УДК 621.452.3-52

С.С. ТОВКАЧ

Національний авіаційний університет «НАУ», Київ, Україна

СИДА-ІНТЕГРАЦІЯ КОНТУРІВ КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Наразі проблема прискорення процесу проектування авіаційних газотурбінних двигунів та їх систем керування, системи «ЛІТАК-АВІАЦІЙНИЙ ДВИГУН-ПАЛИВО» та формування технічного вигляду авіаційного двигуна, адаптація до нових умов експлуатації в рамках дослідно-конструкторських бюро (ДКБ) і галузі полягає у використанні автоматизованих систем низької продуктивності обчислень та неповним описом. Інформаційні технології розробки двигунів допускають дублювання та неузгодженість даних, втрату інформації і часу під час її передачі і оброблення для прийняття параметричних і структурних рішень. Для кращої адаптації характеристик авіаційного двигуна (АД) до завдань, які вирішує літак у польоті, необхідна інтеграція систем керування. Інтегровані системи керування особливо ефективні для керування сучасними багаторежимними літаками. На основі їх керування формуються оптимальні програми керування силової установки (CV) з використанням критеріїв оцінювання ефективності літального апарату (ЛА). В статті запропонована парадигма побудови інтегрованих контурів керування авіаційного газотурбінного двигуна, яка може формуватися у вигляді автоматизації процесів керування, системи автоматичного керування, комбінованих програм керування. Об'єктом дослідження є процеси побудови адаптивних контурів керування авіаційних газотурбінних двигунів. Предметом вивчення є адаптивне керування авіаційних газотурбінних двигунів з використанням інтегрованих контурів керування та Compute Unified Device Architecture (CUDA-архітектури). Метою ϵ удосконалення динамічних характеристик авіаційного газотурбінного двигуна за рахунок адаптивного керування з використанням контурів керування, враховуючи різні режими польоту ЛА та режими роботи двигуна. Задачі: визначити основні керовані елементи авіаційного двигуна, регульовані параметри та фактори для побудови контурів керування за принципом адаптації; описати механізм об'єднаного керування газотурбінного двигуна (ГТД); дослідити процеси побудови контуру інтеграції «літак – силова установка» та розробити концепцію інтегрованої системи автоматичного керування (САК); визначити CUDA-парадигму паралельних обчислень контурів керування. Висновки. Наукова новизна полягає у формуванні парадигми до розробки моделей адаптивного керування ГТД, враховуючи різні режими польоту ЛА та режими роботи двигуна.

Ключові слова: авіаційний двигун, літальний апарат, інтеграція, автоматизація процесів керування, контури керування, паралельні обчислення, ефективність.

Вступ

Авіаційний двигун сучасних літальних апаратів досягнув вельми високої ступені досконалості. Історія його розвитку визначається неперервною роботою конструкторів в напряму підвищення ефективності авіаційного двигуна та забезпечення безпеки польотів.

У сучасних СУ ЛА повністю автоматизовані наступні процеси [1 – 3]:

- запуск двигуна на землі і в польоті;

 – регулювання подачі палива для підтримки заданого режиму роботи при зміні умов польоту;

 переналаштування двигуна з режиму на режим при зміненні положення важеля керування двигуном (ВКД);

 – зміна подачі палива при прискоренні і скидуванні газу; перепускання повітря з компресора за допомогою керування клапанами;

 обмеження температури газу перед турбіною або за турбіною;

- обмеження тиску повітря за компресором;

 підтримання постійної частоти обертання ротора приводу електричних генераторів змінного струму.

Для турбогвинтових двигунів автоматизований процес полягає у зміненні кроку повітряного гвинта.

Для СУ перспективних повітряних суден (ПС) спостерігається тенденція до інтеграції САК двигуна із системою керування ПС. До автоматизованих процесів відноситься процес змінення режиму роботи СУ при зміненні режимів польоту ПС (рис. 1). Реалізація цього рішення можлива за допомогою включення в контур керування ПС і його СУ бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) із властивостями CUDA-архітектури.

doi: 10.32620/aktt.2022.6.04



Рис. 1. Контури керування авіаційним газотурбінним двигуном

1. Постановка задачі

Ефективність СУ характеризується її питомими показниками (питомою тягою, питомою масою і питомою витратою палива), та експлуатаційними режимами функціонування двигуна.

Характеристики повітрозабірника, турбокомпресора і вихідного пристрою, як складові експлуатаційних характеристик СУ, залежать між собою та узгоджуються для спільної роботи в системі літального апарата. Завдяки їх конструктивній досконалості визначається спосіб керування.

Для покращення характеристик СУ за тягою, економічністю і запасом газодинамічної стійкості основних елементів за мірою розширення діапазону швидкостей і висот польоту ЛА виникає необхідність у керуванні все більшою кількістю параметрів робочого процесу, в ускладненні програм керування і у підвищенні точності їх виконання. Це зумовлює застосування керованих повітрозабірників, компресорів, вихідних пристроїв турбін і, як наслідок, в ускладненні СУ як об'єктів автоматичного керування.

Тому з'являється необхідність у розробці вдосконаленого механізму об'єднаного керування авіаційного газотурбінного двигуна, сформованого у вигляді комбінованих програм керування на базі CUDA-архітектури, враховуючи режими польоту ЛА та режими роботи двигуна.

2. Контури керування авіаційного газотурбінного двигуна

Механізм об'єднаного керування здійснює узгодження змінення задавальних впливів всіх систем керування (зміна налаштування регуляторів), які входять до складу САК СУ.

Зазначені системи керування можуть включати в себе:

– один регулятор (система керування F_c зовнішніми заслінками сопла включає в себе тільки регулятор тиску газу на зрізі сопла: регулятор p_c);

– багато регуляторів (система керування $G_{n\varphi}$ може включати програмний регулятор $G_{n\varphi}$; регулятор π_T^*).

Система керування G_T включає регулятор частоти обертання ротора двигуна (регулятор n); обмежувачі частоти обертання ротора n_{max} , n_{min} , тиску повітря за компресором $p_{k.max}^*$, температури газу перед турбіною $T_{\Gamma.max}^*$; автомат запуску; автомати прискорення і скидання газу і т.д.

САК СУ визначається складною взаємозалежною багатоконтурною системою, для вибору параметрів і аналізу характеристик якої доцільно використовувати методи досліджень, які дозволяють забезпечити стійкість системи, необхідну якість процесів при стабілізації режимів роботи двигуна.

Динамічні характеристики двигуна можуть бути отримані за допомогою лінеаризації наступних рівнянь:

de

$$\begin{aligned} & 2\pi J \frac{d\Pi}{dt} = F_1(n, T_{\Gamma}^*, \pi_T^*, G_n, G_m) = M_T \left(n, T_{\Gamma}^*, G_{\Gamma}, \pi_T^* \right) - \\ & -M_\kappa \left(n, G_n, \pi_\kappa^* \right) - M_\Pi \left(n, \phi \right); \\ & T_{\Gamma}^* = F_2 \left(G_T, G_{\Gamma}, \pi_\kappa^* \right); \ T_T^* = F_3 \left(T_{\Gamma}^*, \pi_T^* \right); \pi_\kappa^* = F_4 \left(n, T_{\Gamma}^* \right); \\ & \pi_T^* = F_5 \left(T_{\Gamma}^*, T_T^* \right); \ G_n = F_6 \left(n, \pi_\kappa^* \right). \end{aligned}$$
(1)

та за допомогою перетворення Лапласа визначення їх передавальних функцій:

$$\overline{W}(s) = \frac{1}{\Delta(s)} \begin{bmatrix} b_{11} & -b_{12} \\ b_{21}s + b_{21} & b_{22} \\ b_{31}s + b_{31} & b_{32} \end{bmatrix}, \Delta(s) = Ts + 1. \quad (2)$$

Для контурів керування і обмеження САК ГТД, в яких відбувається формування програм керування, обчислюються значення керуючих параметрів контуру підтримання необхідної частоти обертання ротора турбокомпресора, контуру обмеження зведеної і фізичної частоти обертання ротора турбокомпресора (резервний контур), контуру підтримання потужності й крутильного моменту; контуру обмеження частоти обертання вільної турбіни ; контуру обмеження температури газів. В результаті роботи кожного з контурів обчислюється величина похідної частоти обертання турбокомпресора, одночасно здійснюється обмеження мінімальної та максимальної витрати палива [3, 10].

3. Інтеграція СУ і ЛА

На рис. 2 наведено структурну схему інтегральної системи керування, яка забезпечує оптимальні режими польоту. Параметри режимів польоту залежать від сили тяги СУ і від керуючих впливів автопілота.

Сила тяги, в свою чергу, залежить від режимів польоту ЛА: швидкості і висоти польоту, та визначається положенням органів, що регулюють витрату палива в основну і форсажну камери згоряння.

Контур інтеграції «літак – силова установка» повинен визначати задавальні впливи на регулятори двигуна і ЛА. Основними задачами контуру інтеграції є: регулювання швидкості польоту на марші, в строю, при посадці; оптимальне керуванняз метою забезпечення С_{пит.} або Р_{тах} та ін.

Для алгоритмів керування авіаційною СУ (задачі регулювання газогенератора, вхідного пристрою і реактивного сопла; задачі оптимізації режимів роботи з урахуванням призначення й стану польоту ЛА) доцільним є використання БЦОМ із властивостями паралельних обчислень (CUDA-архітектури, ліфтингової схеми обчислень) (рис. 3).



Рис. 2. Структурна схема інтегральної САК



Рис. 3. Узагальнена схема включення БЦОМ в САК СУ [1,3]

В інтегрованих САК можна виділити задачі керування повітрязабірником, двигуном, соплом, зв'язок з ЛА (рис. 4); кожна з яких може виконуватися паралельно з іншими, крім того всередині кожної можна розподілити обчислювальний процес на базі паралельних обчислень. Ці особливості задач найбільш ефективно реалізуються на базі багатопроцесорних обчислювальних машин.

Однією з важливих задач при побудові інтегрованих систем керування є організація каналу обміну інформацією, від якого залежать функціональна й експлуатаційна гнучкості, можливість доведення й розвиток системи. Принципом побудови зв'язку в обчислювальній мережі є стандартизація пристроїв, способів і засобів спряження.

Тут можна виділити мультиплексну систему зв'язку, яка складається з каналу зв'язку, контролера (блок) каналу, кінцевого пристрою, пристрою спряження з бортовим обладнанням, бортове обладнання.

Канал працює в режимі розділення часу, кожен блок бортового обладнання має доступ до каналу в певний інтервал часу.



Рис. 4. Концепція побудови інтегрованої САК

Способи і системи обміну мають відповідати стандартам (ARINC 429, MIL-STD-1559, ARINC 629, IEEE-std-1148, 5).

4. CUDA-парадигма паралельних обчислень інтегрованого керування авіаційного газотурбінного двигуна

В останні роки, мотивовані потребою у швидкій графіці, графічні процесори стали досить потужними, а також стали значно дешевшими, ніж центральні процесори з рівноцінною обчислювальною потужністю. Графічні процесори, здатні проводити кілька десятків PFLOPS (1 PFLOPS = 1015 обчислювальних операцій в секунду), були розроблені за останні кілька років (рис. 5).



Рис. 5. Парадигма використання багатопотокового графічного процесора

Для систем одного типу з технічними параметрами значення прискорення паралельної реалізації відносно ряду зазвичай визначається наступним чином:

$$a = \frac{t_1}{t_k},\tag{3}$$

де t₁ – ефективність часу на одному процесорі,

t_k – ефективність роботи паралельної програми на к комп'ютерах.

Використання архітектури CUDA для паралельного обчислення можна вважати оцінкою прискорення як відношення часу роботи паралельного алгоритму до обчислювальної потужності (продуктивності) конкретної моделі пристрою GPU.

Інтегральна ефективність паралельних обчислень визначається як відношення прискорення до кількості ядер (ядер CUDA):

$$E = \frac{a}{k},$$
 (4)

де k - кількість ядер пристрою GPU.

Ефективність обчислень практично не залежить від розмірності задачі; Збільшення продуктивності паралельних комп'ютерів дещо знижує інтегральну ефективність.

На рис. 6 представлено два процесори обробки даних за строками і стовпцями матриці. Інформація із зовнішньої пам'яті зчитується за строками та визначає систолічну організацію обчислювального модуля (рис. 6, *a*).

Процесор обробки даних за стовпцями використовує принцип паралельної подачі вхідної інформації (рис. 6, б):

$$\begin{split} \text{Predict 1:} & d_i^1 = P_i \left(x_{2i} + x_{2i} + 2 \right) + x_{2i+1}; \\ & \text{Update 1:} s_i^1 = U_1 \left(d_i^1 + d_{i-1}^1 \right) + x_{2i}; \\ \text{Predict 2:} & d_i^2 = P_2 \left(s_i^1 + s_{i+1}^1 \right) + d_i^1; \\ & \text{Update 2:} s_i^2 = U_2 \left(d_i^2 + d_{i-1}^2 \right) + s_i^1; \\ \text{Scale 1:} & s_i = K_1 \times s_i^2; \\ & \text{Scale 2:} d_i = K_0 \times d_i^2. \end{split}$$

Row-процесор являє собою конвеєрний пристрій, в якому добуток замінюється операціями зсуву, додавання і віднімання. Дані із гоw-процесора зберігаються в буферній пам'яті до обробки достатнього числа рядків для обчислення коефіцієнтів P_1 та U_1 та початку аналізу стовпців.

Поки процесор стовпців оброблює чергову із них, вибраних з пам'яті, процесор рядків здійснює аналіз наступної строки - далі процесори працюють синхронно.

Векторна трансформація та растеризація, виконана графічним конвеєром на основі технології GPGPU (рис. 7).

Технологія GPGPU реалізована OpenCL та CUDA. OpenCL - це загальний стандартний інтерфейс програмування тривимірної графіки. Основний принцип OpenGL полягає у наданні набору примітивів векторної графіки у вигляді точок, ліній та багатокутників з подальшою математичною обробкою даних та побудовою растрового зображення на екрані та/або в пам'яті.



R R FIFO 6

Рис. 6. Реалізація ліфтингової схеми: а – систолічна архітектура для процесора рядка; б – паралельна архітектура для процесора стовпця

Висновок

Сформовано зміст концепції інтегрованих контурів керування авіаційного газотурбінного двигуна як багатогранної категорії, що оцінюється показниками робочого процесу двигуна, представленням САК ГТД як мехатронної системи, ступенем інтеграції контурів керування і обмеження двигуна за принципом адаптації, тобто пристосування при недостатній для якісного керування вхідної інформації.

Визначено, що для алгоритмів керування авіаційною СУ (задачі регулювання газогенератора, вхідного пристрою і реактивного сопла; задачі оптимізації режимів роботи із врахуванням призначення і стану польоту ЛА) доцільним є використання БЦОМ на основі CUDA-архітектури.



Рис. 7. Схема графічного конвеєру

Архітектура CUDA дозволяє використовувати втілення графічного процесора NVIDIA Тедга в режимі реального часу як керуючу частину адаптивних систем керування з прогнозами високої роздільної здатності. Більше того, розробка паралельних обчислень дозволяє виконувати обчислення на сітках великої кількості елементів та малого часу обчислень.

Результати прискорення обчислень масштабування можуть підвищити ефективність обчислень на системі з кількома GPU за рахунок збільшення розмірності (рис. 8). Навіть у випадку, коли кількість вузлів сітки в одному напрямку є великою ($M \ge 400$), а кількість GPU не перевищує 3, залежність близька до лінійної форми, але якщо реалізуємо обчислення реалізовуються на базі обчислювальної системи з 4 GPU, зростання прискорення сповільнюється за рахунок збільшення інформації, що передається між GPU.



Рис. 8. Залежність прискорення обчислень від кількості GPU: $\Delta - M = 100; \Diamond - M = 200; □- M = 400; \circ - M = 500$

З метою підвищення ефективності функціонування САК ГТД необхідно дослідити вплив мультифрактальності, вирішивши такі задачі:

 відсутність гідромеханічного резерву та включення третього спрощеного електронного каналу в систему;

 використання автономних, з підвищеною надійністю, обмежувачів просування роторів двигуна;

 використання в якості виконавчих механізмів крокових двигунів, що забезпечують фіксацію режиму роботи двигуна у разі виходу з ладу електронного контролера;

 апаратна інтеграція систем керування та контролю двигуна;

 використання автономних електричних генераторів для живлення електронних компонентів САК;

 дублювання датчиків основних параметрів двигуна та виконавчих механізмів електронної системи.

Література

1. Кучеров, Д. П. Синтез адаптивных систем терминального управления [Текст] : монографія / Д. П. Кучеров, В. В. Камышин. – К. : Інфосистем, 2009. – 232 с. 2. Епифанов, С. В. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей [Текст] / С. В. Епифанов, Б. И. Кузнецов, Г. Г. Богаенко. – К. : Техника, 1998. – 310 с.

3. Климентовский, Ю. А. Системы автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов [Текст] / Ю. А. Климентовский; под ред. М. М. Митраховича. – К. : КВИЦ, 2001. – 400 с.

4. Гурський, О. О. Розробка моделі газотурбінного двигуна на основі даних перерахування характеристик компресора динамічного принципу дії [Текст] / О. О. Гурський, О. Є. Гончаренко, С. М. Дубна // Холодильна техніка та енерготехнології. – 2019. – Т. 55, № 2. – С. 132-140. DOI: 10.15673/ret.v55i2.1362.

5. Chang, Shong-hong. Numerical Simulation of Steady and Transient Working Progress in Aviation Gas Turbine Engine [Text] / Shong-hong Chang // AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition, 14 - 17 September 2009. – Article No. AIAA 2009-6657. DOI: 10.2514/6.2009-6657.

6. Gutakovskis, Viktors. Combustion of Adaptive Type of the Perspective Milti-Mode Aviation Gas Turbine Engine [Text] / Viktors Gutakovskis // Proceedings of 24th International Conference "Mechanika 2019": Proceedings, Lietuva, Kaunas, 17 maijs 2019. – Kaunas : KTU, 2019. – P. 49.-53. ISSN 1822-2951.

7. Characterizing airflow in the annular combustor diffuser of an aviation gas turbine engine [Text] / Vu Thanh Nam Pham, Dung Ha Pham et al. // Journal of Science and Technique. – 2020. – Vol. 15, No. 04. DOI: 10.56651/lqdtu.jst.v15.n04.11.

8. Gutakovskis, Viktors. Performance Assessment of the Thermodynamic Cycle in a Multi-Mode Gas Turbine Engine [Text] / Viktors Gutakovskis, Vladimidrs Gutakovskis // Gasification. IntechOpen. – 2021. Chapter 97458. DOI: 10.5772/intechopen.97458.

9. Qian, Shen-En. Hyperspectral Satellites and System Design [Text] / Qian Shen-En ; 1st edition. – CRC Press, 2020. – 626 p. ISBN: 9780429561177.

10. Товкач, С. С. Контури керування і обмеження для побудови системи автоматичного керування авіаційним двигуном [Текст] / С. С. Товкач // Авіаційно-космічна техніка і технологія. — 2022. — № 4 спецвипуск 2 (182). — С. 68-72. DOI: 10.32620/aktt.2022.4sup2.10.

References

1. Kucherov, D. P., Kamyshin, V. V. Sintez adaptivnyh sistem terminal'nogo upravlenija [Synthesis of adaptive terminal control systems]. Kyiv, Infosystem Publ., 2009. 232 p.

2. Yepifanov, S. V., Kuznetsov, B. I., Bogayenko G. G. *Sintez sistem upravleniya i diagnostirovaniya gazoturbinnyh dvigateley* [Synthesis of control systems and diagnostics of gas turbine engines]. Kyiv, Tekhnika Publ., 1998. 310 p.

3. Klimentovsky, Y. A. Sistemy avtomaticheskogo upravlenija silovymi ustanovkami letatel'nyh apparatov [Automatic control systems for aircraft power plants]. Kyiv, KMIC Publ., 2001. 400 p.

4. Gursky O.O. Rozrobka modeli gazoturbinnogo dvyguna na osnovi danyh pererahuvannya harakteristyk kompresora dynamichnogo pryncypu diyi [Development of a model of a gas turbine engine on the basis of data on rebuilding the characteristics of a compressor based on a dynamic principle]. *Kholodyl'na tekhnika ta enerhotekhnolohiyi* – *Reffigeration Engineering and Technology*, 2019, vol. 55, no. 2, pp. 132-140. DOI: 10.15673/ret.v55i2.1362.

5. Chang, Shong-hong. Numerical Simulation of Steady and Transient Working Progress in Aviation Gas Turbine Engine. *AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition, 14 - 17 September 2009,* article no. AIAA 2009-6657. DOI: 10.2514/6.2009-6657.

6. Gutakovskis, Viktors. Combustion of Adaptive Type of the Perspective Milti-Mode Aviation Gas Turbine Engine. *Proceedings of 24th International Conference "Mechanika 2019" : Proceedings, Lietuva, Kaunas, 17 maijs 2019.* Kaunas, KTU Publ., 2019, pp. 49.-53. ISSN 1822-2951.

7. Pham, Vu Thanh Nam, Pham, Dung Ha et al. Characterizing airflow in the annular combustor diffuser of an aviation gas turbine engine. *Journal of Science and Technique*, 2020, vol. 15, no. 04. DOI: 10.56651/lqdtu.jst.v15.n04.11.

8. Gutakovskis, Viktors, Gutakovskis, Vladimidrs. Performance Assessment of the Thermodynamic Cycle in a Multi-Mode Gas Turbine Engine. *Gasification. IntechOpen*, 2021, Chapter 97458. DOI: 10.5772/ intechopen.97458.

9. Qian, Shen-En. *Hyperspectral Satellites and System Design.* CRC Press, 2020. 626 p. ISBN: 9780429561177.

10. Tovkach, S. S. Kontury keruvannya i obmezhennya dlya pobudovy systemy avtomatychnoho keruvannya aviatsiynym dvyhunom [Control circuits and limitations for the construction of an automatic control system for an aviation gas turbine engine]. Aviacijnokosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology, 2022, no. 4sup2 (182), pp. 68-72. DOI: 10.32620/aktt.2022.4sup2.10.

Надійшла до редакції 20.10.2022, розглянута на редколегії 20.11.2022

CUDA-INTEGRATION OF THE CONTROL LOOP OF AVIATION GAS TURBINE ENGINE

Serhii Tovkach

The problem of accelerating the process of designing aircraft gas turbine engines and their control systems, the system "AIRCRAFT-AVIATION ENGINE-FUEL", and forming the technical type of an aircraft engine, adapting to new operating conditions within the framework of experimental design bureaus (EDB) and the industry is using automated systems with low computing performance and incomplete description. Information technologies for developing engines allow duplication and mismatch of data, loss of information and time during transmission and processing for making parametric and structural decisions. To better adaptation of the characteristics of an aviation engine (AE) to the tasks solved by an aircraft in flight, it is necessary to integrate control systems. Integrated control

systems are especially effective for managing today's multi-mode aircraft. On the basis of their control, optimal control programs for the power plant (PP) are formed using the criteria for evaluating the effectiveness of the aircraft. This article proposes a paradigm for building integrated control loops for an aircraft gas turbine engine, which can be formed by automating control processes, an automatic control system, and combined control programs. The **objective of this research** is the processes of constructing adaptive control loops for aircraft gas turbine engines. The **subject** of this study is the adaptive control of aircraft gas turbine engines using embedded control loops and CUDA architecture. The **goal** is to improve the dynamic characteristics of an aircraft gas turbine engine through adaptive control using control loops, considering various aircraft flight modes and engine operating modes. **Objectives**: to determine the main controllable elements of an aircraft engine, adjustable parameters and factors for constructing control loops according to the principle of adaptation; describe the mechanism of joint management of gas turbine engines; to study the processes of building an integration circuit "aircraft - power plant" and develop the concept of an integrated ACS; define the CUDA paradigm for parallel computing of control loops. **Conclusions**. The scientific novelty lies in the formation of a paradigm for developing adaptive control models for gas turbine engines, considering different aircraft flight modes and engine operation modes.

Keywords: aviation engine; aircraft; integration; automation of control processes; control loops; parallel computing; efficiency.

Товкач Сергій Сергійович – канд. техн. наук, доц., доц. каф. автоматизації та енергоменеджменту Аерокосмічного факультету, Національний авіаційний університет «НАУ», Київ, Україна.

Serhii Tovkach – Candidate of Technical Science, Associate Professor, Associate Professor of Automation & Power Management Department, Aerospace faculty, National Aviation University "NAU", Kyiv, Ukraine, e-mail: serhii.tovkach@nau.edu.ua, serhii.tovkach@npp.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0002-8740-298X, Scopus Author ID: 57206192351, ResearcherID: Q-2695-2019, https://scholar.google.com.ua/citations?user=gJqZwiUAAAAJ&hl=ru, https://www.researchgate.net/profile/Serhii_Tovkach