

УДК 621.45.018:004.896

doi: 10.32620/akt.2021.4sup1.18

С. С. ТОВКАЧ

Національний авіаційний університет «НАУ», Київ, Україна

## МОДЕЛЬ ІЗІНГА ДЛЯ ОПИСУ МАГНІТНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНИМ ДВИГУНОМ

Створення конкурентоспроможних двигунів неможливо без розробки і впровадження нових матеріалів і конструкторсько-технологічних рішень. В даний час в двигунах широко використовуються нікелеві сплави, отримані направленою кристалізацією, в тому числі монокристалічні, гранульовані сплави. Постійно розширюється застосування різних композиційних матеріалів, нероз'ємних з'єднань з різномірних матеріалів, ведуться великі дослідження зі створення конструкції із монолітної кераміки та інтегреталідів. Успішне впровадження нетрадиційних матеріалів неможливо без ретельного дослідження їх конструкційної міцності, магнітних властивостей, особливостей деформування і руйнування, урахування специфіки цих матеріалів при розробці конструкції і технології виготовлення деталі або вузла двигуна. У статті розглядається програмний комплекс оптимального проектування елементів системи керування авіаційними газотурбінними двигунами із застосуванням опису їх магнітних властивостей. Завдяки модульній структурі оптимізаційної програми можливе застосування різних процедур оптимізації і програм розрахунку. Визначено, що для моделі Ізінга розраховується утворення доменів із заданим розкидом спінів при температурі  $T$  та векторі магнітної індукції  $B$ . Перехід від одного мікростану системи до іншого, тобто вибір частинки для розігрівання зміни орієнтації, здійснюється за методом Монте-Карло – випадковим чином обирається будь-який елемент масиву за допомогою генератора випадкових чисел. Кількість випробувань  $L$  залежить від розміру зразка. У моделі Ізінга претендентами на випробування є всі частини системи  $N*N$ . Отже,  $Step$  відповідає кількості Монте-Карло кроків. Оскільки частини вибираються в середньому один раз, то існує можливість вибрати одну частинку декілька разів або не вибрати зовсім. Тому значення  $Step$  повинно значно перевищувати одиницю. Для зручної реалізації визначеної моделі розглянуто її застосування із графічним інтерфейсом намагнічування при різній кількості ітерацій. При виконанні командного файлу повинно виконуватись: побудова геометричної моделі, побудова кінцево-елементної сітки, додаток навантажень, розрахунок напружено-деформованого стану (НДС), виведення результатів.

**Ключові слова:** авіаційний двигун; автоматизоване проектування; конструкційна міцність; магнітні властивості; оптимізація; інтерфейс моделювання; енергія конфігурації.

### Вступ

Авіаційний двигун будь-якого типу може бути представлений та проаналізований як система, що складається із наступних п'яти головних складових компонентів (категорій), на які можна впливати, збільшуючи його ефективність [1]:

- 1) теплової машини (здійснення термодинамічного циклу);
- 2) робочого тіла в термодинамічному циклі;
- 3) джерела енергії (в кінцевому вигляді теплога);
- 4) «двигателя» - пристрою, що створює тягу (у прямої реакції «двигатель» функціонально об'єднаний з основним двигуном, у ТВД – це гвинт);
- 5) газодинамічного і механічного пристрою (двигун як машина в її матеріальному і конструктивному втіленні).

Вплив кожного із п'яти компонентів на ефек-

тивність авіаційного двигуна різних. Всі вони взаємопов'язані, але можуть розглядатися окремо, так як характеризують двигун з різних сторін. Що стосується механічного пристрою в його конструктивному втіленні, то доцільним є розгляд конструкції сучасних ГТД за допомогою систем і засобів автоматизованого проектування. Найкраща конструкція деталі або вузла визначається або в процесі діалогового проектування при порівняльному аналізі параметрів різних конструктивних форм, або в автоматизованому процесі за допомогою методів оптимального проектування.

### 1. Постановка задачі

В загальному вигляді задача оптимального проектування може бут сформульована наступним чином [1-3]. Необхідно мінімізувати функцію цілі

$$F = F(x, q, h) \rightarrow \min, \quad (1)$$

де  $x, q, h$  – вектор, що визначає стан системи (переміщення, деформації, напруги, силові фактори), незмінні параметри проекту (робочі режими, властивості матеріалів, незмінні розміри) і керуючі параметри (змінні розміри, що визначають форму деталі), пошук яких є ціллю задачі оптимального проектування.

Вектор стану  $x$  для кожної реалізації параметрів  $h$  визначається вектором переміщень  $\{U\}$ , який є розв’язком кінцево-елементної задачі [1, 4]:

$$[K(h)]\{U\} = \{f(h)\}, \quad (2)$$

Матриця жорсткості  $[K(h)]$  і вектор правих частин  $\{f(h)\}$  являються функціями параметрів керування, тому розв’язок рівняння (1), що є функцією вектора керування  $h$ , визначається в області допустимих значень для параметрів стану і керування, задовольняючих обмеження

$$L_x(x) \leq a; L_h(h) \leq b, \quad (3)$$

де оператори  $L_x, L_h$  і задані функції всередині і на межі області проектування  $a, b$  відповідають різним обмеженням, які необхідно враховувати в задачі.

Для рішення задач оптимального проектування форми деталей авіаційних ГТД застосовуються різні підходи і алгоритми методів динамічного програмування, принципу максимуму Понтрягіна і нелінійного програмування [1-4] та програмний комплекс, який побудований за модульним принципом (рис. 1).

Тому з’являється необхідність у пошуку оптимального підходу до побудови систем керування авіаційним двигуном, визначаючи магнітні властивості форм деталей або конструкції двигуна на основі моделі Ізінга із високоефективним показником експлуатації.

## 2. Модель Ізінга до побудови САК ГТД

З квантової теорії магнетизму відомо, що орієнтація магнітних моментів не може бути довільною. Якщо спін кожної частинки рівний  $1/2$ , то при накладанні зовнішнього магнітного поля магнітні моменти частинок можуть орієнтуватися лише у двох напрямках: вздовж або проти силових ліній магнітного поля. Для деяких класів речовин суттєвим може бути вплив і сусідніх магнітних моментів: для діатипармагнетиків парними взаємодіями з сусідніми частинками можна знехтувати, а для феромагнетиків вплив оточення є важливим і є причиною утворення доменної структури.

Розглянемо модель системи, частинки якої мають спіновий магнітний момент  $\mu = \frac{eh}{2m_e}$  (магнетон Бора).

Якщо на систему накласти магнітне поле з індукцією  $B$ , то магнітні моменти можуть орієнтуватися лише за полем з результируючою намагніченістю  $+\mu_B$  або проти поля (відповідно  $-\mu_B$ ). Тоді енергія взаємодії магнітного моменту  $\mu$  із зовнішнім полем складатиме  $U = -\mu_B B \cos\phi$ , тобто орієнтація вздовж поля енергетично вигідніша за орієнтацію проти поля на величину  $2\mu_B B$ . Для нашого випадку спін може мати лише дві проекції, тому маємо  $U = \mp\mu_B B$ .

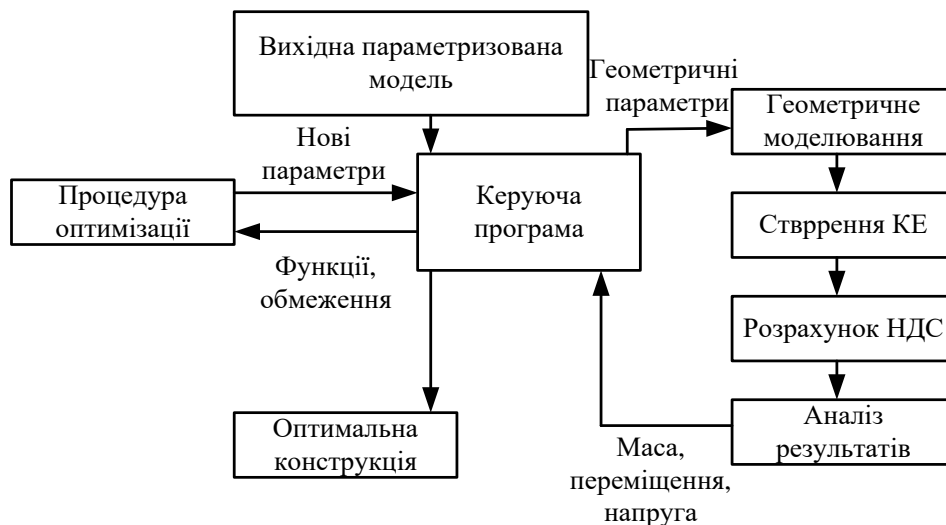


Рис. 1. Структура взаємодії між модулями в задачі оптимізації форми і розмірів конструкції [1]

При відсутності теплового хаотичного руху всі магнітні моменти, очевидно, повинні орієнтуватися вздовж поля. Підвищення температури призводить до часткової розорієнтації магнітних моментів. Цей процес є стохастичним і тому повинен моделюватися з допомогою генератора випадкових чисел із урахуванням розподілу імовірностей. Імовірність певного стану виражається формулою Больцмана

$p = \frac{1}{C} e^{-\frac{U}{kT}}$ . Оскільки вибір орієнтації у певному напрямку автоматично виключає вибір протилежної орієнтації, то імовірності цих подій додаються, причому їх сума рівна одиниці. З цієї умови нормування і визначається константа  $C$ . Тому

– для атомів, магнітні моменти яких орієнтуються за полем:

$$p(\uparrow) = \frac{e^{\zeta}}{e^{\zeta} + e^{-\zeta}}, \quad (4)$$

– для атомів магнітні моменти яких орієнтуються проти поля:

$$p(\downarrow) = \frac{e^{-\zeta}}{e^{\zeta} + e^{-\zeta}}, \quad (5)$$

де  $\zeta = \mu_B \frac{B}{kT}$ .

Розглянемо модель системи, що складається з частинок, кожна з яких характеризується двома станами – спіновий момент за полем ( $\uparrow$ ) або спіновий момент проти поля ( $\downarrow$ ). Для спрощення виберемо двовимірний випадок, припустивши, що частинки розташовані у вузлах квадратної плоскості решітка (рис. 2).

Кожен вузол з координатами  $i, j$  має певну ознаку, яка є елементом двовимірного масиву  $S_{i,j}$ .

Позначимо спіновий момент за полем як  $+1$ , а проти поля як  $-1$  (ці ознаки і будуть значеннями елементів масиву  $S$  в алгоритмі). При цьому результуючу намагніченість системи  $M_p$  у полі з магнітною індукцією  $B$  при температурі  $T$  можна обчислювати за формулою:

$$M_p = (N_1 - N_2)\mu_B, \quad (6)$$

де  $N_1$  і  $N_2$  – кількість частинок, магнітні моменти яких орієнтуються за і проти зовнішнього поля відповідно.

Сусідні частинки можуть впливати одна на одну. Ця взаємодія має чисто квантовий характер (об-

мінна взаємодія), тому її можна враховувати формально через обмінний інтеграл  $J$ . Тоді для визначення енергії взаємодії двох сусідніх частинок можна ввести наступну залежність:

$$U = \begin{cases} -J, & \text{якщо } \uparrow\uparrow \\ +J, & \text{якщо } \uparrow\downarrow \end{cases} \quad (7)$$

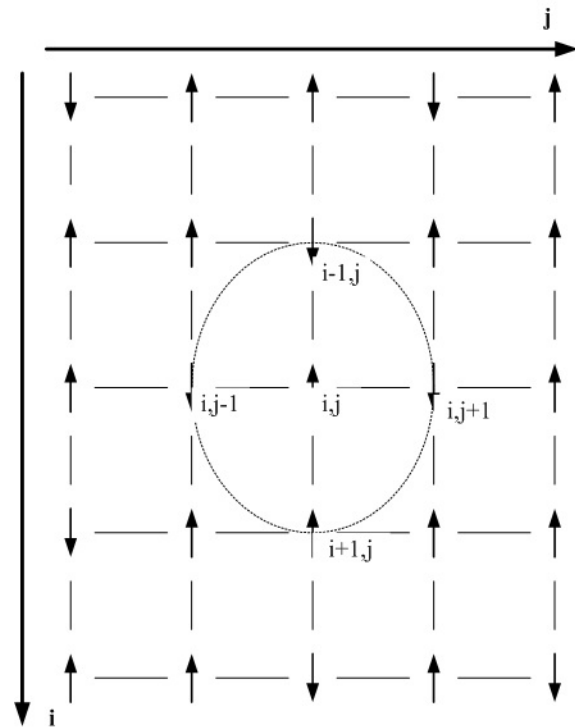


Рис. 2. Двовимірна квадратна решітка

У наближенні двох можливих орієнтацій спінових моментів  $+1$  та  $-1$  (відповідно двох напрямів елементарного магнітного моменту) енергія взаємодії частинки з координатами  $(i, j)$  з найближчими чотирма сусідами (перша координаційна сфера, рис. 2) визначається за формулою:

$$U_{i,j}^1 = -J \cdot S_{i-1,j} (S_{i-1,j} + S_{i+1,j} + S_{i,j-1} + S_{i,j+1}). \quad (8)$$

Для крайніх частинок з першого та останнього стовпчика та рядка виникає проблема вибору сусідів, тому необхідно використати процедуру граничних умов Борна-Кармана [3].

Отже, енергія, яку вносить кожна частинка у загальну енергію системи ( $\frac{1}{2}$  виникає через подвійне врахування кожного зв'язку), з урахуванням обмінної взаємодії визначається за формулою:

$$U^1 = -\frac{1}{2} J \cdot S_{i,j} (S_{i-1,j} + S_{i+1,j} + S_{i,j-1} + S_{i,j+1}). \quad (9)$$

Відповідно, повна енергія системи є сумою таких взаємодій:

$$U^{\text{full}} = \sum_i \sum_j U_{i,j}^1. \quad (10)$$

### 3. Практична реалізація моделі Ізінга до побудови САК ГТД

Для більш зручної реалізації моделі Ізінга визначено алгоритм та код в компіляторі навчальних програм. Графічний інтерфейс процедури розмагнічування розглядається на рис. 3:

```
while (l<step*N*N) do begin
  i:=random(N)+1; j:=random(N)+1;
  a1:=s[i,j]*(s[Bk(i-1),j]+s[Bk(i+1),j]+s[i,Bk(j-1)]+s[i,Bk(j+1)]);
  U:=-e*h/2/m*B*s[i,j]-jj/2*s[i,j]*(s[Bk(i-1),j]+s[Bk(i+1),j]+s[i,Bk(j-1)]+s[i,Bk(j+1)]);
  if random<=exp(-U/k/T)/(exp(-U/k/T)+exp(U/k/T))
    then s[i,j]:=s[i,j]; else s[i,j]:=-s[i,j]; end;
```

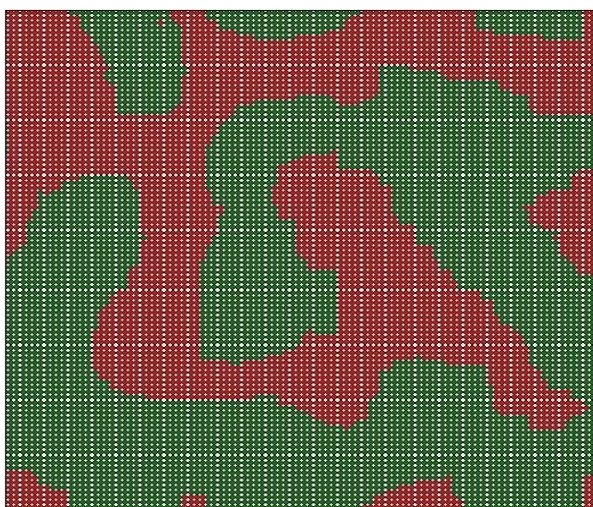
#### Висновок

Під час оптимального проектування САК ГТД на основі моделі Ізінга повинні бути визначені градієнти функції цілі і обмежень. Намагання системи зменшити загальну енергію повинно призводити до прилаштування спінів до сусідів. Тобто, якщо дозволити спінам перевертатися, то через певну кількість спроб вони «домовляться» про спільний на-

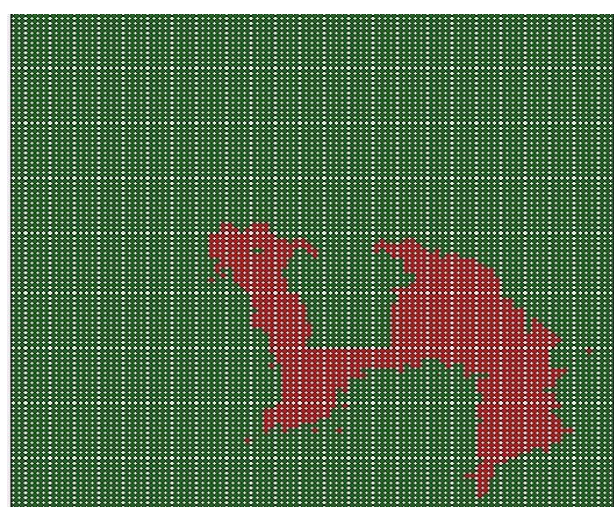
прям. Зрозуміло, що у залежності від локального початкового розкиду для невеликих областей системи домінуючим може бути той чи інший напрям. Це призводить до утворення доменів (областей з однаковою орієнтацією спінів) та границь між ними (для невеликої системи з періодичними граничними умовами утворюється один або два домени). Імовірність перевертання спіну залежить від енергії конфігурації, яка визначається за формулою (9), і визначається відповідно до (4).

#### Література

1. ЦИАМ - Центральный институт авиационного моторостроения имени И. П. Баранова [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ciam.ru/> – 20.05.2021.
2. Кулик, М. С. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок та компресорів [Текст] / М. С. Кулик, О. А. Тамаргазін, В. В. Козлов. – К. : НАУ, 2009. – 480 с.
3. Failure cause analysis of an expansion bellow of integrated turbine unit [Text] / Chidambaram Subramanian, Himadri Roy, Abhishek Kumar at al. // International Journal of Pressure Vessels and Piping. – 2021. – Vol. 191, Iss. 3. – Article Id: 104360. DOI: 10.1016/j.ijpvp.2021.104360.
4. Tovkach, S. S. The Liebman Process for Distribution of the Information Flows of the Engine Automatic Control Systems [Text] / S. S. Tovkach // Journal of Nano-and Electronic Physics. – 2020. – Vol. 12, No. 1. – P. 01003-1-01003-5. DOI: 10.21272/jnep.12(1).01003.



а



б

Рис. 3. Застосування моделі Ізінга для об'єктів системи керування ГТД: графічний інтерфейс розмагнічування при кількості ітерацій 10 (а) та графічний інтерфейс розмагнічування при кількості ітерацій 30 (б)

## References

1. CIAM - Central Institute of Aviation Motors named after I. P. Baranov. Available at: <http://www.ciam.ru/> (accessed 20.05/2021).
2. Kulyk, M., Tamargazin, A., Kozlov, V. *Konstruktziia, mitsnist ta nadiinist hazoturbinykh ustanovok ta kompresoriv* [Construction, strength and reliability of gas turbine units and compressors]. Kyiv, NAU Publ., 2009. 480 p. ISBN: 98-966-598-473-3.
3. Subramanianm, Chidambaram., Roy, Himadri., Kumar, Abhishek., at al. Failure cause analysis of an expansion bellow of integrated turbine unit. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 2021, vol. 191, iss. 3, article id: 104360. DOI: 10.1016/j.ijpvp.2021.104360.
4. Tovkach, S. S. The Liebman Process for Distribution of the Information Flows of the Engine Automatic Control Systems. *Journal of Nano-and Electronic Physics*, 2020, vol. 12, no. 1, pp. 01003-1-01003-5. DOI: 10.21272/jnep.12(1).01003

Надійшла до редакції 31.05.2021, розглянута на редколегії 16.08.2021

## МОДЕЛЬ ИЗИНГА ДЛЯ ОПИСАНИЯ МАГНИТНЫХ СВОЙСТВ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*С. С. Товкач*

Создание конкурентоспособных двигателей невозможно без разработки и внедрения новых материалов и конструкторско-технологических решений. В настоящее время в двигателях широко используются никелевые сплавы, полученные направленной кристаллизацией, в том числе монокристаллические, гранулированные сплавы. Постоянно расширяется применение различных композиционных материалов, неразъемных соединений с разнородных материалов, ведутся обширные исследования по созданию конструкции из монолитного керамики и интерметаллидов. Успешное внедрение нетрадиционных материалов невозможно без тщательного исследования их конструкционной прочности, магнитных свойств, особенностей деформирования и разрушения, учета специфики этих материалов при разработке конструкции и технологии изготовления детали или узла двигателя. В статье рассматривается программный комплекс оптимального проектирования элементов системы управления авиационными газотурбинными двигателями с применением описания их магнитных свойств. Благодаря модульной структуры оптимизационной программы возможно применение различных процедур оптимизации и программ расчета. Определено, что для модели Изинга рассчитывается образования доменов с заданным разбросом спинов при температуре  $T$  и векторе магнитной индукции  $B$ . Переход от одного микросостояний системы к другому, то есть выбор частицы для разыгрывания изменения ориентации, осуществляется по методу Монте-Карло - случайным образом выбирается любой элемент массива с помощью генератора случайных чисел. Количество испытаний  $L$  зависит от размера образца. В модели Изинга претендентами на испытания есть все части системы  $N*N$ . Итак, *Step* соответствует количеству Монте-Карло шагов. Поскольку части выбираются в среднем один раз, то существует возможность выбрать одну частицу несколько раз или не выбрать совсем. Поэтому значение *Step* должно значительно превышать единицу. Для удобной реализации определенной модели рассмотрено ее применение с графическим интерфейсом намагничивания при разном количестве итераций. При выполнении командного файла должно выполняться: построение геометрической модели, построение конечно-элементной сетки, приложение нагрузок; расчет напряженно-деформированного состояния (НДС); вывода результатов.

**Ключевые слова:** авиационный двигатель; автоматизированное проектирование; конструкционная прочность; магнитные свойства; оптимизация; интерфейс моделирования; энергия конфигурации.

## ISING MODEL FOR DESCRIBING MAGNETIC PROPERTIES OF AVIATION ENGINE CONTROL SYSTEM ELEMENTS

*S. Tovkach*

The creation of competitive engines is impossible without the development and implementation of new materials and design and technological solutions. At present, in the engines, nickel alloys obtained by directional crystallization are widely used, including monocrystalline, granular alloys. The use of various composite materials, permanent joints from dissimilar materials is constantly expanding, extensive research is being carried out to create a structure from monolithic ceramics and intermetallic compounds. The successful introduction of unconventional materials is impossible without a thorough study of their structural strength, magnetic properties, features of defor-

mation, and destruction, taking into account the specifics of these materials when developing the design and manufacturing technology of a part or engine unit. The article discusses a software package for the optimal design of control system elements for aircraft gas turbine engines using a description of their magnetic properties. Due to the modular structure of the optimization program, various optimization procedures and calculation programs can be used. It was determined that, for the Ising model, the formation of domains with a given spread of spins at a temperature  $T$  and a vector of magnetic induction  $B$  is calculated array element using a random number generator. The number of tests  $L$  depends on the size of the sample. In the Ising model, all parts of the  $N*N$  system are contenders for testing. So, *Step* corresponds to the number of Monte Carlo steps. Since the parts are selected once on average, it is possible to select one particle several times or not to select it at all. Therefore, the *Step* value should be significantly greater than one. For a convenient implementation of a certain model, its application with a graphical magnetization interface with a different number of iterations has been considered. When executing the command file, the following should be performed: building a geometric model, building a finite element mesh, applying loads, calculating the stress-strain state (SSS), displaying the results.

**Keywords:** aviation engine; computer-aided design; structural strength; magnetic properties; optimization; modeling interface; configuration energy.

**Товкач Сергій Сергійович** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри 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, Researcher ID: Q-2695-2019, <https://scholar.google.com.ua/citations?user=gJqZwiUAAAAJ&hl=ru> [https://www.researchgate.net/profile/Serhii\\_Tovkach](https://www.researchgate.net/profile/Serhii_Tovkach)