



**Anzhela
B. Binkovska**
Біньковська
Анжела
Борисівна

УДК 629.5

SYSTEM OF STABILIZING THE HOVERCRAFTS

СИСТЕМА СТАБІЛІЗАЦІЇ ЗАЗОРУ АПАРАТУ НА ПОВІТРЯНІЙ ПОДУШЦІ

DOI [https://doi.org/10.15589/smi2024.2\(19\).04](https://doi.org/10.15589/smi2024.2(19).04)

Anzhela B. Binkovska

Біньковська Анжела Борисівна,
канд. техн. наук, доц.
binkovska@khadi.kharkov.ua
ORCID: 0000-0001-9788-4321

Olha M. Kudyrko

Кудирко Ольга Миколаївна,
асистент
UOlya_kud@ukr.net
ORCID: 0000-0002-0858-9580



Olha M. Kudyrko
Кудирко Ольга
Миколаївна

Kharkiv National Automobile and Highway University

*Харківський національний автомобільно-дорожній університет,
м. Харків*

Abstract. *Aim.* To develop a system for stabilizing the flight altitude of a hovercraft. *Methodology.* The method of analysis and synthesis of automatic control systems was used in the study. *Results.* The paper solves the problem of developing a system for stabilizing the flight altitude of a hovercraft: mathematical models of the control object are developed, the control laws are synthesized, and the system dynamics are analyzed. As a result, possible methods and ways of solving the problem as a whole were considered, a structural diagram of the stabilization system channel was formed, mathematical models of the control object were developed, and its properties were analyzed. Schemes and models of links are selected, synthesis with the analysis of two control laws is performed, and a discrete stabilization system is synthesized. The system is analyzed in the time and frequency domains. *Scientific novelty.* The scientific novelty lies in the synthesis of a hovercraft by analyzing two control laws and synthesizing a discrete stabilization system, as well as analyzing the system in the time and frequency domains. *Practical significance.* The following results were obtained during the study: the equations of dynamics, the structural diagram of the stabilization system, the analysis of the object's stability, and the synthesis of a system that maintains the required gap between the vehicle and the ground surface.

Key words: air cushion; gap; stabilization; control law; stability; transient; characteristic polynomial.

Анотація. *Мета.* Розробка системи стабілізації висоти польоту апарату на повітряній подушці. *Методика.* В рамках дослідження використано метод аналізу та синтезу систем автоматичного управління. *Результати.* У роботі вирішена задача розробки системи стабілізації висоти польоту апарату на повітряній подушці: розроблені математичні моделі об'єкта керування, виконано синтез законів керування й аналіз динаміки системи. У результаті розглянуті можливі методи і шляхи рішення задачі в цілому, сформована структурна схема каналу системи стабілізації, розроблені математичні моделі об'єкта керування і проаналізовані його властивості. Обрано схеми і моделі ланок, зроблено синтез з аналізом двох законів керування, синтезовано дискретну систему стабілізації. Здійснено аналіз системи в часовій і частотній областях. *Наукова*

новизна. Наукова новизна полягає у синтезі апарату на повітряній подушці шляхом аналізу двох законів керування та синтезу дискретної системи стабілізації, а також здійснено аналіз системи в часовій і частотній областях. **Практична значимість.** Під час дослідження були отримані наступні результати: одержані рівняння динаміки, структурна схема системи стабілізації, виконано аналіз стійкості об'єкта та синтезована система, яка підтримує необхідний зазор між апаратом і поверхнею землі.

Ключові слова: повітряна подушка; зазор; стабілізація; закон керування; стійкість; перехідний процес; характеристичний поліном.

References

- [1] Sudna na povitriani podushti [Hovercrafts]. Retrieved from: <https://dailyboats.com/ua/boat-types/power-hovercraft>. [in Ukrainian].
- [2] Potiahy na mahnitnii podushti – transport maibutnoho [Magnetic cushion trains – the transport of the future]. Retrieved from: <https://epa.kpi.ua/science/interesting-info/maglev/>. [in Ukrainian].
- [3] Larin, O.M., Barkalov, V.H., & Donskyi, D.V. (2015). Zastosuvannia suden na povitriani podushti ta transportnykh zasobiv pid chas poveni ta pavodku na terytorii Ukrainy [The use of hovercraft and vehicles during floods and floods in Ukraine]. Hetman Petro Konashevych-Sagaidachny Kyiv State Academy of Water Transport. Water transport. 2015. № 2. p. 92–95. [in Ukrainian].
- [4] Volianska, Ya. B., Holikov, V. V., Mazur, O. M., Onyshchenko, O. A., & Shevchenko, V. A. (2018). Sistema stabilizatsii kursu morskoho sudna, chastkovo-invariantna do vitro–khvylovykh navantazhen [A system for stabilizing the course of a sea vessel, partially invariant to wind and wave loads]. *Automation of technological and business processes*, Vol. 10 No. 2 (2018). p. 57–63. [in Ukrainian].
- [5] Kai Wang, Jingfu Peng, Tianhui Liu, Zhiquan Guo, Liangjing Zhong. (2023). A semi-analytical method for the static stability analysis of air cushion supported floating platforms. *Ocean Engineering*. Vol. 290, 15 December 2023, 116340.
- [6] Haukeland, O.M., Hassani, V., & Auestad, O. (2019). Surface Effect Ship with Four Air Cushions Part I: Dynamic Modeling and Simulation. *IFAC-PapersOnLine*. Vol. 52, Issue 21, 2019, Pages 128–133.
- [7] Haukeland, O.M., Hassani, V., & Auestad, O. (2019). Surface Effect Ship with Four Air Cushions Part II: Roll and Pitch Damping. Vol. 52, Issue 21, 2019, P. 134–139.
- [8] Syniehlazov, V.M., & Filiashkin, M.K. (2013). Avtomatyzovani systemy upravlinnia povitrianykh suden: Pidruchnyk. [Automated control systems of aircraft: A textbook]. K.: NAU, 2013. 502 p. [in Ukrainian].
- [9] Lukianov, P.V. (2024). Aerodynamika litalnykh apparativ [Aerodynamics of Aircraft] [Electronic resource]: a textbook for bachelor's degree students in the educational program "Aircraft and helicopters", specialty 134 "Aviation and rocket and space technology" / Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute ; author: P.V. Lukianov. – Electronic text data (1 file) Kyiv: Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute, 2024. 188 p. [in Ukrainian].

Постановка завдання. Розробити систему стабілізації зазору апарату на повітряній подушці (АПП). Одержати рівняння динаміки, структурну схему системи стабілізації, виконати аналіз стійкості об'єкта та синтезувати систему, яка підтримує необхідний зазор між апаратом і поверхнею землі. Моделювання системи стабілізації здійснити за допомогою пакета MATLAB.

Вступ. Різкий зріст пасажирських перевезень привів до кризового стану міського

пасажирського транспорту міст найбільш розвинених промислових країн і з'явився поштовхом технічної революції в цій галузі.

Вона розвивається в даний час у двох основних напрямках:

– удосконалювання і підвищення ефективності традиційних видів міського пасажирського транспорту – метрополітену, трамвая, тролейбуса й автобуса. Ці заходи охоплюють питання поліпшення ходових якостей і комфортабельності рухомого

складу, автоматизації керування рухомим складом, удосконалювання систем електропостачання та інше. Особлива увага приділяється питанням раціональної організації руху, що забезпечує максимальне використання рухомого складу на лінії;

– створення нових видів міського пасажирського транспорту в розрахунку на рішення сучасних транспортних проблем та на перспективу.

Поряд з цим у найбільш розвинених країнах світу велику увагу приділяють пошукам ідей і проектуванню нових транспортних засобів і систем, розробці перспективних проблем містобудування та їхньому комплексному ув'язуванню з проблемами транспортного обслуговування. Запропоновані та розробляються нові системи безупинного транспорту (рухомі тротуари), цілком автоматизовані транспортні системи з автоматичним вибором маршруту за вимогою пасажирів (кібертаксі), системи пневматичних і вакуумних трубопоїздів та інші. Одним з перспективних транспортних засобів є, зокрема, рухомий склад на повітряній подушці з магнітною підвіскою.

Судна на повітряній подушці – це універсальні транспортні засоби, які можна використовувати для різних цілей. Вони можуть використовуватися для транспортування, відпочинку та навіть рятувальних операцій. Судна на повітряній подушці здатні пересуватися по суші та воді, що робить їх ідеальними для використання як у міських, так і сільських районах [1].

На відміну від апаратів на повітряній подушці транспортні засоби з магнітною підвіскою більш спеціалізовані; по самій своїй ідеї вони призначаються для руху тільки по спеціально підготовленому шляху. Розробка транспортних засобів цього типу здійснюється в двох напрямках: використання для створення піднімальної сили сил взаємодії постійних магнітів і електромагнітів. Для останнього напрямку найбільш перспективним є створення рухливого складу зі сверхпровідниковими піднімальними контурами та магнітною системою тяги.

Перші сторінки історії Maglev заповнені рядами патентів, отриманих на початку

XX століття в різних країнах. Ще в 1902 році патент на конструкцію поїзда, оснащеного лінійним двигуном, отримав німецький винахідник Альфред Зейден. А вже через чотири роки Франклін Скотт Сміт розробив ранній прототип поїзда на електромагнітному підвісі. У 1979 році з'явився перший в світі прототип поїзда на магнітній подушці, ліцензований для надання послуг з перевезення пасажирів – Transrapid 05. У 1980-х роках до розробки і реалізації проектів по створенню високошвидкісних поїздів на магнітній подушці приступили не тільки в Англії і Німеччині, а й в Японії, Кореї, Китаї і США. Головною причиною уповільнення впровадження потягів на магнітній підвісці є їх висока вартість. Вони вимагають спеціально побудованої інфраструктури, яка, як правило, і є найбільш витратною статтею в бюджеті проекту. На даний час монорейковий транспорт утвердився в декількох нішах – як розважальний (у парках, зоопарках, зонах відпочинку, на виставках), як автоматичний транспорт в аеропортах для зв'язку між терміналами та підвезення до міського транспорту, а також як міський та міжміський пасажирський транспорт. Завдяки безшумності та відсутності вібрацій в густонаселених містах монорейковий транспорт може проходити через житлові квартали і навіть наскрізь будинки [2].

Відмовлення від рушійних коліс (колісного рушія) при створенні рухливого складу на повітряній подушці та магнітній підвісці пов'язаний з розробкою нових систем тягового приводу.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. В роботі запропоновано транспортний засіб на повітряній подушці з телескопічною колісною базою, що дає змогу підвищити прохідність та ефективність роботи аварійнорятувальних робіт під час повені та паводку. Цей транспортний засіб може використовуватися як судно на повітряній подушці для подолання річок та озер, за допомогою колісної бази може долати сушу, а телескопічна система надасть стійкість та вантажопідйомність при подоланні заболоченої місцевості, схилів і пересічної місцевості з перешкодами [3].

У статті показана можливість застосування у сучасних системах стабілізації курсу морського судна принципів частково-інваріантного керування до вітро-хвильових навантажень. Основна відмінність запропонованої системи керування у використанні принципу непрямой оцінки й виміру збурення за рахунок обробки інформаційних сигналів штатних датчиків судна і його навігаційно-вимірювальної системи.

У роботі [5] розглянуто плавучі платформи на повітряній подушці (ПППП), які мають просту конструкцію і низьку вартість будівництва, але при цьому вони мають відмінну стійкість і гідродинамічні характеристики, що робить їх придатними для глибоководної експлуатації енергії вітру або хвиль. Однак ефективних методів оцінки стійкості ПППП поки що не існує. У цій статті розроблено напіваналітичний метод аналізу стійкості для ПППП, який аналітично розраховує переміщення ПППП та об'єм повітряної подушки. Він чисельно розв'язує нелінійні рівняння, які складаються з рівнянь збереження переміщення ПППП і рівнянь ідеального газу для повітряних подушок, щоб отримати важіль стійкості. Напіваналітичний метод дозволяє не тільки швидко оцінити початкову стійкість ПППП, але й ефективно оцінити більші кути, включаючи екстремальні умови, такі як витік повітря з повітряних подушок і занурення змоченої поверхні.

Результати роботи [6] присвячені динамічному моделюванню та чисельному моделюванню судна на поверхневому ефекті (СПЕ) з розділеною подушкою. Нова концепція СПЕ, розроблена UMOE Mandal AS, складається з чотирьох повітряних камер, кожна з яких обладнана вентиляційними клапанами, за допомогою яких можна контролювати тиск в подушці, регулюючи вихід повітря з подушки. Нова конструкція дає змогу активно регулювати рух СПЕ за всіма ступенями свободи, окрім хвильового. У статті розроблено динамічну модель чотириподушкової СПЕ. Математична модель, схоже, добре відображає фізичну реакцію судна на поверхневому ефекті. Точність моделі, здається, досить сильно залежить

від чинників, що стосуються витоку повітря з камер. Загалом, тести показують, що рішення з чотирма подушками забезпечує дуже потужне рішення для контролю крену судна.

У роботі [7] представлено алгоритм активного демпфування крену і тангажу для регулювання руху судна на поверхневому ефекті (СПЕ) з розділеною подушкою. Кути крену та тангажу вдалося зменшити на 13 та 7 градусів, що становить понад 83% та 78% відповідно. Демпфування крену особливо ефективно в області власного періоду крену судна. Результати ґрунтуються на припущенні, що розділові стінки подушки можна розглядати як суцільні.

На підставі аналізу наявних рішень виявлено, що в роботах не було розглянуто синтез з аналізом двох законів керування, не синтезована дискретна система стабілізації та не здійснено аналіз системи в часовій і частотній областях.

Рух АВП як об'єкта керування. Рух твердого тіла у зв'язаній системі координат описується рівняннями Ейлера. Рух АПП як твердого тіла складається з двох рухів: руху навколо центра мас і руху центра мас. В кожному з цих рухів апарат має три ступені свободи, то в цілому його рух характеризується шістьма ступенями свободи. Для визначення руху апарата в будь-який момент часу необхідно задати шість координат як функцій часу.

Швидкісна та нормальна системи координат пов'язані між собою через три кути Ейлера. Як координати, що визначають положення апарата в просторі, можна взяти кут подовжнього крену ϑ , кут поперечного крену γ і кут відхилення від заданого напрямку руху ψ , що визначають положення апарата стосовно координатної системи, жорстко закріпленої в центрі мас, а також висоту H , бічне відхилення від заданого напрямку руху Z і відстань L від нерухомої крапки, що визначають положення центра мас апарата стосовно земних координат.

Замість кутових координат ϑ , γ і ψ , що характеризують рух апарата стосовно координат, початок яких збігається з центром

мас, можна взяти параметри, що характеризують його рух стосовно потоку, що набігає, – швидкість руху V , кут атаки (і кут ковзання).

Використання АПП можливе тільки в тому випадку, якщо його рух буде керованим. Керований рух апарата в просторі, характеризуємо визначеними заздалегідь заданими координатами, швидкостями, прискореннями і перевантаженнями і здійснене для виконання визначених задач, називається режимом польоту. Очевидно, що для здійснення керованого руху апарата необхідно керувати параметрами, що характеризують режим руху.

Для керування рухом апарата необхідно впливати на сили і моменти, що діють на апарат. До таких сил і моментів відносяться: аеродинамічні сили і моменти, сила тяги, сила ваги, сили і моменти опору (тертя). При русі АПП по землі до цих сил і моментів додаються сили тертя коліс і гальм.

Вплив на аеродинамічні сили і моменти може вироблятися за допомогою керуючих поверхонь, що змінюють напрямок зустрічного потоку повітря. Силу тяги змінюють за допомогою зміни режиму роботи двигуна. Зміна сили ваги відбувається внаслідок зміни запасу палива на апараті і зміни корисного навантаження.

Як регулюючі фактори, що дозволяють впливати на апарат для керування його рухом, можна вибрати кути відхилення керуючих пристроїв (і тягу P).

Рух апарата є єдиним процесом. Однак складний рух апарата часто розбивають на найпростіші види (кутові рухи і рухи центра мас, подовжній і бічний рухи і т.д.), що значно спрощує і полегшує вивчення задачі.

За рахунок того, що число параметрів режиму руху АПП досить велике, здійснити регулювання всіх параметрів не уявляється можливим. Якщо ж скористатися тим, що між параметрами режиму існує ряд зв'язків, то число регульованих параметрів можна зменшити, вибравши найголовніші з них.

З загального руху АПП можна виділити подовжній рух, який можна характеризувати диференціальними рівняннями, що встановлюють зв'язок між координатами,

швидкостями, прискореннями і діючими на апарат силами і моментами.

Для виводу рівнянь подовжнього руху АПП уведемо наступні позначення:

- V – швидкість польоту, що збігає з напрямком руху;
- Y – піднімальна сила;
- X – сила опору;
- G – сила ваги;
- ϑ – кут подовжнього крену (кут між подовжньою віссю апарата і горизонтальною площиною);
- θ – кут між вектором швидкості і горизонтальною площиною;
- α – кут атаки (кут між подовжньою віссю апарата і проекцією вектора швидкості на площину симетрії);
- $m = G/g$ – маса апарата;
- P – сила тяги, напрямок якої можна вважати співпадаючим з подовжньою віссю апарата.

Візьмемо швидкісну систему координат Ox, y, z , з початком у центрі мас апарата, вісь Ox спрямована по векторі швидкості V , а вісь Oy – по нормалі до напрямку руху (рис. 1).



Рис. 1. Сили, що діють на об'єкт

Спроекуємо сили, що діють на АПП, на напрямок руху і на нормаль до нього [8, 9]. У цьому випадку одержимо:

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X - G \sin \theta + X_g; \quad (1)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + Y - G \cos \theta + Y_g. \quad (2)$$

Позначимо через M_z сумарний момент усіх сил, що діють щодо поперечної осі, що проходить через центр мас апарата. Рівняння моментів щодо поперечної осі має вид:

$$J_z \frac{d^2 \vartheta}{dt^2} = M_z. \quad (3)$$

Додамо до цих рівнянь кінематичне рівняння, що зв'язує кути θ , ϑ і α

$$\vartheta = \theta + \alpha. \quad (4)$$

Рівняння (1) – (4) описують рух апарата стосовно центра мас. Для визначення руху АПП стосовно системи координат, пов'язаної з землею, до рівнянь (1) – (4) необхідно додати рівняння руху центра мас апарата:

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta; \quad (5)$$

$$\frac{dL}{dt} = V \cos \theta, \quad (6)$$

де H і L – відповідно висота руху над землею і пройдена відстань.

Система диференціальних рівнянь (1) – (6) є нелінійною математичною моделлю подовжнього руху апарата. Для одержання лінеаризованих рівнянь установимо залежність сил і моментів від величин V , θ , ϑ , ω_z , α , H , δ і δ_p .

Сила тяги двигуна P залежить від параметрів двигуна і зовнішніх умов, обумовлених швидкістю руху V , тиском p_n і температурою T_n атмосфери.

Аеродинамічні сили і моменти, через прийняті в аеродинаміці безрозмірні коефіцієнти прийнято представляти у вигляді

$$X = c_x S q; \quad Y = c_y S q; \quad M_z = m_z l S q, \quad (7)$$

де $q = \frac{\rho V^2}{2}$ – швидкісний напір;

c_x і c_y – відповідно коефіцієнти лобового опору і піднімальної сили;

m_z – коефіцієнт моменту подовжнього крену;

l – довжина підстави апарата;

S – площа крил.

Щоб лінеаризувати рівняння (1) – (6), припустимо, що параметри V_0 , θ_0 , ϑ_0 , α_0 і H_0 , що відповідають сталому режиму, одержують малі збільшення ΔV , $\Delta \theta$, $\Delta \vartheta$, $\Delta \alpha$ і ΔH , викликані діючими на апарат збурюваннями. Це дозволяє оцінити поведінку апарата в сталому (необуреному) русі по його поведінку при наявності збурювань.

Нехай у деякий момент часу внаслідок збурювань, що діють на апарат, маємо:

$$V = V_0 + \Delta V; \quad \alpha = \alpha_0 + \Delta \alpha; \quad \vartheta = \vartheta_0 + \Delta \vartheta;$$

$$\theta = \theta_0 + \Delta \theta; \quad H = H_0 + \Delta H, \quad (8)$$

де ΔV , $\Delta \alpha$, $\Delta \vartheta$, $\Delta \theta$, ΔH – малі збільшення зазначених параметрів.

З цих виражень видно, що рух АПП можна представити складається з необуреного руху і малих відхилень від нього.

Розкладаючи сили X , Y , P і момент M_z у ряд Тейлора по малих збільшеннях і обмежуючи лінійними членами збільшень, одержимо:

$$\left\{ \begin{aligned} m \frac{d\Delta V}{dt} &= -(P_0 \sin \alpha_0 + X_0^\alpha) \Delta \alpha + (P_0^V \cos \alpha_0 - X_0^V) \Delta V - G \cos \theta_0 \Delta \theta + \\ &+ (P_0^H \cos \alpha_0 - X_0^H) \Delta H + P_0^{\delta_p} \delta_p c_j s \alpha_0 + X_0^\epsilon; \\ m V_0 \frac{d\Delta \theta}{dt} &= (P_0 \cos \alpha_0 + Y_0^\alpha) \Delta \alpha + (P_0^V \sin \alpha_0 + Y_0^V) \Delta V + G \sin \theta_0 \Delta \theta + \\ &+ (P_0^H \sin \alpha_0 + Y_0^H) \Delta H + P_0^{\delta_p} \delta_p \sin \alpha_0 + Y_0^\epsilon; \\ J_z \frac{d^2 \Delta \vartheta}{dt^2} &= M_{z0}^\alpha \Delta \alpha + M_{z0}^\alpha \frac{d\Delta \alpha}{dt} + M_{z0}^{\omega_z} \frac{d\Delta \vartheta}{dt} + M_{z0}^V \Delta V + M_{z0}^H \Delta H + \\ &+ M_{z0}^\delta \Delta \delta + M_{z0}^\epsilon; \\ \frac{d\Delta H}{dt} &= V_0 \cos \theta_0 \Delta \theta + \Delta V \sin \theta_0; \\ \Delta \vartheta &= \Delta \theta + \Delta \alpha, \end{aligned} \right. \quad (9)$$

У системі рівнянь (9) введені наступні позначення:

$$X_0^\alpha = c_{x0}^\alpha S q_0; \quad X_0^V = (c_{x0} + \frac{1}{2} M_0 c_{x0}^M) 2S \frac{q_0}{V_0};$$

$$X_0^H = (c_{x0} \rho_0^H + \rho_0 c_{x0}^H) S \frac{q_0}{\rho_0};$$

$$Y_0^\alpha = c_{y0}^\alpha S q_0; \quad Y_0^V = (c_{y0} + \frac{1}{2} M_0 c_{y0}^M) 2S \frac{q_0}{V_0};$$

$$Y_0^H = (c_{y0} \rho_0^H + \rho_0 c_{y0}^H) S \frac{q_0}{\rho_0};$$

$$M_{z0}^\alpha = m_{z0}^\alpha l S q_0; \quad M_{z0}^V = m_{z0}^V l S q_0;$$

$$M_{z0}^H = m_{z0}^H l S q_0; \quad M_{z0}^{\omega_z} = m_{z0}^{\omega_z} l S q_0; \quad (10)$$

$$M_{z0}^{\dot{\alpha}} = m_{z0}^{\dot{\alpha}} l S q_0; \quad M_{z0}^{\delta_e} = m_{z0}^{\delta_e} l S q_0.$$

Уведемо безрозмірні величини:

$$v = \frac{\Delta V_0}{V_0}; \quad \bar{t} = \frac{t}{\tau_a}, \quad (11)$$

$$\text{де } \tau_a = \frac{m}{\rho_0 S V_0} - \text{аеродинамічна постійна}$$

часу АПП.

Замість збільшень $\Delta \vartheta$, $\Delta \alpha$ і $\Delta \theta$ будемо писати ϑ , α і θ , додаючи останнім величинам зміст тих же збільшень.

Рівняння (10) з урахуванням уведених позначень можна представити у виді лінійної математичної моделі подовжнього руху апарата на повітряній подушці:

$$\begin{cases} (s + n_{11})v + n_{12}\alpha + n_{13}\vartheta + n_{14}h = n_p \delta_p + f_1; \\ -n_{21}v + (s + n_{22})\alpha - (s + n_{23})\vartheta + n_{24}h = f_2; \\ n_{31}v + (n_0 s + n_{32})\alpha + (s^2 + n_{33}s)\vartheta + n_{34}h = -n_e \delta + f_3; \\ -n_{41}v + n_{42}\alpha - n_{43}\vartheta + sh = f_4, \end{cases} \quad (12)$$

$$\text{де } s = \frac{d}{dt}.$$

Для апарату на повітряній подушці, що робить поле над поверхнею землі, значення

коефіцієнтів наступні: $n_{11}=0,12$; $n_{12}=-0,28$; $n_{13}=0,4$; $n_{21}=-0,8$; $n_{22}=2,4$; $n_{23}=0,02$; $n_{31}=0$; $n_0=0,59$; $n_{32}=6,6$; $n_{33}=1,67$; $n_e=15,2$; $n_p=0,019$; $n_{41}=\sin \theta_0$; $n_{42}=\cos \theta_0$.

Тому що рух відбувається з незначною зміною висоти членами $n_{14}h$, $n_{24}h$ і $n_{34}h$ у рівняннях (12) можна зневажити. У цьому випадку одержуємо систему рівнянь:

$$\begin{cases} (s + n_{11})v + n_{12}\alpha + n_{13}\vartheta = n_p \delta_p + f_1; \\ -n_{21}v + (s + n_{22})\alpha - (s + n_{23})\vartheta = f_2; \\ n_{31}v + (n_0 s + n_{32})\alpha + (s^2 + n_{33}s)\vartheta = -n_e \delta + f_3; \\ -n_{41}v + n_{42}\alpha - n_{43}\vartheta + sh = f_4. \end{cases} \quad (13)$$

Перші три рівняння системи (13) можуть бути досліджені незалежно від останнього рівняння. Припускаючи, що ручка керування і виконавчий пристрій затиснуті ($\delta_p = \delta = 0$), а зовнішні збурювання відсутні ($f_1 = f_2 = f_3 = 0$), одержимо систему, що описує власний рух АПП.

Характеристичне рівняння цієї системи має чотири корені. Пари великих коренів відповідає короткопериодичному руху, а пари малих коренів характеризує довгопериодичний рух.

Якщо в рівняннях (13) знехтувати демпфуючим моментом й інерційними моментами, то одержимо рівняння руху центра мас АПП:

$$\begin{cases} (s + n_{11})v + n_{12}\alpha + n_{13}\vartheta = n_p \delta_p + f_1; \\ -n_{21}v + (s + n_{22})\alpha - (s + n_{23})\vartheta = f_2; \\ n_{31}v + n_{32}\alpha = -n_e \delta + f_3; \\ -n_{41}v + n_{42}\alpha - n_{43}\vartheta + sh = f_4. \end{cases} \quad (14)$$

Вирішимо рівняння (14) щодо величини h , думаючи $n_{23} = 0$. Знайдемо

$$h = W_{1h}(s)\delta_p + W_{2h}(s)\delta, \quad (15)$$

де W_{1h}, W_{2h} – передатні функції,

$$W_{1h}(s) = \frac{n_p [n_{41}n_{32}s + n_{42}(n_{21}n_{32} + n_{31}n_{22})]}{p\Delta_0(s)};$$

$$W_{2h}(s) = \frac{n_e \{ [n_{41}(n_{12} + n_{13})n_{42}n_{22}]s + n_{41}n_{13}n_{22}n_{42}(n_{11}n_{22} + n_{21}n_{12} + n_{21}n_{13}) \}}{s\Delta_0(s)};$$

$$\Delta_0(s) = c'_0 s^2 + c'_1 s + c'_2;$$

$$c'_0 = n_{32}; \quad c'_1 = n_{11}n_{32} - n_{31}(n_{12} + n_{13});$$

$$c'_2 = -n_{13}(n_{31}n_{22} + n_{21}n_{32}). \quad (16)$$

Зі структури передатних функцій (16) випливає, що при горизонтальному русі зміна тяги на постійну величину безпосередньо не викликає зміни швидкості руху, а приводить тільки до зміни напрямку вектора швидкості, тобто при зміні тяги рух з горизонтального стає негоризонтальним. Для зміни швидкості руху необхідно одночасно впливати на пристрої керування двигуном і органи керування висотою руху над поверхнею землі.

Таким чином, АПП як об'єкт керування висотою руху можна представити у виді наступної структурної схеми (рис. 2):

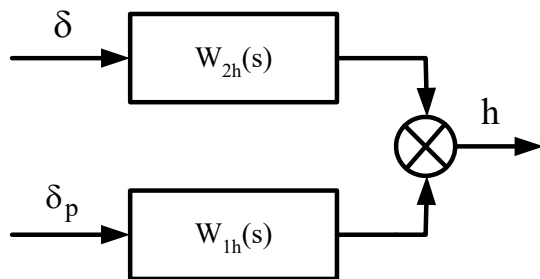


Рис. 2. Структурна схема об'єкта керування

Дослідження стійкості об'єкта. Для дослідження стійкості об'єкта необхідно одержати корені характеристичного полінома та

побудувати реакцію об'єкта на одиничний східчастий вплив.

Побудуємо реакцію об'єкта на одиничний східчастий вплив. Реакція об'єкта показана на рис. 3.

Знаходимо корені характеристичного полінома. Одержані значення коренів, коефіцієнтів демпфування та особистих частот приведені в табл. 1.

Об'єкт знаходиться на грані стійкості, тому що наявні два від'ємних корені та один нульовий.

Система стабілізації складається з двох частин:

- незмінної частини, яка містить об'єкт і привод;
- частини, параметри якої змінюються під час синтезу.

Незмінна частина, тобто система «об'єкт+привод» потребує окремого дослідження стійкості. Для цього використовуємо передатні функції об'єкта і привода.

Об'єкт задаємо передатною функцією:

$$W_{об}(s) = \frac{h(s)}{\delta(s)} = \frac{-36.48s - 2.9184}{6.6s^3 + 0.792s^2 + 2.112s}. \quad (17)$$

Передатна функція привода має вигляд:

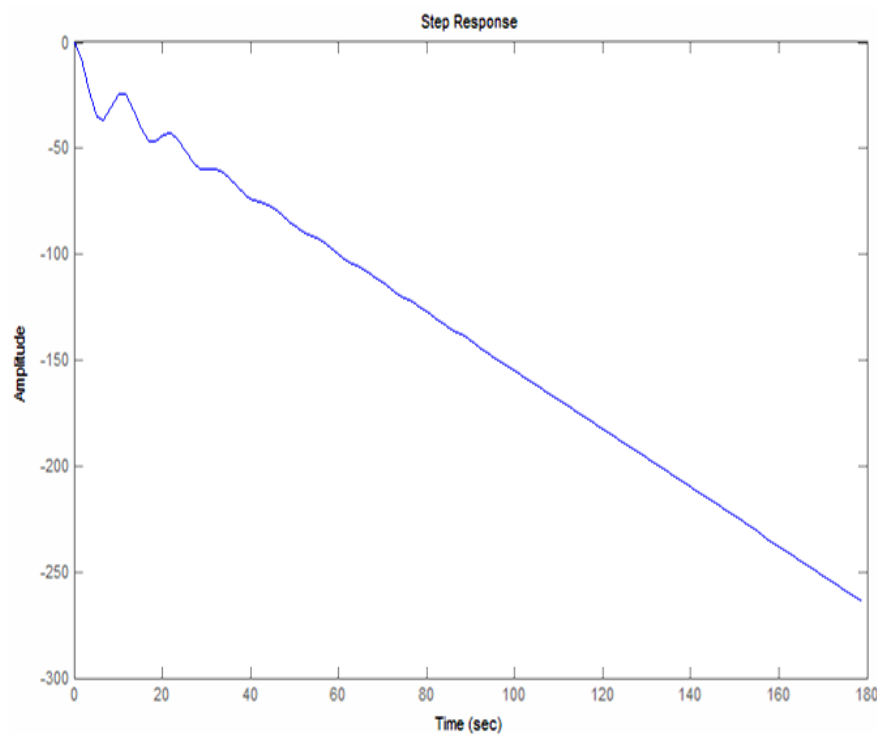


Рис. 3. Перехідний процес реакції об'єкта на одиничний східчастий вплив

Таблиця 1. Корені характеристичного полінома, коефіцієнти демпфування та особисті частоти об'єкта

Корені характеристичного полінома	Коефіцієнти демпфування	Особисті частоти, рад/с
0.00e+000	-1.00e+000	0.00e+000
-5.92e-002 + 5.63e-001i	1.05e-001	5.66e-001
-5.92e-002 - 5.63e-001i	1.05e-001	5.66e-001

Таблиця 2. Корені характеристичного полінома, коефіцієнти демпфування та особисті частоти системи «об'єкт+привод»

Корені характеристичного полінома	Коефіцієнти демпфування	Особисті частоти, рад/с
0.00e+000	-1.00e+000	0.00e+000
-6.00e-002 + 5.62e-001i	1.06e-001	5.66e-001
-6.00e-002 - 5.62e-001i	1.06e-001	5.66e-001
-1.00e+001	1.00e+000	1.00e+001

$$W_n(s) = \frac{1}{0.1s + 1}. \quad (18)$$

Тоді передатна функція системи «об'єкт+привод» має вигляд:

$$W_{raz} = \frac{-36.48s - 2.918}{0.66s^4 + 6.679s^3 + 1.003s^2 + 2.112s}. \quad (19)$$

Побудуємо реакцію системи «об'єкт+привод» на одиничний східчастий вплив. Реакція об'єкта показана на рис. 4.

Знаходимо корені характеристичного полінома (табл. 2).

Система «об'єкт+привод» знаходиться на грані стійкості, тому що наявні три від'ємних корені та один нульовий.

Синтез системи автоматичного регулювання засобами Simulink

Для синтезу необхідно одержати коефіцієнти в колі зворотного зв'язку для пропорційного (П) і пропорційно-диференційного (ПД) регуляторів.

Згідно із структурною схемою створюємо машинну схему моделювання САР з ПД-регулятором (рис. 5).

У підсилювальних блоках Gain коефіцієнти підсилення задані перемінними kd – для пропорційного, kp – для диференційного регуляторів.

В опціях моделювання встановлюється кінцевий час моделювання, рівний 80.

Перемінні kd, kp обнулюємо у вікні управління MatLab:

У параметрах блока NCD вказуються перемінні, значення яких потрібно підібрати

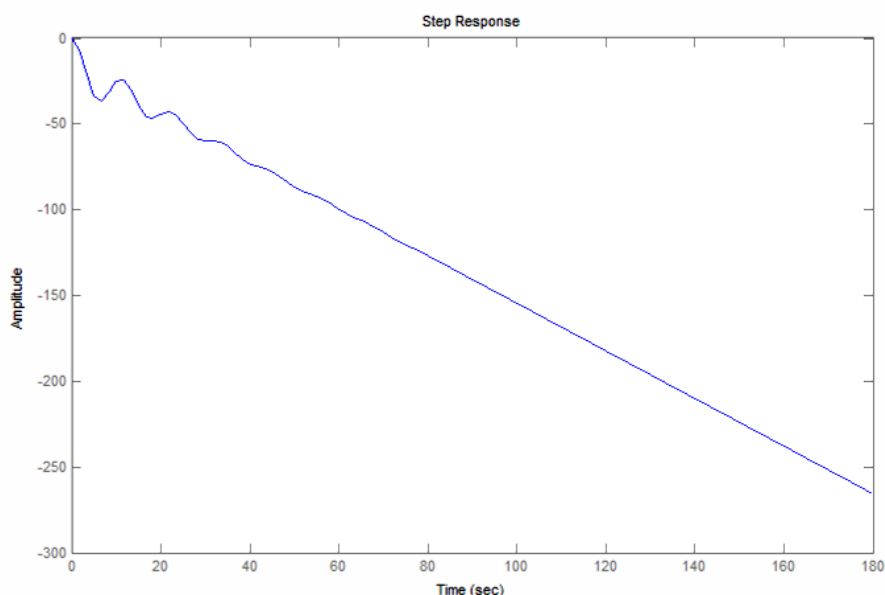


Рис. 4. Перехідний процес реакції системи «об'єкт+привод» на одиничний східчастий вплив

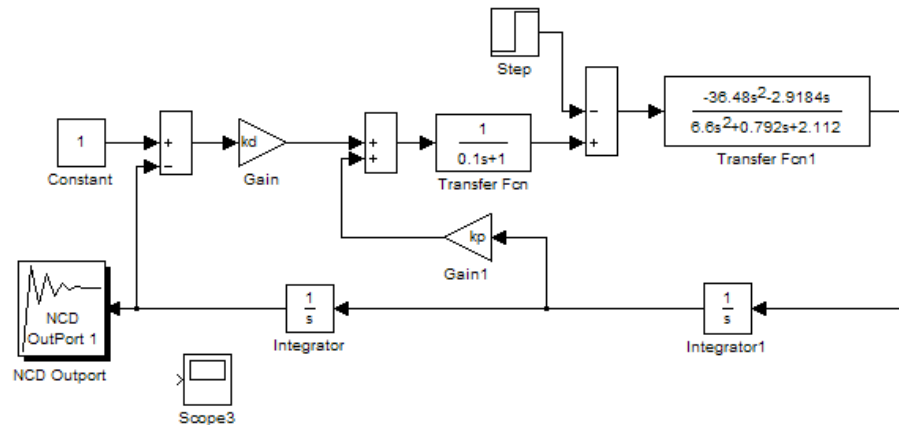


Рис. 5. Машинна схема моделювання САР

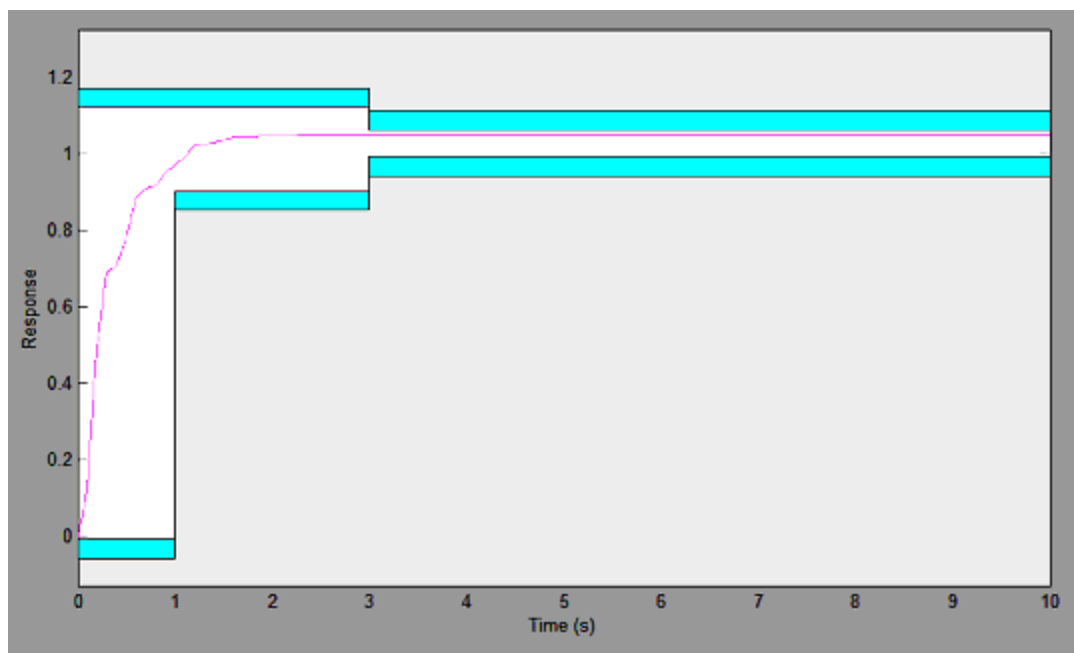


Рис. 6. Результати роботи блока NCD

(k_d і k_p) і встановлюється інтервал дискретизації рівний 0,1. Після чого запускається оптимізація. Для одержання результатів моделювання необхідно у вікні MatLab ввести позначку відповідного коефіцієнта.

Результати роботи блока NCD приведені на рис. 6. Тут можна визначити, що при значеннях коефіцієнтів $k_d = -66,0017$ і $k_p = 12,00$ перерегулювання складає 3,2%, точність 2,3%, а перехідний процес закінчується за 3 секунди. Перехідний процес зображено на рис. 7.

Для підвищення точності необхідно у закон управління додати інтегральну складову, тобто використати замість ПД-регулятора ПІД-регулятор.

Передатні функції системи мають вид:

– для замкнутої системи

$$W_z = \frac{2408s + 192.6}{0.66s^4 + 6.678s^3 + 438.8s^2 + 2445s + 192.6} \quad (20)$$

– для розімкнутої системи

$$W_r = \frac{2408s + 192.6}{0.66s^4 + 6.678s^3 + 438.8s^2 + 37.13s} \quad (21)$$

Знаходимо корені характеристичного полінома (табл. 3).

Синтезована система стійка, тому що усі корені від'ємні.

Для визначення запасів стійкості по амплітуді та фазі побудуємо ЛАЧХ розімкнутої (рис. 8).

Як видно з рисунка 8 запаси стійкості по амплітуді та фазі відповідно дорівнюють 5,2 дБ і 84,8 град., що відповідає вимогам.

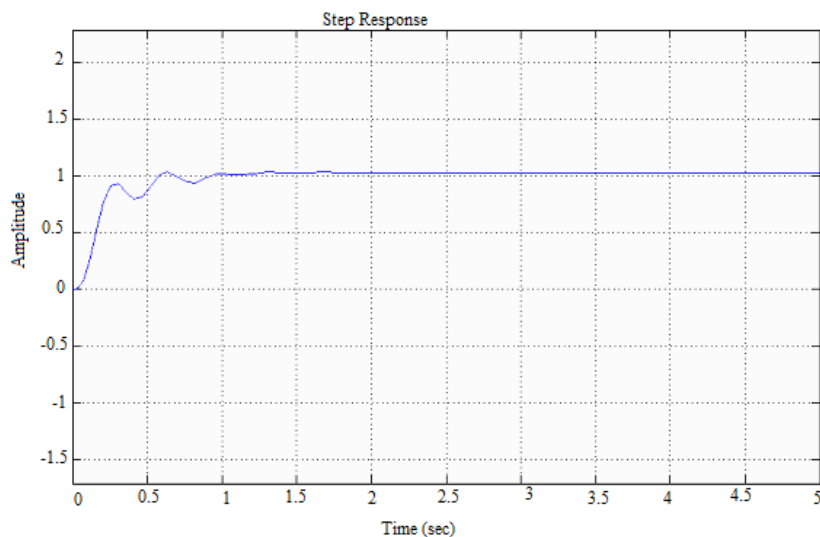


Рис. 7. Перехідний процес реакції системи стабілізації на одиничний східчастий вплив

Таблиця 3. Корені характеристичного полінома, коефіцієнти демпфірування та особисті частоти замкнутої системи

Корені характеристичного полінома	Коефіцієнти демпфірування	Особисті частоти, рад/с
-7.99e-002	1.00e+000	7.99e-002
-5.71e+000	1.00e+000	5.71e+000
-2.16e+000 + 2.52e+001i	8.56e-002	2.53e+001
-2.16e+000 - 2.52e+001i	8.56e-002	2.53e+001

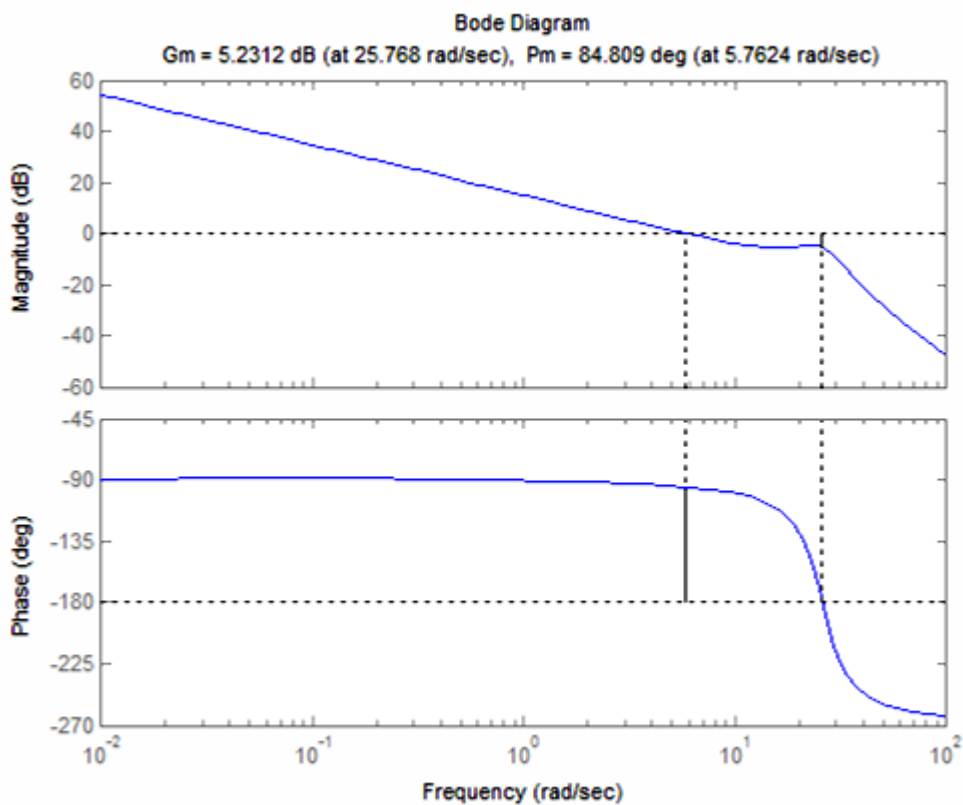


Рис. 8. ЛАЧХ розімкнутої системи

Висновки. У роботі вирішена задача розробки системи стабілізації висоти польоту АПП. Для дослідження стійкості об'єкта були одержані корені характеристичного полінома (табл. 1). В результаті моделювання виявлено, що об'єкт знаходиться на грані стійкості, тому що наявні два від'ємних корені та один нульовий. Особливу увагу приділено незмінній частині, тобто системі «об'єкт+привод», було досліджено її стійкість. Після визначення передатної функції отримано корені характеристичного полінома (табл. 2) та пере-

хідний процес реакції системи. В результаті моделювання визначили, що система «об'єкт+привод» знаходиться на грані стійкості, тому що наявні три від'ємних корені та один нульовий. При роботі блока NCD визначено, що при значеннях коефіцієнтів $k_d = -66,0017$ і $k_p = 12,00$ перегулювання складає 3,2%, точність 2,3%, а перехідний процес закінчується за 3 секунди. В результаті аналізу системи в часовій і частотній областях отримали, що запаси стійкості по амплітуді та фазі відповідно дорівнюють 5,2 дБ і 84,8 град.

Список літератури

- [1] Судна на повітряній подушці. URL: <https://dailyboats.com/ua/boat-types/power-hovercraft>.
- [2] Потяги на магнітній подушці – транспорт майбутнього. URL: <https://epa.kpi.ua/science/interesting-info/maglev/>.
- [3] Ларін О.М., Баркалов В.Г., Донський Д.В. Застосування суден на повітряній подушці та транспортних засобів під час повені та паводку на території України. Київська державна академія водного транспорту імені гетьмана Петра Конашевича-Сагайдачного. Водний транспорт. 2015. № 2. С. 92–95.
- [4] Волянська Я. Б., Голіков В. В., Мазур О. М., Онищенко О. А., Шевченко В. А. Система стабілізації курсу морського судна, частково-інваріантна до вітро-хвильових навантажень. *Автоматизація технологічних і бізнес-процесів*, 2018. Том 10 № 2. С. 57–63.
- [5] Kai Wang, Jingfu Peng, Tianhui Liu, Zhiqun Guo, Liangjing Zhong. (2023). A semi-analytical method for the static stability analysis of air cushion supported floating platforms. *Ocean Engineering*. Volume 290, 15 December 2023, 116340.
- [6] Haukeland O. M., Hassani V., Auestad O. Surface Effect Ship with Four Air Cushions Part I: Dynamic Modeling and Simulation. *IFAC-PapersOnLine*. Volume 52, Issue 21, 2019, P. 128–133.
- [7] Haukeland O. M., Hassani V., Auestad O. Surface Effect Ship with Four Air Cushions Part II: Roll and Pitch Damping. Volume 52, Issue 21, 2019, Pages 134-139.
- [8] Синєглазов В. М. Філяшкін М. К. Автоматизовані системи управління повітряних суден: Підручник. К.: НАУ, 2013. 502 с.
- [9] Лук'янов П. В. Аеродинаміка літальних апаратів [Електронний ресурс]: навч. посіб. для здобувачів ступеня бакалавра за освіт. програмою «Літаки і вертольоти» спец. 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»/КПІ ім. Ігоря Сікорського; уклад.: П. В. Лук'янов. – Електрон. текст. дані (1 файл). – Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2024. 188 с.

© Бінковська А. Б., Кудирко О. М.

Дата надходження статті до редакції: 19.09.2024

Дата затвердження статті до друку: 07.10.2024