехатронних об'єктів з дефіцитом керування. Вони є динамічно нестійкими. М. Попович та О. Ковальчук у своїх працях визначають такі системи як об'єкти, що вимагають штучної стабілізації через замкнені контури зворотного зв'язку [3]. Цифровий автопілот опитує інерціальні датчики (гіроскоп, акселерометр) з частотою кілька кілогерц. Процесор миттєво обчислює необхідну кутову швидкість

для кожного гвинта. Основним інструментом стабілізації виступає ПІД-регулятор (пропорційно-інтегрально-диференціальний). Його робота описується рівнянням:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt}.$$

При ідеальному центруванні вантажу інтегральна складова (I_{term}) наближається до нуля. Вона працює лише для компенсації короточасних збурень, наприклад, поривів вітру.

Зміщення центру мас (ЦМ) змінює фізику польоту кардинально. Гравітаційна сила створює постійний перекидаючий момент M_{ext} і регулятор сприймає це як постійну кутову помилку (static error). Пропорційна складова (P_{term}) не може усунути цю помилку повністю. У роботу вступає інтегратор який накопичує значення помилки у часі. Це призводить до зміщення «нульової точки» керування і перерозподілу тяги контролером. Навантажена пара моторів отримує команду на постійне прискорення, а протилежна пара сповільнюється. Mahony R., Kumar V. та Corke P. підкреслюють, що для збереження висоти сумарна тяга має дорівнювати вазі апарата ($\Sigma T = m \cdot g$), проте розподіл цієї тяги стає критично нерівномірним [4].

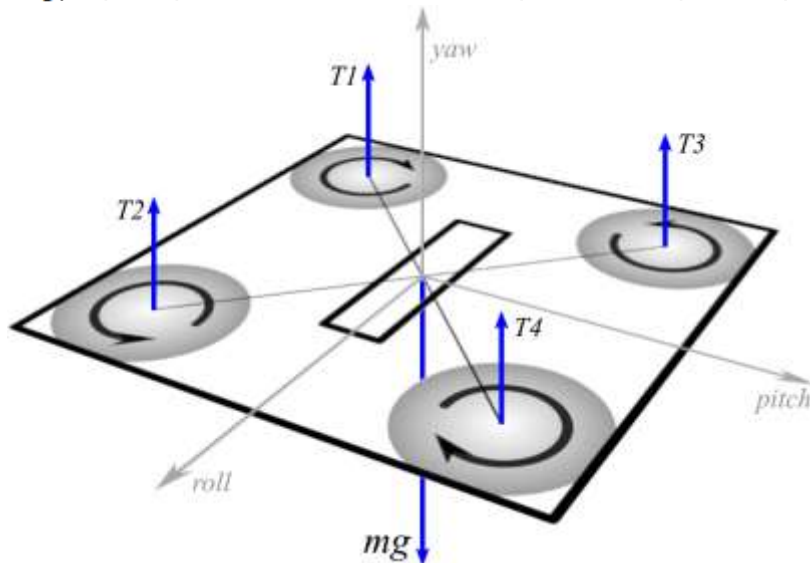


Рис. 1. Схема сил, що діють на квадрокоптер

Збереження сумарної тяги не означає збереження сумарної потужності, оскільки тут діють нелінійні закони аеродинаміки та теорії електроприводу. Тяга гвинта T залежить від кутової швидкості ω квадратично: $T \approx b \cdot \omega^2$. Споживана електрична потужність двигуна P зростає набагато агресивніше та має кубічну залежність від

обертів: $P \approx k \cdot \omega^3$ Подібну математичну модель енергоспоживання описують М. Яцевич (M. Jasewicz) та Р. Глебоцький (R. Głębocki), доводячи, що сумарний струм двигунів при асиметричному навантаженні завжди перевищує струм у збалансованому стані [5].

Розглянемо приклад. Один мотор прискорюється на 10%, інший сповільнюється на 10%. Хоча значення прискорення і сповільнення однакові, приріст споживання енергії на швидкому моторі значно перевищує економію на повільному. А. Лось та О. Велігорський зазначають, що подібні неоптимальні режими суттєво погіршують загальний енергобаланс місії [1]. Додатковим фактором є теплові втрати. Робота мотора на підвищених обертах збільшує струм в обмотках і втрати на нагрів зростають пропорційно квадрату струму ($P_{heat} = I^2 R$), що знижує ККД всієї силової установки.

На базі лабораторії кафедри АКТР НУВГП було проведено серію випробувань. Об'єктом дослідження став квадрокоптер класичної Х-подібної схеми, польотний контролер якого базується на мікроконтролері STM32.



Рис. 2. Вигляд досліджуваного дрону

Базові налаштування контурів стабілізації виконано згідно з рекомендаціями розробників програмного забезпечення Betaflight [6]. Це виключає вплив некоректних коефіцієнтів регулятора на чистоту експерименту. Вага корисного навантаження становила 1000 г, для позиціонування якого було використано прецизійний

стенд. Крок зміщення складав 10, 20 та 50 мм від геометричного центру рами, що імітує реальні помилки операторів при встановленні акумуляторів чи камер. Польоти проходили у режимі зависання (Hover). Система «чорної скриньки» (Blackbox) реєструвала параметри телеметрії, по отриманим даним якої аналізувались напруга, струм та швидкість обертів для кожного двигуна окремо. Для кожної позиції навантаження проводилось по декілька польотів при однакових умовах, середні значення яких представлено у таблицях.

Отримані дані підтвердили теоретичні гіпотези. Зафіксовано кореляцію між величиною зміщення та споживанням струму (Таблиця 1).

Таблиця 1.

Енергетичні характеристики мультироторної системи

№	Позиція вантажу	Uсер, В	Iсер, А	Pсер, Вт	Оберти, об/хв	ΔP, %
1	Без	23,7	8,4	200,4	6855	-54,3
2	Центр	22,9	19,2	438,6	8673	0
3	10 мм вперед	22,9	19,2	441,1	8700	0,6
4	20 мм вперед	22,9	20,0	458,3	8666	4,5
5	50 мм вперед	23	20,3	466,8	8668	6,4
6	10 мм вліво	22,9	20,1	459,5	8558	4,8
7	20 мм вліво	22,9	20,5	468,8	8671	6,9
8	50 мм вліво	22,9	20,7	473,1	8610	7,9

Латеральне зміщення (по осі крену) є більш енергозатратним (+7,9%), ніж поздовжнє (+6,4%), що може пояснюватись геометрією рами. Момент інерції вздовж поперечної осі зазвичай менший і апарат легше розхитати вбік, тому ПІД-регулятор змушений реагувати агресивніше.

Причиною втрат є вихід двигунів з оптимальної робочої точки. Таблиця 2 демонструє розподіл обертів при зміщеннях.

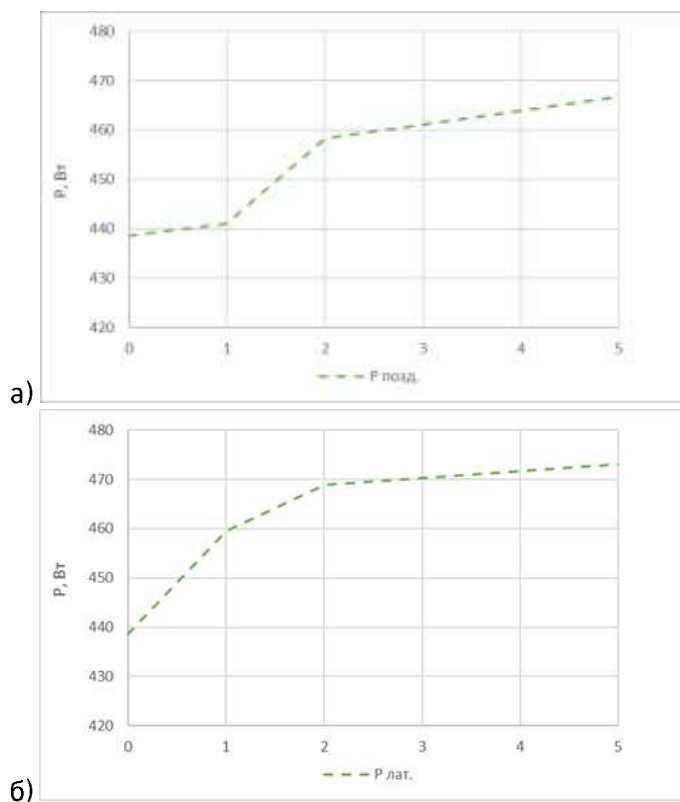


Рис. 3. Графіки залежності потужності від а) повздовжнього та б) латерального зміщення вантажу

Таблиця 2.
Розподіл обертів двигунів (RPM) при зміщенні центру мас

Позиція вантажу	Мотор 1	Мотор 2	Мотор 3	Мотор 4	Відхилення, %
Центр	8638	8725	8495	8833	3,90%
10 мм вперед	8507	8888	8428	8977	6,30%
20 мм вперед	8411	8925	8272	9054	8,60%
50 мм вперед	8052	9257	7878	9483	17,00%
10 мм вліво	8521	8340	8419	8953	7,00%
20 мм вліво	8528	8313	8665	9177	9,40%
50 мм вліво	8060	7916	9015	9450	16,20%

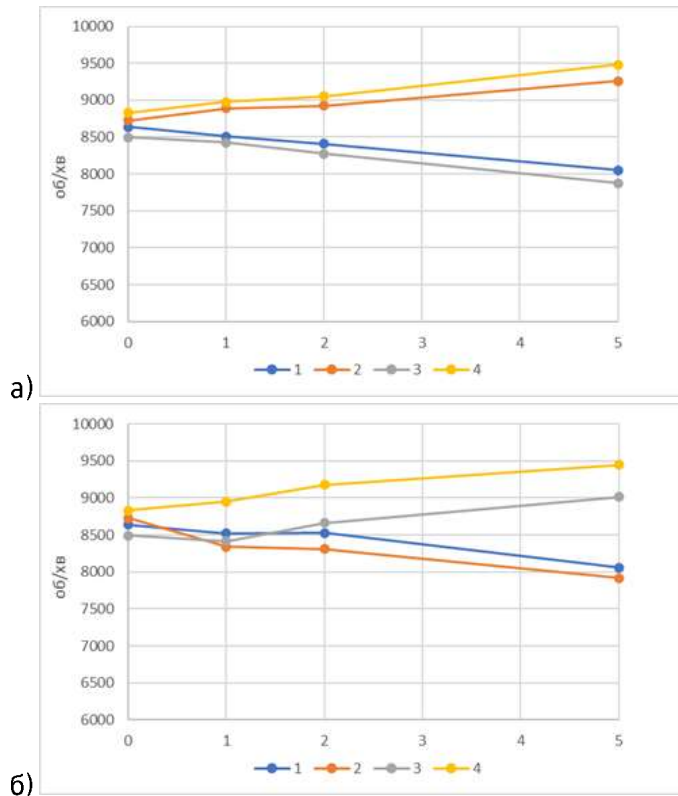


Рис. 4. Графіки залежності швидкості обертів від а) повздовжнього та б) латерального зміщення вантажу

При зміщенні на 50 мм різниця між «найшвидшим» та «найповільнішим» мотором сягає 1400–1600 об/хв, що становить близько 17% від номіналу. Перевантажені мотори працюють у зоні низької ефективності магнітної системи.

Запропонований метод діагностики: концепція програмного сенсора. Замість використання додаткових апаратних датчиків (тензометрів чи акселерометрів на підвісі), які пропонують у своїх роботах деякі дослідники, можна застосувати концепцію програмного сенсора (Soft-sensing). Згідно з теорією автоматичного керування, описаною М. Поповичем, будь-яка замкнена система стабілізації містить у собі інформацію про діюче збурення [3]. У даному випадку збуренням є статичний момент M_{ext} , викликаний зміщенням центру мас. ПІД-регулятор компенсує це збурення через інтегральну складову (I_{term}). В усталеному режимі зависання ($t \rightarrow \infty$) вихід інтегратора пропорційний величині збурення: $I_{term} \approx -\frac{1}{K_{sys}} M_{ext}$

Отже, аналізуючи вихідний сигнал регулятора, що подається на

змішувач моторів (Mixer), можна математично відновити величину та вектор зміщення вантажу.

Алгоритм ідентифікації асиметрії. Польотний контролер формує керуючі сигнали у вигляді широтно-імпульсної модуляції (ШИМ), тривалість імпульсу D_{pwm} якого прямо корелює з необхідною тягою. У ідеально збалансованій системі (центр мас збігається з геометричним центром) для утримання горизонту сума сигналів передньої та задньої (або лівої та правої) пари моторів має бути рівною. Дисбаланс порушує цю рівність. Можна ввести діагностичний критерій асиметрії ΔD , який розраховується в реальному часі:

$$\Delta D_{roll} = (D_1 + D_2) - (D_3 + D_4)$$

$$\Delta D_{pitch} = (D_1 + D_4) - (D_2 + D_3)$$

де $D_1 \dots D_4$ – нормалізовані значення ШИМ (у діапазоні 1000–2000 мкс або 0–100%) для моторів згідно зі схемою X-конфігурації.

Сирі дані ШИМ містять високочастотний шум, викликаний вібраціями та роботою D-складової регулятора (derivative term). Для уникнення хибних спрацьовувань застосовується цифровий фільтр низьких частот (аперіодична ланка першого порядку), описаний у роботах Поповича та Ковальчука: $T_f \frac{dy}{dt} + y = x(t)$ де T_f – стала часу фільтра (0,5–1,0 с) [3]. Це дозволяє відсіяти короткочасні сплески від вітрових поривів і виділити статичний тренд, викликаний саме зміщенням вантажу.

Система порівнює відфільтроване значення $|\Delta D|$ з пороговим значенням D_{trh} . На основі проведених експериментів (Таблиця 2) для даної збірки встановлено:

1. Норма: $|\Delta D| < 5$ (природна асиметрія рами та моторів).
2. Попередження: 5 (незначне зміщення, втрата енергії ~2–4%).
3. Критичний дисбаланс: $|\Delta D| > 15$ (зміщення >50 мм, втрата енергії >7,9%, ризик перегріву моторів).

Запропонований алгоритм інтегрується у прошивку польотного контролера (наприклад, Betaflight або INAV) як фоновий процес. Сценарій використання:

1. Дрон виконує зліт і переходить у режим стабільного зависання на висоті 1–2 метри.
2. Протягом 3–5 секунд алгоритм накопичує дані ШИМ і обчислює усереднене значення ΔD .

3. Якщо виявлено критичний дисбаланс ($>15\%$), система блокує подальше виконання місії (наприклад, політ по точках) і передає телеметричне попередження оператору: "CHECK PAYLOAD BALANCE".

Такий підхід дозволяє запобігти вильоту на маршрут апарата, який гарантовано не зможе виконати завдання через перевитрату енергії, описану А. Лосем та О. Велігорським [1].

Висновки. Експериментально доведено, що статичний дисбаланс є важливим фактором скорочення автономності. Латеральне зміщення центру мас на 50 мм призводить до втрати 7,9% енергії батареї, що підтверджує теоретичні моделі М. Jacewicz та R. Głębocki. Для типового розвідувального дрона це означає зменшення бойового радіуса на майже 8% дальності. Для виявлення зміщення вантажу розроблено метод «віртуального сенсора». Аналіз асиметрії широтно-імпульсної модуляції (ΔD) дозволяє виявити зсув навантаження ще на етапі передпольотного висіння (Hover check) і виключає потребу в громіздких механічних системах балансування. Запропонований підхід легко імплементується в існуючі польотні контролери (наприклад, на базі STM32) як програмна надбудова, що дозволяє системі керування автоматично блокувати виконання місії, якщо розрахункова енергоефективність платформи падає нижче критичного рівня. Результати є універсальними для мультироторних систем електричного типу (X-конфігурація), що використовуються у логістиці та моніторингу. Подальші дослідження будуть спрямовані на створення адаптивного ПІД-регулятора, здатного мінімізувати струми статора в умовах змінного центру мас.

1. Лось А., Велігорський О. Енергетичний та операційний аналіз систем безперервного спостереження на основі багатороторних БПЛА. Вісник НТУ «ХПІ». Серія: Нові рішення у сучасних технологіях. 2024. № 3(21). С. 39–51.
2. Бережний А. О. Методи та інформаційна технологія автоматизованого планування маршрутів польотів безпілотних літальних апаратів... : дис. ... канд. техн. наук : 05.13.06. Харків, 2020. 190 с.
3. Попович М. Г., Ковальчук О. В. Теорія автоматичного керування: підручник. 2-ге вид., перероб. і доп. Київ: Либідь, 2007. 656 с.
4. Mahony R., Kumar V., Corke P. Multirotor Aerial Vehicles: Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor. IEEE Robotics & Automation Magazine. 2012. Vol. 19(3). P. 20–32.
5. Jacewicz M., Żugaj M., Głębocki R., Bibik P. Quadrotor Model for Energy Consumption Analysis. Energies. 2022. Vol. 15, No. 19. Article 7136.
6. Betaflight PID Tuning Guide. URL: <https://betaflight.com/docs/wiki/guides/current/PID-Tuning-Guide>.

REFERENCES:

1. Los' A. , Velihors'kyy O . Enerhetychnyy ta operatsiynyy analiz systemy bezperervnoho sposterezhennya na osnovi bahatorotornykh BPLA. Visnyk NTU «KHPi». Seriya: Novi rishennya v suchasnykh tekhnolohiyakh. 2024. № 3(21). S. 39–51.
2. Berezhnyy A . O. Metody ta informatsiyna tekhnolohiya avtomatyzovanoho planuvannya marshrutiv pol'otiv bezpilotnykh lital'nykh aparativ... : dys. ... kand. tekhn. nauk : 13.05.06. Kharkiv, 2020. 190 s.
3. Popovych M . H., Koval'chuk O. V. Teoriya avtomatychnoho keruvannya: pidruchnyk. 2-he vyd., pererob. i dop. Kyiv: Lybid', 2007. 656 s.
4. Makhoni R., Kumar V., Kork P. Bahatorotorni lital'ni aparaty: modelyuvannya, otsinka ta keruvannya kvadrotorom. Zhurnal IEEE Robotics & Automation. 2012. Vyp. 19(3). S. 20–32.
5. Jacewicz M., Żugaj M., Głębocki R., Bibik P. Quadrotor Model for Energy Consumption Analysis. Enerhiyi. 2022. Vyp. 15, № 19. Stat'ya 7136.
6. Posibnyk z nalashtuvannya PID-rehulyatora Betaflight. URL: <https://betaflight.com/docs/wiki/guides/current/PID-Tuning-Guide>.

Khrystyuk A.O. [1; ORCID ID: 0000-0001-6968-762X],

Candidate of Technical Sciences,

Vyskorko V.O. [1],

Senior Student,

Lytvynenko O.R. [2],

Teacher,

¹ National University of Water and Environmental Engineering, Rivne

RESEARCH ON THE INFLUENCE OF CARGO CENTERING ACCURACY ON THE FLIGHT DURATION OF AUTONOMOUS UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS

Multirotor unmanned platforms belong to the class of mechatronic objects with a control deficit. They are dynamically unstable. A number of scientists in their works define such systems as objects that require artificial stabilization through closed feedback loops. The digital autopilot polls inertial sensors (gyroscope, accelerometer) with a frequency of several kilohertz. The processor instantly calculates the required angular velocity for each propeller. The main stabilization tool is the PID controller (proportional-integral-differential).

The limitation of battery capacity forces us to look for savings not only in the hardware part, but also in the control algorithms. The effectiveness of the task also depends on the accuracy of the trajectory. Some scientists points out that route planning for searching for objects is based on the assumption of platform stability and predictability of its dynamics. However, real

operating conditions (delivery of heterogeneous cargo, installation of attachments) often make it impossible to perfectly combine the center of mass with the geometric center of thrust.

The dependence of the energy consumption of multirotor unmanned systems on the accuracy of centering of the payload was analyzed. An experimental study was conducted on an X-configuration quadcopter in hover mode using a flight controller based on STM32 and Betaflight software. The results showed a nonlinear increase in energy consumption when the center of mass is shifted: a longitudinal shift of 50 mm increases consumption by 6.4%, while a similar lateral shift leads to a loss of 7.9% of energy. This is explained by the lower moment of inertia of the frame relative to the roll axis, which forces the PID controller to use asymmetric thrust more intensively for stabilization. A method for operational diagnostics of imbalance without additional sensors is proposed - by monitoring the difference in the duration of PWM pulses on diagonal pairs of motors. It was found that with a displacement of 50 mm, the speed difference reaches 16–17%, which is a reliable indicator for pre-flight inspection. Accurate centering of the load using the proposed method allows you to increase the radius of action of electric platforms by 5–8% without changes in the design, which is critically important for logistics and monitoring missions.

Keywords: UAV, energy efficiency, PID controller, load centering, PWM signal, autonomy.

Отримано: 29 січня 2026 року
Прорецензовано: 25 лютого 2026 року
Прийнято до друку: 27 березня 2026 року



© 2026 [Khrystyuk A.O., Vyskorko V.O., Lytvynenko O.R.]. Licensee [NUWEE]. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution-NonCommercial (CC BY-NC) license ([creativecommons.org](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/)).