

УДК 681.51:629.7.03 (045)

doi: 10.32620/aktt.2025.4sup1.20

С. С. ТОВКАЧ

*Державне некомерційне підприємство «Державний університет
«Київський авіаційний інститут»», Київ, Україна*

АДАПТИВНІ КІНЕМАТИЧНІ СТРУКТУРИ ДО ПОБУДОВИ КОНСТРУКЦІЇ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

В залежності від умов роботи деталі або вузла авіаційного газотурбінного двигуна (ГТД) для розрахунку напружено-деформованого стану застосовуються різні розрахункові схеми, які відрізняються методом скінченно-елементної апроксимації, моделями матеріалу й моделями навантаження. Визначаються розрахункові схеми для проектування ГТД та розрахункові схеми для перевірочних розрахунків. Для проектування авіаційного двигуна необхідні швидкі ефективні рішення для аналізу великої кількості конструктивних рішень у системах автоматизованого проектування та системах оптимального проектування. Ці схеми використовують моделі теорії пружності та моделі теорії малих упруглопластичних деформацій. Розрахункова схема задачі газової динаміки, теплопровідності й механіки деформованого тіла визначає умови роботи деталі або вузла і більш повні моделі фізичної і геометричної нелінійності. Урахування геометричної нелінійності необхідне при розрахунку напружено-деформованого стану (НДС) і коливань лопаток, тонких дисків компресора, конструктивних елементів корпусів, розрахунку валів і камер згоряння на стійкість. У статті розглянуто можливість використання вузлів різної конфігурації (колісних, гусеничних, крокуючих). Водночас системи руху мають ряд недоліків, у тому числі складність і, як наслідок, невисоку надійність. Одним із перспективних методів руху мобільних вузлів, що розвиваються в останні роки в Технічному університеті Ілменау (Німеччина) та інших, є метод, оснований на використанні керованого вібраційного руху внутрішніх мас, встановлених у корпусі вузла. Змінюючи рух внутрішніх мас мобільного вібраційного вузла, можна керувати силою реакції зовнішнього середовища на корпус вузла, забезпечуючи його рух у бажаному напрямку. Вібраційні вузли прості за конструкцією, вони не вимагають спеціальних «рушіїв», таких як колеса, гусениці. Це робить мобільні вібраційні вузли перспективними для руху не тільки поверхонь, але і всередині цільних середовищ, які перешкоджають проникненню. Крім цього, здійснено огляд зміни конструкції поверхонь конуса кока та лопатки вентилятора, використання шумопоглинаючих конструкцій у проточній частині ГТД і в елементах захисного покриття конструкції, застосування модернізованих камер згоряння зі зниженням рівнем викидів NOx.

Ключові слова: авіаційний двигун; адаптивні кінематичні структури; міцнісна надійність; геометрія; конструкція; проектування.

Вступ

Із удосконаленням конструкцій авіаційних газотурбінних двигунів створюються моделі і методи розрахунку деталей і вузлів на міцність. Міцнісна надійність двигуна забезпечується за допомогою наступних моделей: навантаження конструкції; деформування і руйнування матеріалів; геометричні; ресурсу і надійності; а також розрахункові схеми. Зв'язок між напруженнями і деформаціями визначають моделі конструкційних матеріалів [1;3;4].

Іntenсивно розвиваються моделі тривимірного геометричного моделювання; побудовані на методі кінцевих елементів.

На основі польотного циклу двигуна формуються моделі навантаження. В свою чергу, вони описують стаціонарні та нестаціонарні режими роботи; враховуючи залежності від часу сил; тисків;

інерційних та теплових навантажень; сил контактної взаємодії між деталями.

1. Постановка задачі

Моделі пластин і оболонок обертання ефективні до розрахунку конструктивних елементів ГТД; на етапі проектування конструкції при аналізі НДС; оптимізації форм і частот власних коливань дисків; роторів; корпусів [1;3].

Методи розрахунку деформативності; стійкості; частот і форм коливань елементів конструкції ГТД розроблені на основі теорії пластин та оболонок обертання.

Аналіз конструктивних схем ГТД і сил, що діють на різні вузли виконується за допомогою методів класичної механіки. Конструкція представляється у вигляді системи взаємодіючих пластинок; обо-



[Creative Commons Attribution
NonCommercial 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/)

лонок; кілець із врахуванням поворотної симетрії деталей та вузлів двигуна.

Метою статті є визначення методів та алгоритмів пошуку конструктивних форм авіаційного газотурбінного двигуна їх вплив на напружено деформований стан вузлів ГТД; модульний принцип побудови конструкції авіаційного ГТД із врахуванням властивостей адаптивних кінематичних структур.

2. Багатоланкові мехатронно-модульні вузли авіаційного двигуна

Найважливіша перевага багатоланкових мехатронно-модульних вузлів ГТД пов'язано з можливістю зміни своєї кінематичної структури; наприклад; з переходом від лінійної конфігурації до конфігурації колеса з метою підвищення швидкості руху; що може бути організовано за аналогією з реалізацією хвилеподібних рухів.

Модель вузлів ГТД у конфігурації сплюсненого колеса визначає взаємозв'язок кутів замкненої конструкції; рух якої забезпечується синхронною зміною узагальнених координат; що призводить до перенесення центру мас конструкції у заданому напрямку. Як показано на рис. 1; за умови своєї симетричності конфігурація кінематичного ланцюга; замкненою у вигляді сплюсненого колеса; визначатиметься взаємозв'язком кутів у шарнірах відповідних модулів:

$$\beta = \frac{\pi - 2 \cdot \alpha}{(N_B - 2)}, \quad (1)$$

де N – кількість модулів у складі кінематичного ланцюга (має бути парним для забезпечення симетричності конструкції);

N_B – число модулів; що утворюють бічний схил багатоланкового колеса;

β – кут відхилення шарнірів від їх нульового положення у вертикальній площині для всіх проміжних модулів бокового ската багатоланкового колеса (крім крайніх);

α – кут відхилення шарнірів від їх нульового положення у вертикальній площині для крайніх модулів бокового ската багатоланкового колеса.

Ця модель накладає такі обмеження на введені параметри:

1. Мінімальна кількість модулів у кінематичному ланцюзі має бути $N \geq 8$.

2. Кількість модулів; що утворюють бічний схил N_B має бути в діапазоні $[4; \frac{N}{2}]$.

3. Кут відхилення шарнірів не повинен перевищувати значення $|\alpha| \leq \frac{\pi}{2}$.

4. Поверхня; якою повинен переміщатися вузол; має бути рівною.

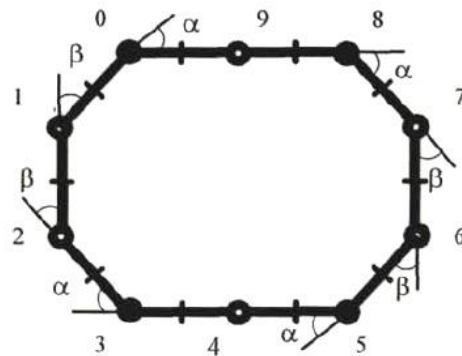


Рис. 1. Багатоланковий мобільний вузол ГТД на базі мехатронних модулів з двоступеневими шарнірами обертання: конфігурація «сплюснене колесо»

Слід зазначити; що перше правило у наведеному списку регламентує періодичне потактове оновлення значення всіх лічильників у діапазоні $[-n; N-1-n]$, забезпечуючи циклічність руху колеса. Синхронізація роботи лічильників здійснюється центральним процесором; роль якого може виконувати контролер будь-якого мехатронного модуля.

Таким чином; відносна швидкість переміщення мехатронно-модульного вузла у конфігурації сплюсненого колеса визначатиметься величиною; що дорівнює довжині модуля щодо тривалості такту.

Виходячи з особливостей запропонованої моделі; вертикальні розміри мехатронно-модульного вузла у конфігурації сплюсненого колеса (рис. 2); що характеризують можливість його переміщення в умовах обмеженого простору будуть визначатися таким чином:

$$H = l \cdot \sum_{i=0}^{N_B-2} |\cos(\alpha + i \cdot \beta)| \quad (2)$$

Зміщення вузла за один такт роботи алгоритму керування рухом визначатиметься довжиною сегмента модуля:

$$\Delta l = l. \quad (3)$$

Тоді середню швидкість руху вузла можна описати наступним виразом:

$$v_{cp} = \frac{l \cdot n_K}{t}, \quad (4)$$

де v_{cp} – середня швидкість переміщення багатоланкового мехатронно-модульного вузла у конфігурації сплюсненого колеса;

t – час руху вузла;
 n_K – кількість відпрацьованих тактів алгоритму керування рухом за час t .

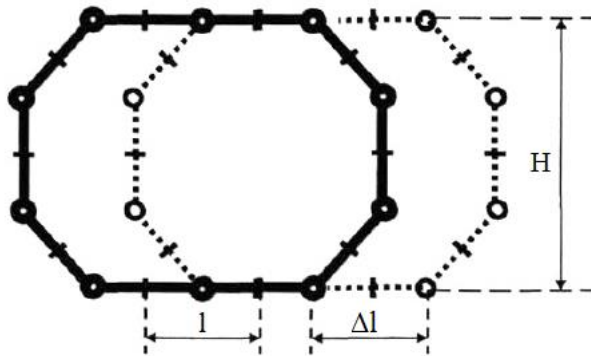


Рис. 2. Визначення характеристик руху багатоланкового мехатронно-модульного вузла в конфігурації «сплюснене колесо»

Представлена кінематична модель дозволяє вузлам рухатися набагато швидше; порівняно з моделлю хвилеподібного руху; проте маневреність даної конструкції дуже мала. Коригування напрямку руху у конфігурації «сплюснене колесо» здійснюється шляхом синхронного повороту модулів на кут; не більше 2° ; як це показано на рис. 3.

Для забезпечення можливості подолання перешкод ММРАКС у конфігурації «сплюснене колесо»; необхідна істотна доробка алгоритму руху. Реалізація даної можливості передбачає необхідність отримання інформації про те; які з модулів мають контакт з поверхнею або з перешкодами; для чого на кожному модулі повинні бути розташовані відповідні датчики у всіх сегментах.

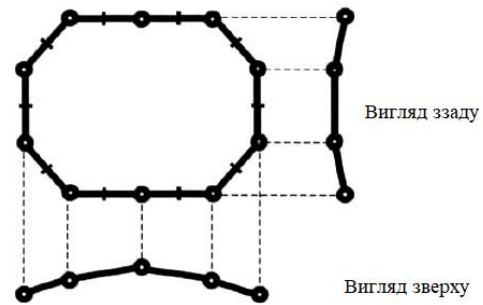


Рис. 3. Поворот ММРАКС при реалізації руху у конфігурації «сплюснене колесо»

Після опитування датчиків; інформація про їх стан повинна розміщуватися в масив розмірності N ; кожна комірка якого повинна мати значення 0; якщо контакту з поверхнею немає; або 1; якщо відповідний сегмент конструкції стикається з перешкодою. Перш; ніж приступити до опису алгоритму; необхідно сформулювати необхідну та достатню умову його адекватності: сума всіх кутів модулів повинна бути рівною 360° ; зміна форми колеса при контакті з перешкодами не повинна порушувати його цілісність та замкненість. Для спрощення опису; введемо нумерацію; показану на рис. 4 а). Пропонована модель заснована на тригонометричних відповідностях кутів конструкції та накладає додаткові обмеження: кути модулів $N_3 - 1$, $N_3 + 1$ і $N - 2$ повинні бути рівні 45° ; кількість модулів має бути $N \geq 12$; кількість модулів; що лежать на землі визначається формулою:

$$N_3 = \frac{N - N_B}{2}. \quad (5)$$

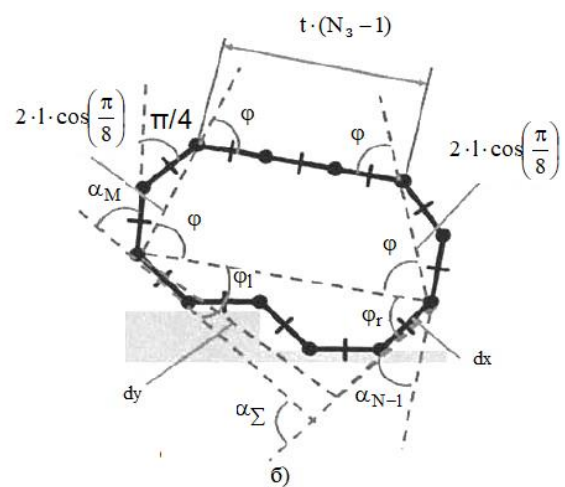
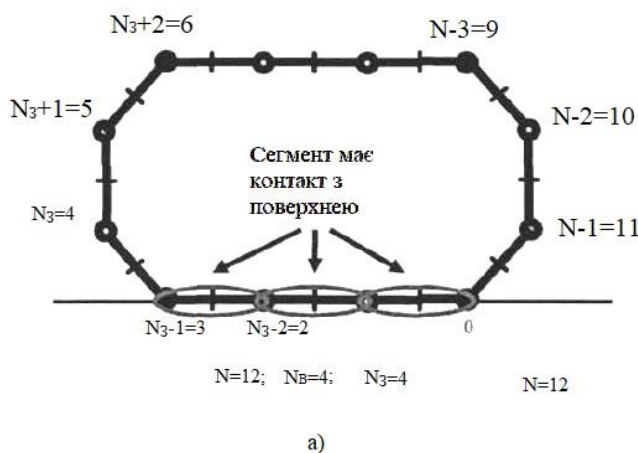


Рис. 4 ММРАКС у конфігурації «сплюснене колесо» під час руху по нерівній поверхні: а – розташування провідного модуля; б – конфігурація вузла при зіткненні з перешкодою

Суть алгоритму полягає в тому; що шляхом зміни кутів модулів $N_3, N_3 - 2, N - 1$ і $N - 3$ необхідно домогтися рівності довжини фігури; утвореною верхніми модулями; відстані d ; що є довжиною фігури; утвореною нижніми модулями (рис. 4 б)); де d обчислюється за формулами:

$$\begin{aligned} dx &= 1 \cdot \left(1 + \sum_{i=0}^{N_3-1} \cos\left(\sum_{j=0}^t \alpha_j\right) \right) \\ dy &= 1 \cdot \sum_{i=0}^{N_3-1} \sin\left(\sum_{j=0}^t \alpha_j\right) \\ d &= \sqrt{dx^2 + dy^2} \end{aligned} \quad (6)$$

Знайдемо значення кута ϕ ; для чого спроектуємо фігуру; утворену верхніми модулями на вісь d ; внаслідок чого маємо:

$$\begin{aligned} 1 \cdot \left(2 \cdot 2 \cos\left(\frac{\pi}{8}\right) \cdot \cos(x) + N_3 - 1 \right) &= d \\ \phi &= a \cos\left(\frac{d/1 - N_3 + 1}{4 \cdot \cos\left(\frac{\pi}{8}\right)}\right) \end{aligned} \quad (7)$$

Модулі; номери яких відсутні в цих правилах; повинні зберігати значення; встановлене на попередньому етапі алгоритму. Перехід до наступного кроку алгоритму та інкрементування лічильника *count* відбувається у тому випадку; якщо модуль з номером $N_3 - 2$ досяг значення $-\pi/4$ або торкнувся перешкоди.

Висновок

У статті описано принципи розробки багатоланкових мехатронно-модульних вузлів ГТД з адаптивною кінематичною структурою до побудови конструкції авіаційних двигунів (рис. 5). Модульність побудови цього типу вузлів ГТД є тією принциповою особливістю; яка потенційно дозволяє говорити про забезпечення адаптивності кінематичної структури; її нарощування; реконфігурованості і т.д. відповідно до специфіки розв'язуваних завдань (опис кінцевих елементів облонок; дослідження напружено-деформованого стану).

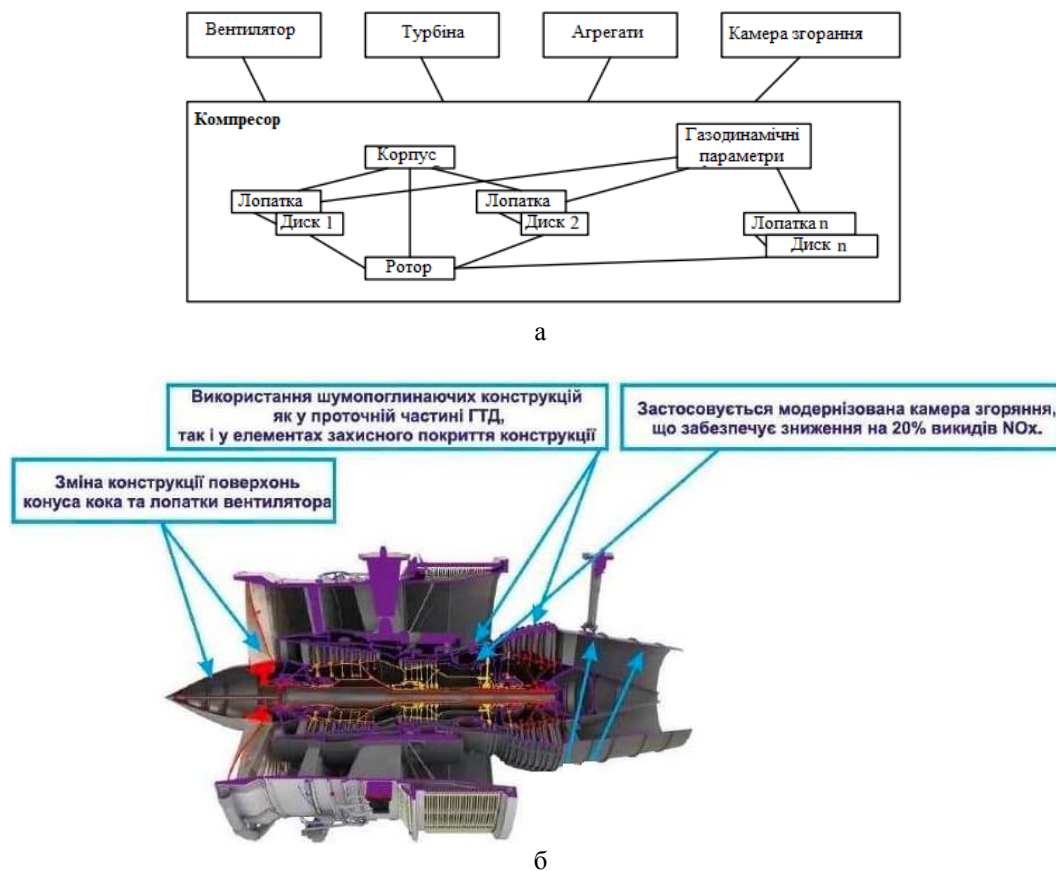


Рис. 5. Структура кінематичних зв'язків (а).
Внутрішня структура (конструкція) авіаційного двигуна (ГТД) б) [1-3]

Особливості побудови та висока функціональна гнучкість мехатронно-модульних вузлів ГТД з адаптивною кінематичною структурою визначають широкий діапазон їх можливих прикладних застосувань військового та цивільного призначення.

Конфлікт інтересів

Автор заявляє; що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження; фінансового; особистого; авторського чи іншого; який міг би вплинути на дослідження та його результати; представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Наявність даних

Рукопис немає супутніх даних.

Використання штучного інтелекту

Автор підтверджує; що він не використовував технології штучного інтелекту при створенні даної роботи.

Література

1. Подгорський, К. М. Створення вбудованого вимірювача крутильного моменту на валу вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна [Текст] / К. М. Подгорський, С. В. Єпіфанов, & О. В. Бондаренко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2024. – № 4 спецвипуск 1 (197). – С. 100-111. doi: 10.32620/akt.2024.4sup1.14.
2. Tovkach, S. S. Interaction of the Design Parameters of the Glider and the Engine of the UAV [Text] / S. S. Tovkach // *Proceedings of the IEEE 7th International Conference «Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Development (APUAVD-2024)»*. – Kyiv; October 22-24; 2024. – P. 23-26.

3. Чисельний аналіз впливу режиму експлуатації вентилятора на нестационарні навантаження та режими коливань лопаток [Текст] / В. В. Донченко, І. Ф. Кравченко, та ін. // *Вісник НТУ «ХПІ»*. – 2020. – № 3. – P. 23-30.

4. Cican, G. Experimental Evaluation of Methanol/Jet-A Blends as Sustainable Aviation Fuels for Turbo-Engines : Performance and Environmental Impact Analysis [Text] / G. Cican, R. Mirea, & G. Rimbu // *Fire*. – 2024. – № 7, iss. 5. – Article no. 155. doi: 10.3390/fire7050155.

References

1. Podgorsky, K. M., Yepifanov, S. V., & Bondarenko, O. V. Stvorennia vbudovanoho vymiriuvacha krutylnoho momentu na valu ventyliatora turboreaktyvnogo dvokonturnoho dyvhuна [Creation of an integrated torque meter on the fan shaft of a turbojet double-circuit engine]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*; 2024; vol. 188; no. 4sup1 (197), pp. 100-111. doi: 10.32620/akt.2024.4sup1.14. (in Ukrainian).
2. Tovkach, S. S. Interaction of the Design Parameters of the Glider and the Engine of the UAV. *Proceedings of the IEEE 7th International Conference «Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Development (APUAVD-2024)»*, 2024, pp. 23-26.
3. Donchenko, V. V., Gnesin, V. I.; Kolodyazhna, L. V., Kravchenko, I. F., & Petrov, O. V. Chyselnyi analiz vplyvu rezhymu ekspluatatsii ventyliatora na nestatsionarni navantazhennia ta rezhymy kolyvan lopatok [Numerical analysis of the influence of the fan operating mode on unsteady loads and blade oscillation modes]. *Bulletin of the National Technical University "KhPI"*, 2020, no. 3, pp. 22-30.
4. Cican, G., Mirea, R., & Rimbu, G. Experimental Evaluation of Methanol/Jet-A Blends as Sustainable Aviation Fuels for Turbo-Engines : Performance and Environmental Impact Analysis. *Fire*, 2024, vol. 5, iss. 7, article no. 155. doi: 10.3390/fire7050155.

Надійшла в редакцію 15.06.2025; розглянута на редколегії 18.08.2025

ADAPTIVE KINEMATIC STRUCTURES FOR CONSTRUCTION OF AN AVIATION GAS TURBINE ENGINE

Serhii Tovkach

Depending on the operating conditions of a part or assembly of an aircraft gas turbine engine (GTE); various calculation schemes are used to calculate the stress-strain state, which differ in the finite element approximation method, material models, and load models. Calculation schemes for GTE design and verification calculations are determined. For the design of an aircraft engine, there must be fast and effective solutions for analyzing several design solutions in automated and optimal design systems. These schemes use theories of elasticity and small elasto-plastic deformations. The calculation scheme of the problem of gas dynamics, heat conduction, and mechanics of a deformed body determines the operating conditions of the part or assembly and more complete models of physical

and geometric nonlinearity. Geometric nonlinearity must be considered when calculating the stress-strain state (SSD) and vibrations of blades, thin compressor disks, structural elements of housings, and shafts and combustion chambers for stability. The article considers the possibility of using units of various configurations (i.e., wheeled, tracked, and walking). Motion systems have some disadvantages, including complexity and low reliability. One of the promising methods of moving mobile units, which has been developed in recent years at the Ilmenau University of Technology (Germany) and others, is a method based on the use of controlled vibrational movement of internal masses installed in the unit body. By changing the movement of the internal masses of a mobile vibrating unit, the reaction force of the external environment on the unit body can be controlled, ensuring its movement in the desired direction. Vibrating units are simple in design; they do not require special "drivers" such as wheels or tracks. This makes mobile vibrating units promising for movement not only on surfaces but also inside dense environments that impede penetration. In addition, a review of the design changes of the surfaces of the coke cone and fan blades, the use of noise-absorbing structures in the flow part of the gas turbine engine and in the elements of the protective coating of the structure, and the use of modernized combustion chambers with reduced NOx emissions was conducted.

Keywords: aircraft engine; adaptive kinematic structures; strength reliability; geometry; construction; design.

Товкач Сергій Сергійович – канд. техн. наук, доц., доц. каф. автоматизації та енергоменеджменту аерокосмічного факультету Державного некомерційного підприємства «Державний університет «Київський авіаційний інститут»» «КАІ», Київ, Україна.

Serhii Tovkach – Candidate of Technical Science, Associate Professor, Associate Professor at the Automation & Power Management Department, Aerospace Faculty, State Non-Profit Enterprise "State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv, Ukraine,
e-mail: ss.tovkach@gmail.com, ORCID: 0000-0002-8740-298X, Scopus Author ID: 57206192351.