

## СИНТЕЗ ПРЕЦИЗІЙНОЇ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ВЕРТОЛЬОТА НА РЕЖИМІ ВИСІННЯ НАД ТОЧКОВИМ ОБ'ЄКТОМ

*Казак В.М., Тимошенко Н.А., Казак В.А.*

*Національний авіаційний університет, м. Київ*

*Запропоновано концепцію та алгоритм синтезу прецизійної стабілізації вертольота на режимі висіння над точковим об'єктом, реалізація якого здійснюється за рахунок використання положень методу аналітичного конструювання за критерієм узагальненої роботи за умови формування керуючих дій за допомогою двох паралельних контурів кожного з каналів*

*Ключові слова: автоматичне керування, вертоліт, керування, прецизійна стабілізація, синтез.*

**Вступ.** Останнім часом спостерігається значне підвищення інтенсивності використання вертольотів для виконання робіт на точкових об'єктах: скидання вантажів у отвори труб (наприклад, атомні електростанції), встановлення секцій телевізійних та радіовеж, а також їх антен, рятувальні роботи, десантування на обмеженій площині тощо. Такі роботи вимагають виконання високоточної стабілізації вертольота відносно точкового об'єкта. Отже, виникає потреба у створенні системи стабілізації вертольота на режимі висіння над точковим об'єктом з прецизійною точністю в умовах негативного впливу факторів зовнішнього середовища та внутрішніх процесів.

При розробці систем автоматичного керування польотом повітряних кораблів (ПК) завжди користуються сучасними методами проектування керуючих систем. Проте безпосереднє застосування цих методів для побудови систем керування і стабілізації вертольота у польоті через його високу коливальність у широкому спектрі частот, внесок в які роблять хвостова балка, несучий та кермовий гвинти та ін., призводять до ускладнення систем автоматичного керування (САК) і надмірного зростання чутливості по відношенню до змін параметрів об'єкта керування, шумам та завадам на входах системи керування, а також випадкових зовнішніх збурюючих дій. При виникненні таких проблем розробники САК застосовують частинні способи проектування з використанням методу спроб та помилок, що є придатними для конкретних задач [1]. У той же час, загального підходу, який дозволив би уникнути наведених труднощів не існує.

Для жорсткої стабілізації вертольота на режимі висіння над заданою точкою висіння його САК повинна активно реагувати на будь-які зрушення відносно цієї точки в обмеженій площині. Таке обумовлено наступними факторами:

- виникненням раптового збурюючого обертового моменту, що діє на вертоліт і утворюваним повітряним потоком, який взаємодіє з потоками, відбитими від підстилаючої поверхні при висінні на малих висотах;
- взаємодією потоків, що циркулюють відносно фюзеляжу між несучим та кермовим гвинтами;
- необхідністю здійснення відбиваючих маневрів вертольота при виникненні порушень стабілізованих параметрів його висіння над заданою точкою об'єкта обмеженої площини та ін.

Застосування теорії LQG оптимального керування до задачі стабілізації висіння вертольота відносно заданої точки обмеженої площини дає прийнятну точність стабілізації. Однак у випадках, коли необхідно стабілізувати висіння вертольота відносно центра точкового об'єкта, приходимо до висновку, що оцінка точності стабілізації та тривалості висіння не забезпечується набором штатних для цього режиму датчиків. Тому авторами пропонується розширити вектор стану використанням додаткової інформації від штатних вимірювачів параметрів руху вертольота, а саме вимірювачів швидкості та прискорень.

**Постановка задачі.** Задачу синтезу прецизійної системи стабілізації на режимі висіння над центром точкового об'єкта (рис. 1) сформулюємо наступним чином.

Процес вибору ефективного відновлюючого керування в умовах наведених вище негативних впливів можна віднести до проблеми багатокритеріальної оптимізації, яка полягає у виборі компромісного рішення і вимагає обґрунтування принципу компромісу. Задача вибору оптимального рішення багатокритеріальної польотної ситуації, незалежно від конкретного вибору критерію, полягає в ранжируванні можливих рішень за множиною локальних критеріїв. Тому розв'язання цієї задачі починалось з вибору множини локальних критеріїв, які достатньо повно характеризують систему «вертоліт-екіпаж-САК-погодні умови».

Для задачі відновлення положення вертольота відносно точкового об'єкта на режимі висіння такими критеріями будемо вважати  $\Omega$  – якість (точність) відновлення положення вертольота у повітрі відносно заданої точки – відношення ступеня відновленого лінійного значення координати відхилення до потрібного (заданого);  $t$  – час відновлення за допомогою даного керуючого впливу – характеризує часові витрати на відновлення заданого положення;  $\chi$  – можливість додаткового використання для стабілізації вертольота на режимі висіння керуючих дій пілота.

Отже, враховуючи жорсткі вимоги до задач стабілізації вертольота при висінні над центром точкового об'єкта та до часових витрат на відновлення положення вертольота над цією точкою при дії зовнішніх збурень, а також припускаючи, що найгірші збурення ще не настали, можна сформулювати наступні критерії оптимальності [4]:

$$\begin{cases} K_1(R_i) \rightarrow \max_{\Omega} R_i(\Omega_i, t_1, \chi_i); & i = \overline{1, n}; \\ K_2(R_i) \rightarrow \min_t R_i(\Omega_i, t_1, \chi_i); & i = \overline{1, n}; \\ K_3(R_i) \rightarrow \max_{\chi} R_i(\Omega_i, t_1, \chi_i); & i = \overline{1, n}, \end{cases} \quad (1)$$

де  $\Omega$  – рішення, що визначене на допустимій множині рішень  $\{R_i\}$ ; якість рішення оцінюється множиною частинних критеріїв  $K = \{K_1, K_2, K_3\}$ .

Нехай відомим є відображення  $f: R^* \rightarrow \Gamma$  та відносна важливість частинних критеріїв  $P = \{P_1, P_2, P_3\}$ . Необхідно визначити оптимальне рішення:

$$R^0 = \text{opt}G[\Gamma(R), P]. \quad (2)$$

Рішення задачі (2) не викликає труднощів, якщо відомими є вектор  $P$  та визначений вид оператора  $\text{opt}G$ . Формалізація задачі (2) може бути представлена наступним чином:

$$\psi \rightarrow A \rightarrow \text{opt}G \rightarrow R^0, \quad (3)$$

де  $\psi$  – ситуація прийняття рішення;  $\text{opt}G$  – схема компромісу;  $R^0$  – ефективне рішення. Концептуальним питанням задачі (3) є зведення багатокритеріальної задачі до однокритеріальної.

$$R^0 = \underset{R \in \{R_i\}}{\text{argmax}} \left[ \sum_{i=1}^n P_i K_i(R_i) \right]; i = \overline{1, n} \quad (4)$$

Припустимо, що умови висіння  $T = mg$ , тоді можна скласти рівняння сил та моментів, що діють на вертоліт на цьому режимі [3]:

$$\begin{cases} m\dot{V}_{X_g} + mb\dot{\omega}_z + ml\ddot{\theta} = X_g \\ mb\dot{V}_{X_g} + (\dot{I}_{Z_g} + mb^2)\dot{\omega}_z + mbl\dot{\theta} = M_{Z_g} + mgb(\theta - \vartheta) \\ \dot{V}_{X_g} + b\dot{\omega}_z + l\ddot{\theta} = -g\theta. \end{cases} \quad (5)$$

Систему (5) можна подати у формі рівняння стану системи, які набувають вигляду:

$$\dot{X} = AX + BU + D\eta, \tag{6}$$

де  $X$  – вектор стану;  $U$  – вектор керування;  $\eta$  – вектор збурень;  $A, B$  – матриці відповідних аргументів.

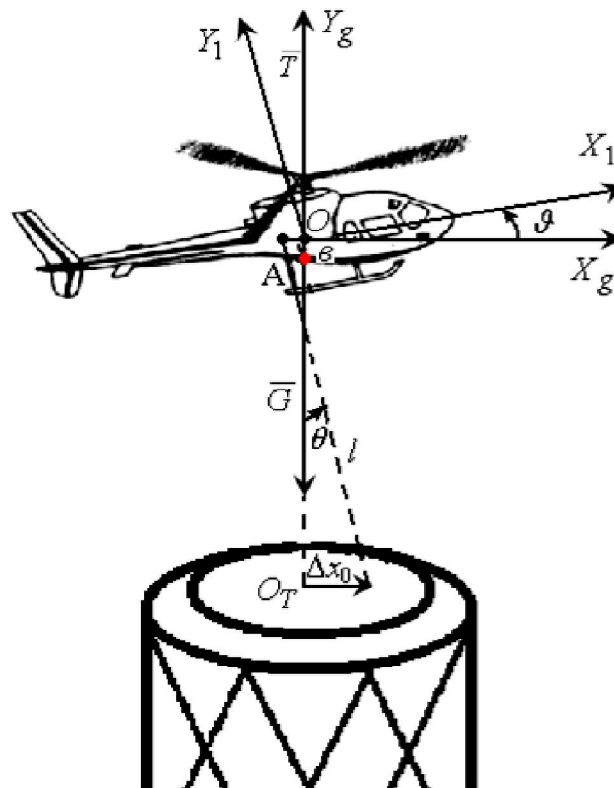


Рисунок 1 – Система «вертоліт–точковий об’єкт»

Отже, використовуючи вимоги (4) та метод аналітичного конструювання за критерієм узагальненої роботи (АКУР), можна визначити оптимальне керування. Для цього на основі системи (5) можна визначити оптимальні керуючі дії, що мінімізують наступний функціонал [2]:

$$J = 0,5 \int_0^{\infty} (X^T Q X + R U^2) dt \tag{7}$$

У якості матриці  $Q$  використовується невід’ємна діагональна матриця:

$$\begin{bmatrix} q_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & q_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & q_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & q_4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & q_5 \end{bmatrix},$$

а у якості матриці  $R$  використовуємо одиничну матрицю

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix},$$

з урахуванням цього функціонал (2) набуває вигляду:

$$J = 0,5(q_1 x^2 + q_2 \dot{x}^2 + q_3 \ddot{x} + q_4 \theta^2 + q_5 \dot{\theta} + u^2) \tag{8}$$

**Рішення задачі.** Використовуючи систему (5), при синтезі системи автоматичної стабілізації вертольота можна скористатись методом АКУР для визначення алгоритму та закону стабілізації висіння вертольота над точковим об’єктом (рис. 1, точка  $O$ ) так, щоб

вертоліт утримувався з урахуванням несприятливих зовнішніх умов, точно над цією точкою, кут тангажу та його похідні дорівнювали  $\vartheta = 0, \dot{\vartheta} = 0, \gamma = 0, \dot{\gamma} = 0, \psi = \psi_{зад}, \dot{\psi} = 0$ , а також прискорення вийшли на нуль, тобто  $\ddot{X}_g = \dot{V}_{x_g} = j_{x_g} = 0; \ddot{Y}_g = \dot{V}_{y_g} = j_{y_g} = 0; \ddot{Z}_g = \dot{V}_{z_g} = j_{z_g} = 0$ .

Керуючі дії  $U$  формуються за допомогою двох паралельних каскадів (рис. 2), один з яких є швидкодіючим на основі вектора прискорень  $\bar{J}$ , а другий – інерційним контуром на основі вектора швидкості  $\bar{V}$ , причому сигнал інерційного контуру віднімається від сигналу швидкодіючого контуру, який є випереджуючим по відношенню до інерційного (рис. 2) [3].

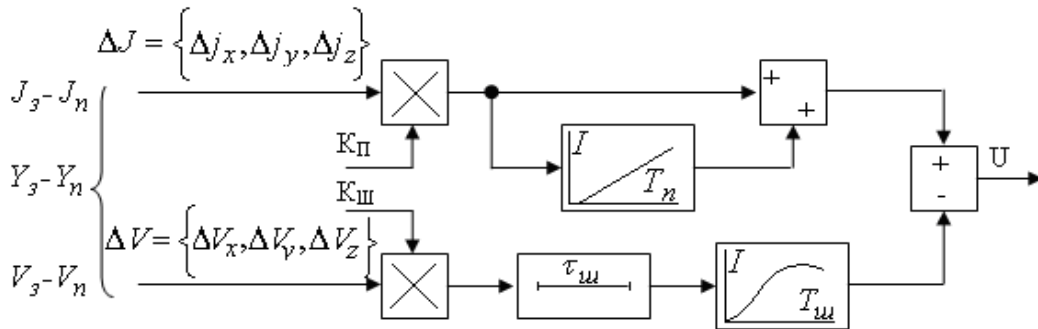


Рисунок 2 – Структурна схема формування керуючих дій

Розроблений стабілізатор (рис. 2.), який є частиною САК, вирішує задачу одночасного підвищення швидкодії та збереження стійкості системи автоматичного керування, що неможливо реалізувати у стандартних схемах, де існує протиріччя, а саме зростання коефіцієнта підсилення  $K$  (1), викликає зниження запасу стійкості системи автоматичної стабілізації і керування.

Першими реагують на порушення умов (7) датчики прискорень  $j_x, j_y, j_z$ , які характеризують короткоперіодичне коливання відносно центра мас вертольота. Другими – вимірювачі швидкості зміщення центра мас вертольота відносно точки  $O$  (рис. 1)  $\dot{H}, \dot{X}, \dot{Z}$ , які характеризують довгоперіодичні коливання центра мас вертольота. Отже для розв'язання завдання стабілізації висіння вертольота відносно заданої точки  $O$  точкового об'єкта (рис. 1) необхідно скласти модель системи з нульовими швидкостями та прискореннями відносно центру точкового об'єкта.

При розв'язанні поставленої задачі виконано моделювання за допомогою пакета програм «Simulink» в середовищі Matlab. При використанні розширеного фільтра Калмана у якості інформаційного забезпечення системи стабілізації висіння вертольота, використовувались дані від вимірювачів швидкості польоту: інерціальної навігаційної системи, супутникової системи навігації або доплерівського вимірювача швидкості та кута зносу, а також прискорень  $j_x, j_y, j_z$  вимірювачами ДЛП<sub>x</sub> – датчик лінійних прискорень уздовж осі  $X$ , зв'язаної системи координат  $OX_1Y_1Z_1$ ; ДЛП<sub>y</sub> – датчик лінійних прискорень уздовж осі  $Y$ , зв'язаної системи координат  $OX_1Y_1Z_1$ ; ДЛП<sub>z</sub> – датчик лінійних прискорень уздовж осі  $Z$ , зв'язаної системи координат  $OX_1Y_1Z_1$ . У якості прикладу обрано моделювання процесу стабілізації вертольота на режимі висіння у повздовжній площині з початковими умовами  $x_i = [0 \ 10 \ 0 \ 0,20 \ 0,18 \ 0 \ 0]^T$ , які обирались їх підбором у процесі моделювання.

Частина результатів моделювання у середовищі Matlab з використанням розглянутих умов наведена на рис. 3, 4, 5.

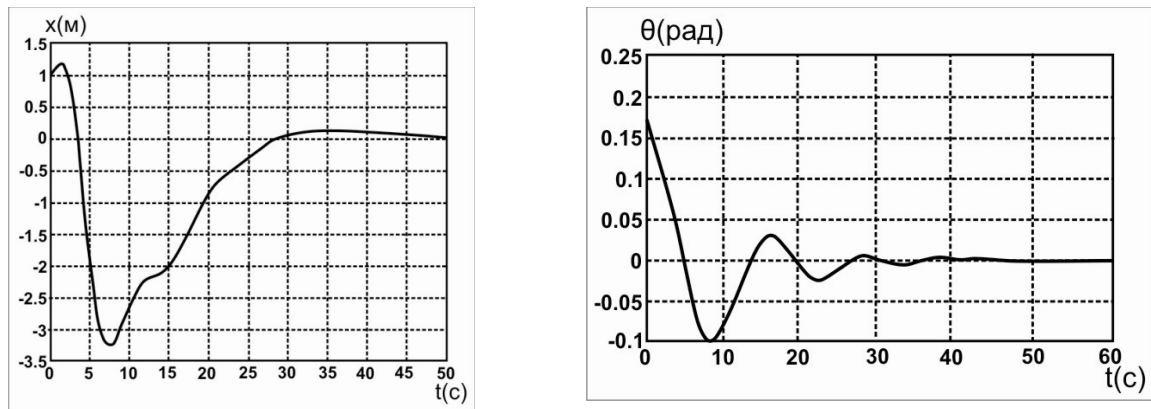


Рисунок 3 – Результати демпфування коливань при вимірюванні  $\dot{X}$  за допомогою доплерівського вимірювача швидкостей

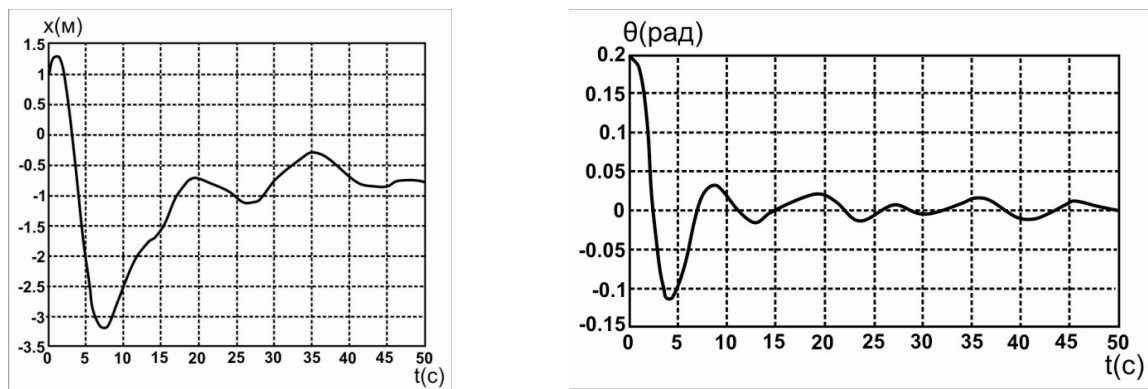


Рисунок 4 – Результати демпфування коливань при вимірюванні  $\dot{X}$  за допомогою інерціальної системи

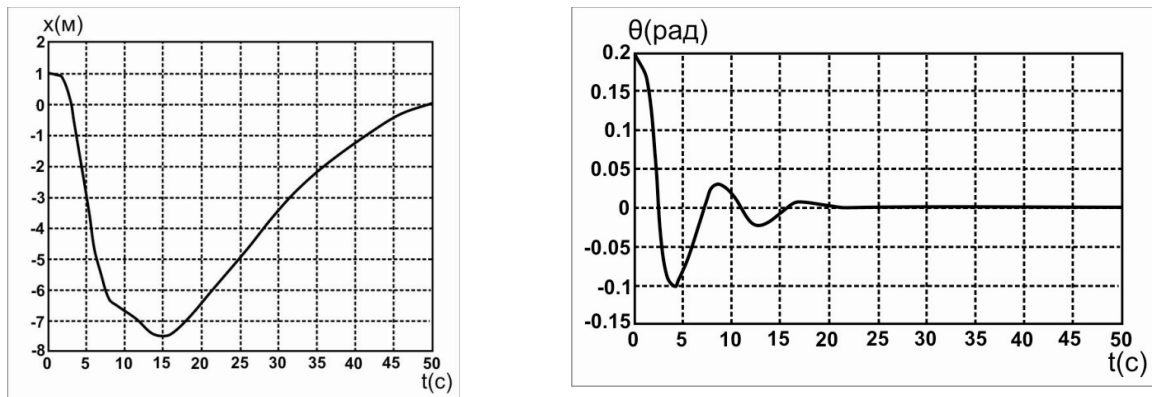


Рисунок 5 – Результати демпфування коливань при вимірюванні  $\dot{X}$  за допомогою супутникової системи

З порівняльного аналізу даних, отриманих при моделюванні, частина яких наведена на рис. 3, 4, 5, можна зробити висновок, що на якість стабілізації висіння вертольота значно впливає спосіб, характеристики та точність вимірювачів швидкісних параметрів. Крім того, підтверджена можливість використання сучасних концепцій керування і стабілізації вертольота без додаткових вимірювальних систем.

У результаті проведеної роботи отримано закон керування вертольотом через відхилення автомата перекосу у повздовжній площині:

$$\delta_g = -0.0641\ddot{X}_g - 0.0320\dot{X}_g - 0.0112X_g + 0.1330\dot{\theta} + 0.2730\theta + 0.2368\dot{\theta} + 0.4350\theta$$

та закон регулювання тяги несучого гвинта вертольота через його загальний крок:

$$\varphi = -0.0068\ddot{X}_g - 0.0026\dot{X}_g - 0.0011X_g + 0.1292\dot{\vartheta} + 0.0298\vartheta - 2.4430\dot{\theta} - 0.1703\theta.$$

**Висновки.** Запропоновані концепція та метод синтезу, побудований на основі положень теорії аналітичного конструювання за критерієм узагальненої роботи за умови формування керуючих дії  $U$  за допомогою двох паралельних контурів, виявилися досить ефективними і зручним при практичному використанні й дозволяють створити прецизійну систему стабілізації вертольота на режимі висіння над точковим об'єктом.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Safonov M. G. and Athans., Grain and Phase Margin for Multiloop LGG Regulators; IEE Transcriptions on Automatic Control, Vol. AC-22, April 1977. – P. 173-179.
2. Красовський А. А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование / А. А. Красовский. – М. : Наука, 1973. – 560 с.
3. Kazak V. M. Model of Stabilization of Helicopter in Hover Mode over a Given Point Object under Destabilizing Action of Weather Conditions / V. M. Kazak, D. O. Shevchuk, N. A. Tymoshenko // Journal of Automation and Control., Science and Education Publishing Co, Newark, United States, Vol. 2. – No. 3. – 2014. – P. 86-90.
4. Кулик А. С. Восстановление измерений навигационной системы в режиме реального ремени / А. С. Кулик, С. Н. Фирсов, До Куок Таун, О. Ю. Златкин // Радиоэлектронный и компьютерные системы. – 2008. – № 5 (52). – С. 28-33.

## REFERENCES

1. Safonov M. G. and Athans., Grain and Phase Margin for Multiloop LGG Regulators; IEE Transcriptions on Automatic Control, Vol. AC-22, April 1977. – P. 173-179.
2. Krasovskiy A. A. Sistemih avtomaticheskogo upravleniya poletom i ikh analiticheskoe konstruirovaniye / A. A. Krasovskiyj. – М. : Nauka, 1973. – 560 s.
3. Kazak V. M. Model of Stabilization of Helicopter in Hover Mode over a Given Point Object under Destabilizing Action of Weather Conditions / V. M. Kazak, D. O. Shevchuk, N. A. Tymoshenko // Journal of Automation and Control., Science and Education Publishing Co, Newark, United States, Vol. 2. – No. 3. – 2014. – P. 86-90.
4. Kulik A. S. Vosstanovlenie izmereniy navigacionnoy sistemih v rezhime real'nogo remeni / A. S. Kulik, S. N. Firsov, Do Kuok Taun, O. Yu. Zlatkin // Radioehlektronnihiy i kompyuterniye sistemih. – 2008. – № 5 (52). – S. 28-33.

**Казак В.Н., Тимошенко Н.А., Казак А.А.** СИНТЕЗ ПРЕЦИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ НАД ТОЧЕЧНЫМ ОБЪЕКТОМ

*Предложена концепция и алгоритм синтеза системы прецизионной стабилизации вертолета на режиме висения над точечным объектом, реализация которого производится за счет использования положений метода аналитического конструирования по критерию обобщенной работы при условии формирования управляющих действий с помощью двух параллельных контуров каждого из каналов.*

**Ключевые слова:** автоматическое управление, вертолет, управление, прецизионная стабилизация, синтез.

**Kazak V.M., Tymoshenko N.A., Kazak V.A.** SYNTHESIS OF PRECESSION SYSTEM OF STABILIZATION OF HELICOPTER IN HOVERING MODE ABOVE THE POINT OBJECT

*Proposed conception and algorithm of synthesis of precession stabilization of helicopter in hovering mode above the point object. Algorithm realizing by using of condition of analytic construction method with criterion of generalized work in condition of conformation of control action with support of two parallel contours of each channel.*

**Keywords:** automatic control, helicopter, control, precession stabilization, synthesis.

© Казак В.М., Тимошенко Н.А., Казак В.А.

Статтю прийнято  
до редакції 04.05.15