

**Б.Б. Самотокін, д.т.н., проф.**  
**Д.М. Шостачук, к.т.н., доц.**  
**А.М. Шостачук, к.т.н., доц.**

*Житомирський державний технологічний університет*

### ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ СПОСОБУ ОРІЄНТАЦІЇ ШТУЧНИХ СУПУТНИКІВ ЗЕМЛІ

*У статті висвітлені умови функціонування штучних супутників Землі (ШСЗ) у космічному просторі, розглянуто спосіб орієнтації ШСЗ із використанням моментного магнітоприводу та обґрунтована необхідність моделювання руху супутника з подальшим створенням методики оцінювання ефективності способу орієнтації з урахуванням впливу постійних магнітного та гравітаційного полів, типу розвантаження накопиченого кінетичного моменту, висоти траєкторії, характеру можливих випадкових збурень.*

**Постановка проблеми.** У більшості випадків при виконанні польоту ШСЗ повинні бути певним чином орієнтовані у просторі. Якщо перші штучні супутники, що призначалися для наукового дослідження космосу, були некерованими, то наступні апарати мали на борту комплекс пристроїв, що забезпечували потрібну орієнтацію їх у просторі.

Внаслідок малих значень зовнішніх збурювальних сил виявилося можливим застосування пристроїв моментного магнітоприводу (ММП) як керуючих. Серед властивостей систем керування ШСЗ потрібно виділити підвищені вимоги до використовуваних у них пристроїв та окремих елементів такі, як надійність, точність, мала вага і потужність, що споживається. Об'єднуючий чинник, притаманний системам керування орієнтацією ШСЗ, полягає в тому, що в основі керування просторовим положенням подібних об'єктів лежить динаміка керованого обертального руху твердого тіла відносно нерухомої точки (у даному випадку – центру мас) в умовах малих значень зовнішніх моментів, що обумовлені взаємодією із рухомими механізмами всередині апарата, зовнішніми малозмінними магнітними та гравітаційними полями, недетермінованими магнітними збуреннями, матеріальними чинниками космічного простору (залишки атмосфери, космічне “сміття”), сонячним випромінюванням тощо, а також обмеженості бортових запасів енергетичних ресурсів [1–5]. Система орієнтації ШСЗ складається з двох частин: вимірювальної та виконавчої. Надалі будемо розглядати системи орієнтації ШСЗ з активною виконавчою складовою, які використовують магнітний принцип керування. На сьогоднішній день актуальною є проблема оцінки того чи іншого алгоритму скидання накопиченого кінетичного моменту (НКМ) в існуючих системах орієнтації із врахуванням динаміки руху супутника, умов функціонування ШСЗ в космічному просторі, наявності детермінованих та випадкових збурень.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** Детальний огляд можливостей використання магнітного поля Землі для навігації та керування був даний в роботі [6]. Можливість та алгоритми визначення параметрів руху супутника по отриманих значеннях напруженості геомагнітного поля викладені в [7]. У роботах [8], [9] досліджується задача керування рухом супутника відносно центру мас шляхом створення моменту управління, що формується завдяки магнітному полю Землі (МПЗ). У роботі [10] розглядаються задачі управління орієнтацією та стабілізацією ШСЗ, що має орбіту до 2000 км, та інформаційного забезпечення процесу управління. Магнітометрична навігаційна система задовольняє вимоги автономності, малогабаритності та надійності. Проводиться обробка показів трьох одноканалних магнітометрів. Вона дозволяє розв'язати як задачу оцінки параметрів руху об'єкта відносно центру мас (задачу визначення орієнтації), так і навігаційну задачу, що є визначенням параметрів орбітального руху. При пошуку схем інформаційного забезпечення враховується необхідність стабілізації супутника за наявності магнітних бурь [11].

В [12] розглядається розв'язання задачі визначення орієнтації об'єкта та алгоритм керування його сферичним рухом за допомогою магнітних виконавчих органів. Автор роботи [13] розглядає шуми, що діють на ферозондовий магнітометр і обумовлені магнітними масами носія, та запропонована методика використання компенсаторів на постійних магнітах.

**Виділення невирішених раніше частин проблеми.** На сьогоднішній день в системах орієнтації супутника використовується імпульсний алгоритм розвантаження накопичувачів кінетичного моменту. Доцільність використання інших алгоритмів (безперервний, безперервно-імпульсний, алгоритм роботи ММП із використанням “прогнозних” моделей НКМ та геомагнітного поля) не висвітлена і не досліджена, хоча кожен із них має певні переваги для окремих типів супутників та умов їх функціонування в космічному просторі.

**Метою даної статті** є обґрунтування необхідності створення методики оцінювання ефективності способу орієнтації ШСЗ із врахуванням динаміки руху супутника, характеру постійних гравітаційного та

магнітного полів у точці траєкторії супутника та в наступний момент часу, висоти траєкторії ШСЗ та характеру можливих випадкових збурень.

**Основний матеріал дослідження.** Для супутників, які призначені для вивчення фізичних процесів, що відбуваються на Землі, найбільше розповсюдження отримала орбітальна базова система координат (рис. 1). Осі цієї системи спрямовані таким чином [14]: вісь  $Oy_0$  – по місцевій вертикалі (по лінії, яка з'єднує центр мас апарата і центр мас Землі); вісь  $Ox_0$  – по трансверсалі в сторону руху супутника (по перпендикуляру до місцевої вертикалі в площині орбіти); вісь  $Oz_0$  – по вектору бінормалі в площині орбіти таким чином, щоб система  $Ox_0y_0z_0$  була правосторонньою.

Базова система координат здійснює обертання по орбіті з кутовою швидкістю обертання супутника  $v$  та здійснює прецесію разом з площиною орбіти відносно земної осі з відповідною кутовою швидкістю прецесії. Окрім цього, базова система обертається разом із великою віссю еліптичної орбіти з певною кутовою швидкістю.

Задачу керування можна визначити, як суміщення з осями базової системи координат осей, жорстко зв'язаних із супутником системи координат, яку називають зв'язаною системою координат.

На рис. 1. зображені осі зв'язаної системи координат  $Oxyz$  з початком у центрі мас супутника, які обираються не довільно, а з урахуванням таких факторів: по-перше, бажано, щоб осі цієї системи були головними осями інерції супутника, оскільки в цьому випадку суттєво спрощуються рівняння кутових рухів; а по-друге, вплив рухомих частин всередині супутника на зміну положень осей зв'язаної системи координат відносно корпусу супутника повинен бути мінімальним.

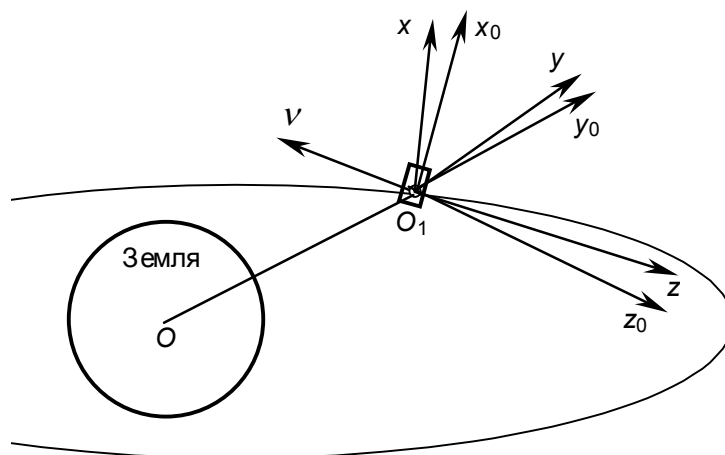


Рис. 1. Базова орбітальна та зв'язана системи координат

У загальному випадку взаємне розташування осей базової та зв'язаної систем задається трьома кутами Ейлера–Крилова  $\gamma$ ,  $\psi$ ,  $\vartheta$ , кожний з яких визначає похибку орієнтації супутника. На рис. 2 зображені кути Ейлера–Крилова по відношенню до осей орбітальної системи. В табл. 1 наведені значення спрямовуючих косинусів. При малих кутових відхиленнях супутника від положення заданої орієнтації в орбітальній системі координат кути, які визначають взаємне розташування систем координат, називають відповідно:

$\gamma$  – кут крену;

$\vartheta$  – кут тангажу;

$\psi$  – кут курсу (рискання).

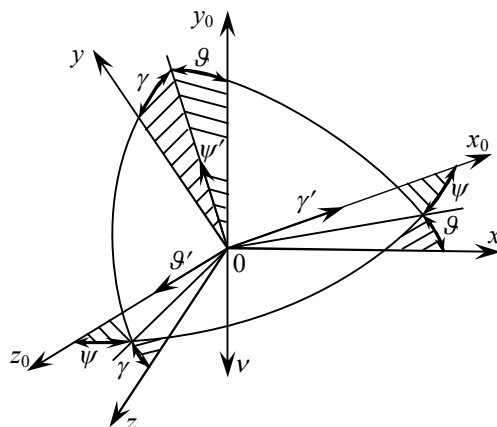


Рис. 2. Системи координат

Таблиця 1

Координата	x <sub>0</sub>	y <sub>0</sub>	z <sub>0</sub>
x	cos θ cos ψ	sin θ cos ψ	-sin ψ
y	-cos γ sin θ + sin γ sin ψ cos θ	cos θ cos γ + sin θ sin ψ sin γ	sin γ cos ψ
z	sin θ sin γ + cos θ sin ψ cos γ	-sin γ cos θ + cos γ sin θ sin ψ	cos ψ cos γ

Якщо відхилення настільки невеликі, що  $\sin(\gamma, \psi, \theta) \approx (\gamma, \psi, \theta)$ ,  $\cos(\gamma, \psi, \theta) \approx 1$ , а їх добутки – це величини другого порядку малості, вирази для спрямовуючих косинусів спрощуються та мають вигляд, показаний в табл. 2:

Таблиця 2

Координата	x <sub>0</sub>	y <sub>0</sub>	z <sub>0</sub>
x	1	θ	ψ
y	-θ	1	γ
z	ψ	-γ	1

В активних системах орієнтації ШСЗ у більшості випадків може використовуватись моментний пристрій, що є котушками зі струмом, розташованими на борту супутника – моментний магнітопривід. У залежності від вимог до кутової орієнтації штучного супутника конструктивне виконання ММП може бути різноманітним. На рис. 3 зображена одна з можливих схем, що призначена для просторової орієнтації супутника. Вона складається з трьох плоских котушок, трьох магнітометрів для вимірювання МПЗ та обчислювального пристрою [15]. Електрична енергія, яка необхідна для роботи пристрою, надходить від бортового джерела живлення.

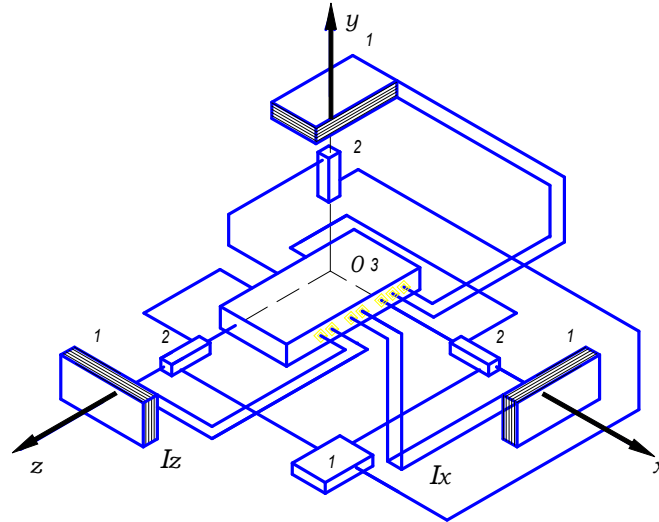


Рис. 3. Схема моментного магнітоприводу для просторової орієнтації ШСЗ:  
 1 – силові котушки; 2 – магнітометри;  
 3 – обчислювальний пристрій; 4 – джерело напруги

Керуючий момент  $\vec{M}$  у такому пристрої створюється за рахунок взаємодії магнітного моменту котушки  $\vec{P}$  з напруженістю місцевого МПЗ  $\vec{B}$  [16], [17]:

$$\vec{M} = \vec{P} \times \vec{B}.$$

Струм, що проходить через котушку, електромагнітна вісь якої співпадає з віссю  $O_x$ , позначимо  $I_x$ , з віссю  $O_y$  – через  $I_y$ , з віссю  $O_z$  – через  $I_z$ . Тоді магнітний момент кожної котушки буде мати вигляд:

$$\begin{aligned} P_x &= nSI_x; \\ P_y &= nSI_y; \\ P_z &= nSI_z, \end{aligned}$$

де  $n$  і  $S$  – відповідно число витків та площа витка.

Проектуючи отримані вирази на координатні вісі, запишемо відповідні вирази для струмів, які необхідно пропустити через котушки для отримання потрібних значень керуючих моментів:

$$\begin{aligned} I_x &= \frac{k}{nS} (B_y M_z - B_z M_y); \\ I_y &= \frac{k}{nS} (B_z M_x - B_x M_z); \\ I_z &= \frac{k}{nS} (B_x M_y - B_y M_x), \end{aligned}$$

де  $k = \frac{1}{B^2}$ .

У загальному випадку ММП може виступати, як самостійний виконавчий пристрій системи орієнтації ШСЗ, але деякі специфічні особливості магнітоприводу в цьому випадку накладають на систему досить суттєві обмеження [18]. Тому найбільш перспективним вважається використання ММП у складі комплексного виконавчого елемента, що має в своєму складі, окрім магнітоприводу, той чи інший тип носія кінетичного моменту (двигуни – маховики, гіроскопи) [19]. Носії кінетичного моменту у цьому випадку виступають накопичувачами, що осереднюють у часі зовнішні збурювальні моменти, які діють на ШСЗ, внаслідок чого у системі “супутник–виконавчі елементи системи орієнтації” накопичується кінетичний момент:

$$\vec{H} = \int_0^t \vec{M}^B(t) d\tau,$$

який періодично повинен зводитись до певного мінімуму.

Для компенсації реактивного збурювального моменту, який виникає при скиданні накопиченого системою кінетичного моменту, використовується момент розвантаження, створений моментним магнітоприводом.

При безперервному розвантаженні накопичувачів кінетичного моменту за допомогою магнітоприводу обирають такий закон формування магнітного моменту [20], [21]:

$$\vec{p} = \frac{[k]}{B^2} \vec{B} \times \vec{H} . \quad (1)$$

Цей алгоритм створює можливість повного використання МПЗ для розвантаження накопичувачів кінетичного моменту, забезпечує мінімізацію витрат енергії, рівномірно завантажує бортові джерела живлення, дозволяє будувати систему орієнтації на базі менш потужних накопичувачів кінетичного моменту. Однак можливості його застосування обмежені, оскільки характер магнітного поля забезпечує сталість процесу неперервного розвантаження на обмеженому класі орбіт ШСЗ.

Широке розповсюдження отримав імпульсний алгоритм розвантаження накопичувачів кінетичного моменту, при якому контролюється поточне положення вектора індукції МПЗ за допомогою компонентних магнітометрів, що розташовані по зв'язаних осях супутника. Поблизу точки орбіти, де вектор  $\vec{B}$  орієнтований по одній із осей супутника, наприклад, якщо  $B_y \approx B_z \approx 0$ , до джерела незмінного струму підключається котушка магнітоприводу або по осі супутника  $z$ , або по осі  $y$  залежно від того, по якій з цих осей є необхідність скинути НКМ. Якщо потрібно скинути кінетичний момент по осі  $y$ , то підключається котушка по осі  $z$ , що створює магнітний момент  $P_z$ , взаємодія якого з індукцією  $\vec{B}$  призводить до появи моменту розвантаження  $M_y^p$ . Тривалість включення ММП визначається конструктивними параметрами системи та величиною кінетичного моменту  $H_y$ , який потрібно скинути. Таким чином розв'язується задача скидання накопиченого кінетичного моменту по осях  $x$  і  $z$ . Перевагою імпульсного алгоритму розвантаження накопичувачів кінетичного моменту є суттєве зменшення перехресних зв'язків між каналами системи орієнтації по осях  $x$ ,  $y$ ,  $z$ . В ідеальному випадку, якщо під час включення ММП вектор  $\vec{B}$  точно зорієнтований по одній із осей зв'язаної системи координат, перехресні зв'язки будуть відсутні взагалі. Недоліки цього алгоритму: потрібні більш енергоємні носії кінетичного моменту, нерівномірно завантажуються бортові джерела живлення.

В [22] запропонований безперервно-імпульсний алгоритм розвантаження накопичувачів кінетичного моменту, що дозволяє використовувати позитивні якості описаних вище алгоритмів та усунути їх недоліки. Носії кінетичного моменту, що створюють керуючі моменти відносно двох осей супутника, наприклад,  $y$  і  $z$ , розвантажуються безперервно, а для скидання НКМ по третій осі, в даному випадку по осі  $x$ , використовується імпульсний алгоритм розвантаження. Тоді (1) для магнітного моменту ММП у режимі безперервного розвантаження формується відповідно до закону:

$$\vec{p} = \frac{[k]}{B^2} \vec{B} \times \vec{H}^{yz} , \quad (2)$$

де  $\vec{H}^{yz}$  – накопичений системою в площині  $yz$  кінетичний момент.

В [23] показано, що при дії на супутник незмінних збурювальних моментів закон керування (2) виключає насичення накопичувачів кінетичного моменту по осях  $y$  і  $x$ ; кінетичні моменти, що накопичуються по цих осях, змінюються періодично. В точках орбіти, де вектор індукції магнітного поля наближається до площини  $yz$  ( $B_x \leq \varepsilon$ , де  $\varepsilon$  – заздалегідь задана величина), система переключається в імпульсний режим функціонування для скидання по осі  $x$  кінетичного моменту  $H_x$ .

У роботах [24], [25] пропонується новий алгоритм роботи ММП системи орієнтації ШСЗ із використанням “прогнозних” моделей НКМ та геомагнітного поля. Суть цього способу полягає в наступному. Складові кінетичного моменту, що накопичуються по осях супутника  $H_x(t)$ ,  $H_y(t)$ ,  $H_z(t)$ , несуть інформацію про величину та напрямок збурювального моменту  $\vec{M}^B(t)$ , що діє на супутник. Маючи гіпотетичну модель збурень, які діють на супутник, на основі обробки сигналів, пропорційних  $H_x(t)$ ,  $H_y(t)$ ,  $H_z(t)$ , можна отримати параметри “прогнозної” моделі  $H_x^{np}(t)$ ,  $H_y^{np}(t)$ ,  $H_z^{np}(t)$ , наприклад, у вигляді степеневого ряду. Вимірювання складових напруженості МПЗ по осях супутника  $B_x(t)$ ,  $B_y(t)$ ,  $B_z(t)$  та обробка цих сигналів на визначеному інтервалі часу дозволить уточнити гіпотетичну модель та отримати “прогнозу” модель поля  $B_x^{np}(t)$ ,  $B_y^{np}(t)$ ,  $B_z^{np}(t)$ , наприклад, у вигляді ряду Фур'є. По моделях  $\vec{H}^{np}(t)$ ,  $\vec{B}^{np}(t)$  можна спрогнозувати умови роботи комплексного виконавчого пристрою на майбутньому часовому інтервалі, який, наприклад, дорівнює періоду обертання супутника по орбіті, та обрати оптимальний за критерієм мінімуму енергетичних витрат режим його роботи: скільки і які котушки підключати, ділянка орбіти, на якій вони підключаються,

тривалість підключення. Застосування цього способу дозволить зменшити енергоспоживання та масу накопичувачів кінетичного моменту.

**Висновки.** На сьогоднішній день у системах орієнтації супутників використовується імпульсний алгоритм розвантаження накопичувачів кінетичного моменту. Доцільність використання інших алгоритмів: безперервного, безперервно-імпульсного та алгоритму роботи ММП із використанням “прогнозних” моделей НКМ та геомагнітного поля для супутників, що функціонують у різних умовах космічного простору (висота траєкторії, вплив малозмінних магнітного та гравітаційного полів, характер можливих випадкових збурень), на сьогоднішній день не досліджена. Виходячи з вищевказаного, автори вважають доцільним провести:

1. Моделювання руху супутника в гравітаційному та магнітному полях із врахуванням типу розвантаження накопичувачів кінетичного моменту.
2. Визначення критеріїв ефективності способу орієнтації ШСЗ.
3. Створення методики оцінювання ефективності того чи іншого способу орієнтації супутника із врахуванням:
  - динаміки руху супутника (із можливим впливом рухомих частин всередині космічного апарата);
  - типу (алгоритму) розвантаження накопичувачів кінетичного моменту;
  - величини та напрямку малозмінних гравітаційного та магнітного полів у поточній точці траєкторії супутника та в наступний момент часу;
  - висоти траєкторії ШСЗ;
  - характеру можливих випадкових збурень.
4. Формулювання рекомендацій по використанню того чи іншого способу орієнтації ШСЗ залежно від умов функціонування супутників у космічному просторі та їх конструкції.

#### ЛІТЕРАТУРА:

1. *Белецкий В.В., Хентов А.А.* Вращательное движение намагниченного спутника. – М.: Наука, 1985. – 288 с.
2. *Коваленко А.Л.* Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1975. – 248 с.
3. *Помыкаев И.И., Селезнев В.П., Дмитроченко Л.А.* Навигационные приборы и системы. – М.: Машиностроение, 1983. – 456 с.
4. *Самотокин Б.Б., Мончаковский В.Ф., Шостачук Д.Н.* Комплексное исполнительное устройство для системы ориентации ИСЗ // Гироскопия и навигация. – № 2, ЦНИИ “Электроприбор”. – 2-я международная конференция молодых ученых. – СПб. – 2000. – С. 117.
5. Управление полетом космических аппаратов: Пер. с англ. / Под ред. П.Ж. Крисса и Л.И. Кузнецова. – М.: Издательство иностранной литературы. – 1963. – 464 с.
6. *Михлин Б.З., Одинцов А.А., Самотокин Б.Б.* Использование магнитного поля Земли для навигации и управления // Аналитический обзор. – Л.: ЦНИИ “Румб”. – 1975. – 140 с.
7. *Лебедев Д.В., Ткаченко А.И.* Магнитометрическая система определения параметров движения космического аппарата // Проблемы управления и информатики. – 1997. – № 4. – С. 139–154.
8. *Лебедев Д.В., Ткаченко А.И.* Управление сферическим движением космического аппарата в магнитном поле Земли. – Ч. 1. Информационное обеспечение // Проблемы управления и информатики. – 1995. – № 6. – С. 5–18.
9. *Лебедев Д.В., Ткаченко А.И.* Управление сферическим движением космического аппарата в магнитном поле Земли. – Ч. 2. Ориентация и стабилизация // Проблемы управления и информатики. – 1996. – № 3. – С. 5–18.
10. *Лебедев Д.В., Ткаченко А.И.* Управление ориентацией космического аппарата с использованием магнитно-спутниковой информационной системы. – Ч. 1. // Проблемы управления и информатики. – 2000. – № 6. – С. 87–95.
11. *Сумарук П.В., Литинский В.М., Лозинский Б.Н.* Напряженность межпланетного магнитного поля и геомагнитные бури // Космические исследования на Украине. – Вып. 14. – 1980. – С. 45–48.
12. *Лебедев Д.В., Ткаченко А.И.* Управление ориентацией космического аппарата с использованием магнитно-спутниковой информационной системы. – Ч. 2. // Проблемы управления и информатики. – 2001. – № 1. – С. 79–88.

13. Осипов Ю.М. Компенсация постоянных полей носителя феррозондового магнитометра // Геофизическая аппаратура. – 1972. – С. 47–52.
14. Боевкин В.И. и др. Ориентация искусственных спутников в гравитационных и магнитных полях. – М.: Наука, 1976. – 304 с.
15. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическим летательным аппаратом. – М.: Машиностроение, 1964. – 404 с.
16. Афанасьев Ю.В., Прищепо В.А., Порфиоров В.П., Прищепо В.А., Губанова Л.Н. Вектор – магнитометр // Измерительная техника. – 1977. – № 6. – С. 73–75.
17. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1974. – 598 с.
18. Боднер В.А. и др. О применении моментного магнитопривода для пространственной ориентации спутника // Инженерный журнал АН СССР. – 1964. – Т. 4. – Вып. 4. – С. 626–638.
19. Боднер В.А. и др. Об одном классе систем управления ориентацией искусственных спутников Земли // Автоматическое управление космическими летательными аппаратами. – М.: Наука, 1968. – С. 135–147.
20. Самотокин Б.Б., Степанковский Ю.В. Некоторые замечания об алгоритмах работы моментного магнитопривода // Автоматика и приборостроение, 1973. – К.: Техніка. – С. 100–104.
21. Rennie R.G., Chanowitz H.H. A magnetic unloading system for an ultra stable unmanned spacecraft // IEEE Transaction Aerospace, 2. – 1964. – № 2.
22. Самотокин Б.Б. Непрерывно-импульсный способ разгрузки носителей кинетического момента // Аэрокосмический комплекс: конверсия и технологии. – Житомир: ЖИТИ, 1995. – С. 27–30.
23. Самотокин Б.Б., Степанковский Ю.В. О работе моментного магнитопривода в режиме непрерывной разгрузки носителей кинетического момента // Известия ВУЗов СССР, Приборостроение. – 1974. – № 10. – С. 75–78.
24. Самотокин Б.Б., Шостачук Д.М. Спосіб орієнтації штучних супутників Землі / Деклараційний патент на винахід // Промислова власність. Офіційний бюлетень. – 2003. – № 4.
25. Шостачук Д.М. Оптимізація магнітометричних системи орієнтації штучних супутників Землі: Дис. на здобуття вченого ступеня кандидата технічних наук. – Київ, 2003. – 145 с.

САМОТОКІН Борис Борисович – доктор технічних наук, професор, проректор Житомирського державного технологічного університету.

Наукові інтереси :

- автоматичне керування технічними системами.

ШОСТАЧУК Дмитро Миколайович – кандидат технічних наук, доцент кафедри автоматизації і комп'ютеризованих технологій Житомирського державного технологічного університету.

Наукові інтереси:

- магнітометричні системи орієнтації штучних супутників Землі;
- методи оптимізації;
- математичне моделювання на ЕОМ.

ШОСТАЧУК Андрій Миколайович – кандидат технічних наук, доцент кафедри автомобілів і механіки технічних систем Житомирського державного технологічного університету.

Наукові інтереси:

- механіка деформівного твердого тіла;
- теорія пружності.

Подано 16.01.2006

**Самотокін Б.Б., Шостачук Д.М., Шостачук А.М.** Оцінка ефективності способу орієнтації штучних супутників Землі

**Самотокин Б.Б., Шостачук Д.Н., Шостачук А.Н.** Оценка эффективности способа ориентации искусственных спутников Земли

**Samotokin B.B., Shostachuk D.M., Shostachuk A.M.** Evaluation of efficiency of the Earth artificial satellites orientation means

УДК 629.7.05

Оценка эффективности способа ориентации искусственных спутников Земли / Б.Б. Самотокин, Д.Н. Шостачук, А.Н. Шостачук

В статье освещены условия функционирования искусственных спутников Земли (ИСЗ) в космическом пространстве, рассмотрен способ ориентации ИСЗ с использованием магнитопривода и обоснована необходимость моделирования движения спутника с дальнейшим созданием методики оценивания эффективности способа ориентации с учетом влияния магнитного и гравитационного полей, типа разгрузки накопленного кинетического момента, высоты траектории, характера возможных случайных возмущений.

УДК 629.7.05

Evaluation of efficiency of the Earth artificial satellites orientation means / B.B. Samotokin, D.M. Shostachuk, A.M. Shostachuk

The conditions of the Earth artificial satellites (EAS) functioning are described in the article. The method of the EAS orientation with the use of the instant magnetic drive is considered. The necessity of the satellite movement modeling with the further creation of the evaluation method of the orientation means efficiency is proved. The magnetic and gravitation fields constants influence, the type of the cumulated kinetic moment unloading, the trajectory height and the character of the possible casual disturbance are taken into consideration.