

11. Петухов, Б. С. Теплообмен и сопротивление при ламинарном течении жидкости в трубах [Текст] / Б. С. Петухов. — М.: Энергия, 1967. — 411 с.
12. Волков, В. З. Входные эффекты при течении упруговязких жидкостей в цилиндрических насадках [Текст] / В. З. Волков, В. Д. Фрихман, Д. В. Виноградов // Инженерно-физический журнал. — 1977. — Том 32, № 1. — С. 1211–1219.
13. Rama Murthy, A. V. Developing Velocity Profiles on the Downstream Side of a Contraction For Inelastic Polymer Solutions [Text] / A. V. Rama Murthy, D. V. Boger // Transactions of the Society of Rheology. — 1971. — Vol. 15, № 4. — P. 709–730.
14. Bogue, D. C. Stability of the Laminar Inlet-Flow Prior to the Formation of Poiseuille Regime [Text] / D. C. Bogue // Ind. Eng. Chem. — 1969. — Vol. 51. — P. 894–899.
15. Botra, A. L. Effect of Non-Uniform Inlet Velocity Profiles in Entrance Region of a Bingham Plastic Flow Between Parallel Plates [Text] / A. L. Botra, K. Miss // Lett. Appl. Engng. Sci. — 1978. — Vol. 16. — P. 529–589.
16. Лимарь, Н. Н. Уравнение неустановившегося напорного движения реальной жидкости [Текст] / Н. Н. Лимарь // Труды Ленинградского ин-та водного транспорта. — 1973. — Вып. 143. — С. 61–63.
17. Тарг, С. М. Основные задачи теории ламинарных течений [Текст] / С. М. Тарг. — М.: Наука, 1961. — 370 с.
18. Яхно, О. М. Исследование инерционного течения вязкой жидкости на начальном участке канала [Текст] / О. М. Яхно, С. В. Носко, И. Е. Онищенко // Гидравлика и гидротехника. — Киев: Техника, 1980. — № 30. — С. 17–23.
19. Емцев, Б. Т. Техническая гидравлика [Текст] / Б. Т. Емцев. — М.: Машиностроение, 1978. — 463 с.
20. Беннет, К. О. Гидродинамика, теплообмен и массообмен [Текст] / К. О. Беннет, Дж. Е. Майерс. — М.: Недра, 1966. — 725 с.
21. Носко, С. В. Исследование кинематических характеристик потока методами визуализации [Текст] / С. В. Носко, В. А. Мосийчук // Вестник Киевского политехнического института. Машиностроение. — 2011. — № 63. — С. 79–82.

ПЕРЕРОЗПОДІЛ КІНЕТИЧНОЇ ЕНЕРГІЇ НА ГІДРОДИНАМІЧНІЙ ПОЧАТКОВІЙ ДІЛЯНКІ

Досліджуються кінематичні характеристики потоку при різних умовах входу в дану ділянку. Встановлені фактори, що приводять до додаткових втрат енергії, які обумовлені проявом інерційних сил в потоці під час розвитку профілю швидкостей. Проведено аналіз перерозподілу кінетичної енергії в потоці. Визначена функціональна залежність коефіцієнта Коріоліса від гідродинамічних умов входу в початкову ділянку.

Ключові слова: гідродинамічні умови входу, перерозподіл кінетичної енергії, довжина початкової ділянки.

Носко Сергей Викторович, кандидат технических наук, доцент, кафедра прикладной гидроаэромеханики и механотроники, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Украина, e-mail: NoskoS.V.@ukr.net.

Шевчук Александр Анатольевич, кафедра прикладной гидроаэромеханики и механотроники, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Украина, e-mail: Shevchuk_O_A1992@ukr.net.

Носко Сергій Вікторович, кандидат технічних наук, доцент, кафедра прикладної гідроаеромеханіки та механотроніки, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут».

Шевчук Олександр Анатолійович, кафедра прикладної гідроаеромеханіки та механотроніки, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Україна.

Nosko Sergey, National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute», Ukraine, e-mail: Nosko S.V.@ukr.net.

Shevchuk Alexander, National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute», Ukraine, e-mail: Shevchuk_O_A1992@ukr.net

УДК 681.3

**Зінченко В. П.,
Сарибога Г. В.**

ДОСЛІДЖЕННЯ ТА ПІДБІР ПАРАМЕТРІВ КОТУШКИ ДЛЯ МІКРОСУПУТНИКА НТУУ «КПІ»

Керування кутовим рухом мікросупутника, або, іншими словами, системи керування відносно центру мас, як правило, — найбільш складна та відповідальна частина бортового обладнання. Ефективність застосування МС та, відповідно, ефективність виконуваних ними практичних задач значним чином залежить від функціональних можливостей цих систем, а також їх технічних та експлуатаційних характеристик. В цій статті визначається продуктивність роботи мікросупутника НТУУ «КПІ» при використанні блоку керування системи — магнітних котушок для орієнтації мікросупутників в просторі.

Ключові слова: момент повороту, магнітні котушки, струм, магнітні пристрої, мікросупутник.

1. Вступ

До систем орієнтації малих супутників і їх компонування пред'являються особливі вимоги у зв'язку з обмеженими розмірами мікросупутника (МС) і досить жорсткими обмеженнями по енергетиці і обчислювальним ресурсам. Якщо до точності орієнтації супутників не пред'являється високих вимог, то можна і доцільно використовувати магнітні системи орієнтації. Принцип їх дії ґрунтується на взаємодії власного магнітного мо-

менту супутника з зовнішнім геомагнітним полем Землі, в результаті якого виникає керуючий механічний момент. Магнітний момент може бути реалізований пасивно за допомогою постійних магнітів і гістерезисних стрижнів або активно за допомогою струмових котушок з намагніченою серцевиною або без неї.

Такі системи конструктивно надійні і відносно прості. Вони дозволяють управляти супутником за допомогою генерування магнітного моменту, тобто внаслідок проходження струму через обмотку котушки. Використання

широтні-імпульсної модуляції легко дозволяє управляти змінним струмом в котушці, що надасть змогу правильно підбирати струм для розвороту мікросупутника [1].

Найбільш широкі функціональні можливості, як відомо, мають системи з газореактивними соплами або іншими мікрореактивними двигунами. Однак їх суттєвий недолік — витрати робочого тіла, внаслідок чого корисний час функціонування МС обмежений. Тому розробники космічної техніки вже давно стали використовувати пасивні системи керування, до яких відносяться і магнітні системи керування. В магнітних системах керування на відміну від усіх інших легко змінювати моменти керування та, відповідно, реалізувати різноманітні закони керування, що дозволяє забезпечити точну орієнтацію.

2. Постановка проблеми

Систему орієнтації можна створювати з «нуля» (програмувати компоненти у відповідності з алгоритмами і функціями майбутніх програм) або створювати уже з існуючих. Але ціна буде досить високою та цикл розробки програмного забезпечення дуже довгий. Тому за основу було взято розроблений мікросупутник НТУУ «КПІ» та впроваджено нові методи обробки інформації та оцінки точності вимірювання. В даній роботі буде розглянуто принцип розрахунку магнітних котушок та їх ефективність. В «МС-КПІ» котушки квадратної форми, довжина сторони 250 мм. Такі невирішені питання цікавлять нас: ефективність котушок; температурний вплив на обмотку та поворот космічного апарату в космосі [2].

3. Аналіз літературних даних

Розглянемо основні принципи магнітних засобів керування мікросупутником. В статті Мелашенко О. М. та Рижков Л. М. [3] розглянуто класифікацію магнітних систем керування мікросупутника. Визначили, що магнітні засоби керування (МЗК) можна класифікувати за наступними ознаками:

- ступенем споживання електроенергії від бортової мережі;
- функціональними можливостями та призначенням;
- ступенем автономності;
- характером керування;
- виглядом орієнтира або базової системи координат;
- принципом дії;
- типом та особливостями виконуючих пристроїв.

Серед МЗК будемо розрізняти магнітні системи, характерною рисою яких є наявність магнітометричних датчиків, функціональних перетворювачів, та магнітні пристрої, які не потребують ніякої інформації і не мають у своєму складі датчиків та перетворюючих блоків.

Магнітні пристрої в загальному випадку складаються з магнітних виконавчих пристроїв (МВП) та деяких допоміжних елементів. В МВП входять магнітні виконавчі органи (МВО) та магнітні виконавчі елементи (МВЕ) (у порівнянні з МВО останні відрізняються достатньо слабким ефектом керування).

Фізичне пояснення роботи магнітної системи керування мікросупутника.

Формула, що пояснює природу виникнення моменту керування виглядає наступним чином:

$$\vec{M}_k = \vec{F} \times \vec{H}, \quad (1)$$

де \vec{H} — вектор магнітної напруженості магнітного поля Землі; \vec{F} — вектор магнітного моменту супутника, який необхідно орієнтувати певним чином відносно зв'язаних осей супутника.

Активне керування за допомогою струмових котушок є найбільш розповсюдженим методом забезпечення кутового руху малих і особливо мікросупутників. При цьому зазвичай реалізуються наступні режими:

- *Магнітна орієнтація* вздовж вектора місцевої індукції геомагнітного поля (котушки використовуються для створення відновлювального та демпфуючого моментів).
- *Гравітаційна орієнтація* вздовж місцевої вертикалі (котушками забезпечується демпфуючий момент).
- *Трьохосна орієнтація* (одна з головних осей утримується вздовж нормалі до площини орбіти за допомогою тангажного маховика, а поворот в площині орбіти контролюється струмовими котушками або використовуються лише котушки без маховика).

В даній роботі реалізований перший режим — режим магнітної орієнтації [4]. Виконавчими елементами є три взаємно ортогональні котушки (рис. 1). Розміри струмових котушок для СКер обмежені не лише геометричними розмірами самого МС, але також його енергетикою (рис. 2). Котушки створюють магнітне поле за рахунок струму, що пропускається через їх обмотку. Магнітне поле кожної котушки взаємодіє з МПЗ та створює, таким чином, механічний момент керування.



Рис. 1. Макет МС зі встановленими у взаємно-перпендикулярних площинах трьома котушками

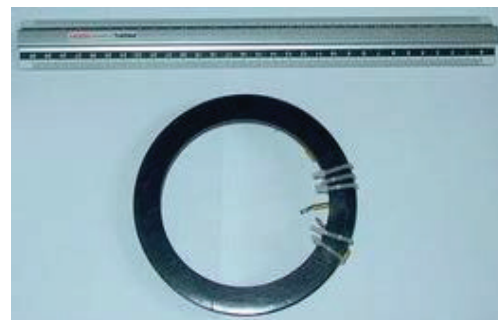


Рис. 2. Котушка для макету МС

При проведенні обзору існуючих супутників, в якості прикладів магнітної системи керування на струмових

котушках, наведемо наступні супутники з коротким описом параметрів котушок [5]:

1. *AUSTRALIS* – супутник, розроблений Australian Space Research Institute, відноситься до класу МС. Виведений на орбіту у 1996 році. Загальна маса порядку 50 кг. Супутник має форму куба з ребром близько 0,36 м. Котушки розташовані на усіх шести гранях супутника. Параметри для розрахунку котушок наступні: напруга $V = 14$ В, питомий опір проводу $r = 0,2893$ Ом · м, напруга поля на екваторі $B = 20\,000$ нТ. Розрахункове значення створюваного дипольного моменту дорівнює $4,35$ Ам².

2. *Супутник UoSat* – виведений на орбіту у 1984 році. Активне керування здійснювалося за допомогою струмових котушок. Розміри корпусу супутника $0,36 \times 0,36 \times 0,59$ м³, маса 61 кг. На супутнику було встановлено шість струмових котушок, чотири з них парно розташовані на протилежних бічних гранях. Кожна з них мала 100 витків проводу 30AWG, розмір котушки – $0,54 \times 0,34$ м² та опір 50 Ом, струм 0,14 А або 0,56 А в залежності від способу комутації. Інші дві котушки мали по 200 витків, опір по 200 Ом, розмір $0,34 \times 0,34$ м². Струм через котушку – 0,18 А.

3. *HokieSat* – розробка студентів з Virginia Tech. Має форму правильної шестикутної призми з великим діаметром (перерізу) 0,5 м та висотою 0,3 м. Одна котушка у формі шестикутника встановлена на верхній основі призми. Кількість витків намотки дорівнює 80, внутрішній діаметр дорівнює 0,145 м. На суміжних сторонах взаємоперпендикулярно встановлені ще 2 котушки по 133 витків кожна. Ці котушки мають розміри $0,18 \times 0,23$ м². При прикладеній напрузі в 3,3 В (потужність 0,75 Вт) кожна котушка створює дипольний момент до $0,9$ Ам². Загальна вага котушок складає 0,57 кг.

4. *DTU Sat* – перший супутник з серії CubeSat, розроблений в Technical University of Denmark. У відповідності із концепцією CubeSat супутник має розміри $0,1 \times 0,1 \times 0,1$ м³ і його маса не повинна перевищувати 1 кг. Супутник був запущений у 2003 році. У якості магнітної системи керування використовуються три котушки, розташовані на бічних сторонах каркасу. Діаметр кожної котушки дорівнює 0,07 м. Кількість витків в кожній котушці дорівнює 475. Вага однієї котушки дорівнює 0,012 кг. Максимальний дипольний момент, створюваний однією котушкою, дорівнює $0,035$ Ам².

5. *CASSat* – також відноситься до супутників CubeSat, супутник розробляється в Center of Excellence for Autonomous Systems в Сідней. Діаметр та довжина проволони, що використовується для намотки котушок, 0,16 мм та 84 м відповідно. Кількість витків – 261. Максимальний дипольний момент дорівнює $0,0497$ Ам².

6. *Шведський наносупутник HUGIN* має розрахункову масу близько 5 кг та загальне енергоспоживання 6 Вт. Для керування на супутнику використовуються три струмові котушки. Кожна котушка має 300 витків мідного проводу діаметром 0,3 мм. Геометричні розміри котушок – $0,2 \times 0,2$ м². Така система створює момент близько $2,4$ Ам² при струмі 0,2 А.

4. Основні принципи проектування мікросупутника НТУУ «КПІ»

4.1. **Алгоритм керування.** На рис. 3 зображена схема бортової системи макету МС та механізму

стабілізації і орієнтації. Розглянемо більш детально кожну підсистему.

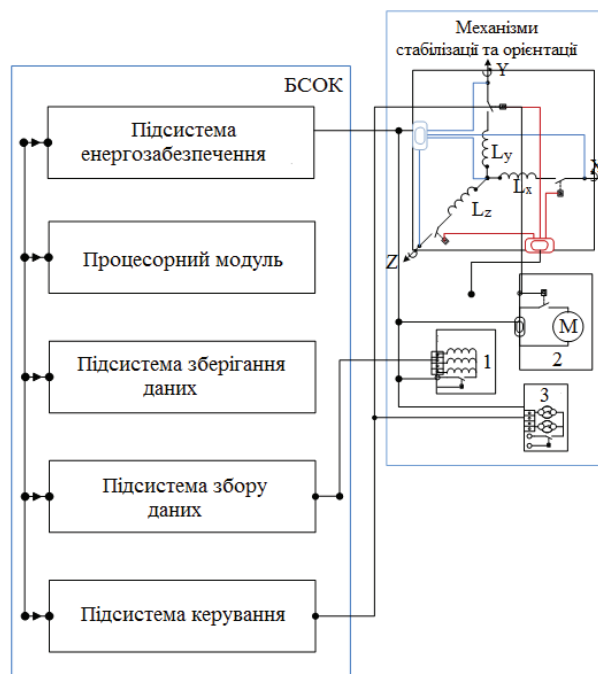


Рис. 3. Функціональна схема блоку стабілізації та орієнтації: 1 — магнітометр; 2 — маховик; 3 — датчик сонця

4.2. **Підсистема керування.** Модулі керування системами МС призначений для керування службовими системами МС, системами стабілізації і орієнтації, часовим розподілом функцій службових систем, взаємодії з системою зв'язку та радіоканалом. Механізми стабілізації та орієнтації

Функціонально підсистема працює так (рис. 4). Через модулі вводу аналогових сигналів одержуємо миттєву орієнтацію МС відносно магнітного поля Землі. Відповідні програми по відповідним алгоритмам оброблюють дані та визначають рівень напруги по трьом індукційним котушкам, який потрібно подати для зміни положення МС в просторі. Напруги до індукційних котушок подаються з використанням модуля ЦАП. Така дія виконується при виконанні задачі стабілізації та орієнтації МС.

Після вирішення задачі орієнтації МС подається команда на включення маховика для утримання з заданої похибкою орієнтації МС на орбіті. Система може бути використана в будь-який момент часу, але її дія залежить від енергозабезпечення МС.

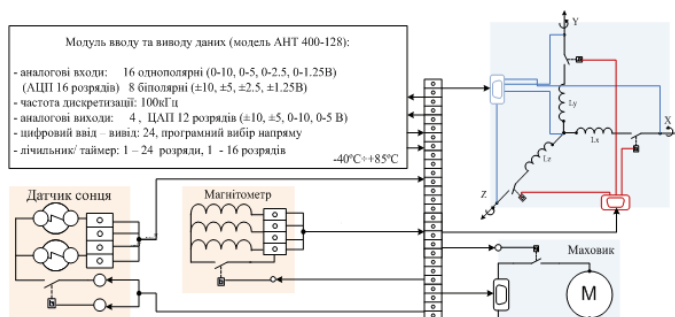


Рис. 4. Структурна схема підсистеми керування

Пропонується використати Ruby-MM-1612: 16-каналний модуль ЦАП. Основні технічні характеристики: 16 аналогових виходів; 12-розрядне цифро-аналогове розширення; однополярні й біполярні діапазони; одночасне відновлення всіх цифро-аналогових перетворювачів; фіксовані діапазони 0–5 В, 0–10 В однополярні; ± 5 В, ± 10 В біполярні; 24 цифрові лінії вводу – виводу; живлення +5 В постійного струму ± 10 %. Розмір: $3,550'' \times 3,775''$. Вага – 85 г. Робочий температурний діапазон від -40 °С до $+85$ °С.

Життєва здатність і надійність конструкції: визначається стандартом РС-104/104+; безперервна робота БСОК в умовах космічного простору не менше 10000 годин; перевантаження – 10 g.

Блок модуля керування орієнтацією МС. В додатку А у роботі [6] подана принципова схема підключення магнітометра. Зробимо деякі пояснення. Приймаючи сигнал з магнітометра, на кожній його лінії розміщуємо конденсатор та резистор, які служать фільтром для відсікання високочастотної завади.

Детальніше розглянемо, як за допомогою магнітних котушок можна зорієнтувати мікросупутник в певне положення.

Відомо, що магнітне поле створюється провідниками з постійним і змінним струмом, рухомими зарядженими частинками і тілами, а також намагніченими об'єктами. Густиною магнітного потоку часто називають вектором магнітної індукції \vec{B} .

Якщо на магнітну котушку подавати струм різної величини, магнітне поле в МС буде змінюватися, внаслідок цього буде змінюватися і обертальний момент, що дозволить зорієнтувати супутник в певне положення.

Зазвичай магнітний потік Φ в магнітному колі грає роль аналогічній силі струму I , магнітна напруга V відповідає електричній напрузі V , магнітний опір R_m омичному опору R .

Магнітне поле має силову дію тільки на електричні заряди (струми). Щоб описати магнітне поле, необхідно вказати спосіб визначення не тільки напрям вектору \vec{B} , але і його модулю. Це можна зробити за допомогою провідника зі струмом і вимірюючи силу, яка діє на окрему прямолінійну ділянку цього провідника. Ця ділянка провідника повинна мати довжину l . Сила, яка діє на ділянку провідника, пропорційна силі струму I , довжині l цієї ділянки і синуса кута α між напрямом струму і вектору магнітної індукції:

$$F_A = BIl \sin \alpha.$$

Сила Ампера досягає максимального по модулю значення F_{\max} , коли провідник зі струмом орієнтований перпендикулярно лініям магнітної індукції. На рис. 5 зображено, як проходять лінії магнітного поля через індукційну котушку.

На рис. 5 індикаторні магнітні стрілки орієнтуються по напрямку дотичних до ліній індукції. Магнітне поле діє на протилежні сторони котушки (вона квадратна) зі струмом з силами ампера – виникає пара сил, яка повертає мікросупутник. Магнітний момент забезпечує даний поворот. Необхідно, щоб магнітний момент $\vec{p}_{\text{маг}}$ був співнаправлений з \vec{B} зовнішнього поля. Сила Ампера при цьому врівноважується:

$$M_{\max} = BSI = BIl_2 = p_{\text{маг}} B,$$

$$M = BSI = BIl_2 \sin \alpha.$$

Впливає, що момент повороту пропорційний $\sin \alpha$, тому можна задавати відповідний кут, на який необхідно повернути космічний апарат, внаслідок цього можна дізнатися величину моменту повороту.

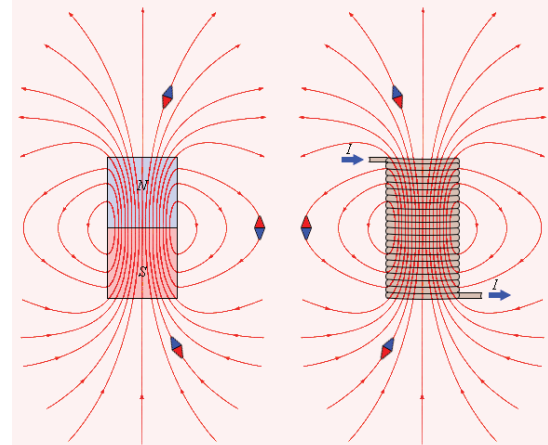


Рис. 5. Лінії магнітної індукції полів постійного магніту і котушки зі струмом

4.3. Концептуальний підхід. Проведемо розрахунок магнітних котушок за допомогою методу, який ґрунтується на використанні магнітного моменту [4].

Відомо, що необхідно контролювати хоча б один привід в системі для повороту супутника. Приводи повинні бути в змозі викликати кутове прискорення космічних апаратів. Згідно з рівнянням:

$$N = \omega I,$$

вони повинні підтверджувати момент повороту на космічному кораблі.

Момент є похідною кутового моменту, привід повинен змінити кутовий момент на космічному кораблі, який відповідно до закону Ньютона має бути постійним, коли мікросупутник не залежить від зовнішніх сил. В результаті є лише два способи змінити положення «МС-КП» в космосі:

1. За рахунок передачі кутового моменту на зовнішній об'єкт.
2. За рахунок передачі кутового моменту до іншої частини мікросупутника.

Це досягається багатьма методами, а саме: за допомогою хімічних двигунів, іонних двигунів, обороту колес (двигун і маховик), магнітних поворотів.

В даній роботі дослідження було проведено для повороту космічного апарату за допомогою магнітних поворотів. Магнітні повороти належить до першої групи приводів і вони працюють створюючи магнітне поле, яке при взаємодії з магнітним полем Землі, передає кутовий момент на Землю [7, 8].

Магнітні моменти утворюються внаслідок використання магнітних котушок, які генерують магнітне поле, коли через них проходить струм. Три котушки, необхідні для досягнення контролю у всіх просторових напрямках. Їх дія обмежена, оскільки момент повороту залежить від векторного добутку поля Землі і магнітних дипольних моментів, які проходять через котушки. Таким чином,

магнітні моменти здатні управляти космічним апаратом по певному положенні мікросупутника по відношенню до Землі. Це означає, що точність, з якою положення космічного апарату управляється, може суттєво відрізнятись.

Кожна котушка повинна бути в змозі генерувати магнітний момент, який може скасувати момент повороту від обурення і здійснювати один поворот супутника.

Був зроблений попередній аналіз щодо вибору алюмінієвої чи мідної проволочки. Він показав, що алюміній є найбільш підходящим матеріалом, який мінімізує використання маси та потужності споживання. Причиною цього є те, що алюміній має погану провідність, його щільність в три рази менш ніж для міді. Характеристики матеріалів для «МК-КПП» наведені в табл. 1.

Таблиця 1

Характеристики матеріалів для котушок мікросупутника

Матеріал	$\rho \left[\frac{kg}{m^3} \right]$	$\sigma [\Omega m]$	$\alpha_0 [K^{-1}]$
Al	$2,7 \cdot 10^3$	$2,5 \cdot 10^{-8}$	$3,9 \cdot 10^{-3}$
Cu	$8,93 \cdot 10^3$	$1,55 \cdot 10^{-8}$	$3,9 \cdot 10^{-3}$

Обов'язкові дані, які необхідно описати:

ρ – щільність матеріалу дроту;

σ – опір матеріалу дроту;

α_0 – температурний коефіцієнт опору.

Хоча дизайн з алюмінієм був би оптимальним, це не вважається у подальшому обговоренні хорошим вибором, тому що, або виробники не працюють з такими матеріалами, або мінімальний діаметр дроту занадто великий.

Метод розрахунку розроблений в припущенні, що максимальне падіння напруги на котушці 12 V, потужність однієї котушки до 1 Вт. Всі розрахунки проводяться в гіршому випадку, 70 °C, вважається максимальна температура всередині супутника [7].

Для розрахунку головних параметрів, необхідно використовувати такі формули:

$$M_c = V_c \cdot \rho = nCa_\omega \rho,$$

де M_c – маса котушки; V_c – об'єм котушки; n – кількість витків в котушці; ρ – густина матеріалу котушки; a_ω – поперечний переріз проволочки; C – довжина проволочки (замкнутої лінії).

$$P = U_c \cdot I = I^2 R,$$

$$\text{де } R = \frac{nC\sigma(T)}{a_\omega},$$

$$\sigma(T) = \sigma_0(1 + \alpha_0 T),$$

де P – потужність розсіювання, U_c – напруга живлення котушки, I – струм в котушці, R – електричний опір в котушці, α_0 – температурний коефіцієнт, $\sigma(T)$ – питомий опір при температурі 303 K, $\sigma_0(T)$ – питомий опір при температурі 1 K.

Максимальний магнітний момент створений котушками:

$$m = InA,$$

параметри, які будуть установлені нижче в табл. 2, де d – діаметр проволочки, n – кількість витків, M – загальна маса однієї котушки, I – струм в котушці, R – електричний опір однієї котушки при температурі 70 °C, V – напруга, яка забезпечує вироблення максимального магнетичного диполя, P – потужність розсіювання, m – максимальний магнетичний диполь.

Площа поперечного перерізу круглого проводу:

$$a_\omega = \frac{\pi d^2}{4}.$$

Відобразимо розрахунки маси, потужності та струму в табл. 2.

Оскільки ми маємо такі вимоги до космічного апарату, а саме: дипольний момент – 1,08 А·м², максимальний струм – 0,083 А, максимальну потужність споживання 1 Вт, маса котушки не більша 90 г, тому виходячи з розрахунків оберемо дріт діаметром 0,12 мм, $n = 200$, M [кг] = 0,045, I [А] = 0,063, R [Ом] = 24,37, P [Вт] = 0,096, m [Ам²] = 0,788. Необхідний простір вписується в структуру, споживана потужність і маса знаходяться в межах бюджету. Ці причини роблять цей провід підходящим для магнітного повороту.

Температура супутника змінюється відносно до орбіти. В основному це викликано положенням супутника по відношенню до Землі і Сонця.

Коли Земля знаходиться на лінії сторони Сонця, температура в супутнику падає до 25 °C. Коли на супутник впливають сонячні промені, температура досягає 85 °C.

При зміні температури, змінюється опір котушки:

$$R = R_0[1 + \alpha_0(T - T_0)],$$

де α_0 – температурний коефіцієнт ([Physics for Scientists and Engineers, 2004]).

Розрахунки наведені в табл. 3.

Побудуємо графік зі значеннями магнітного моменту для діапазону температур від -25 °C до $+70$ °C (рис. 6).

Найгірший варіант при найбільшій температурі. Цей випадок був використаний раніше для дизайну використання магнітних моментів так, що вони в змозі забезпечити необхідний магнітний момент незалежно від температури [3].

Таблиця 2

Розраховані значення параметрів підбору котушки при різній товщині проволочки

№	D [мм]	n	M [кг]	I [А]	R [Ω]	V [В]	P [Вт]	m [Ам ²]
1	0,00018	400	0,090850248	0,083	97,50727373	12	0,671728	2,075
2	0,00018	300	0,068137686	0,073	54,84784147	12	0,292284	1,36875
3	0,00018	200	0,045425124	0,063	24,37681843	12	0,096752	0,7875
4	0,00018	150	0,034068843	0,053	13,71196037	12	0,038517	0,496875

Таблиця 3

Опір проводу при різних температурах

R_0 [Ω]	T , °C	α_0	R [Ω]
156,8	75	0,0039	202,664
156,8	50	0,0039	187,376
156,8	25	0,0039	172,088
156,8	20	0,0039	169,0304
156,8	0	0,0039	156,8
156,8	-25	0,0039	141,512

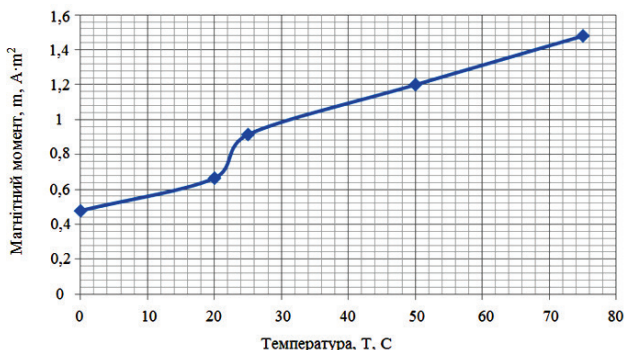


Рис. 6. Магнітний дипольний момент котушки при різних температурах

4.4. Мета дослідження. Мета дослідження — визначити відповідні параметри обмотки для задоволення вимог при розробці. Також визначити ефективність роботи котушок, уникнути перегріву проводів, визначити температурний вплив на котушки та їх можливий поворот відносно осей.

В дослідженні використовуються прості моделі, які дозволяють оцінити ефективність роботи системи та зрозуміти, як покращити поточний стан об'єкту. Послідовність дослідження така: виконати розрахунки для вхідних та вихідних даних та обрати всі необхідні матеріали для обмотки, побудувати відповідні графіки для цілісного уявлення ситуації, визначити вплив температури на резистори в космосі, зменшити потужність заради зменшення перегрівання проводу на котушках, дослідити, як супутник можна розвернути в космосі.

4.5. Модель системи. Щоб керувати космічним апаратом, необхідно вибрати правильний момент повороту, для цього необхідно контролювати струм в обмотці. На ЦАП необхідно подавати код, відповідно до якого буде йти більша чи менша напруга на РС-104, потім сигнал розподілиться на шині і потім надійде на котушки індуктивності [9]. Для цього на РС-104 вмонтований блок широтно-імпульсної модуляції, метод, який добре перевірений та контролює струм в індуктивному колі. Існує проста модель-схема, зображена на рис. 7.

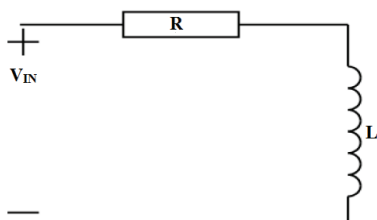


Рис. 7. Модель котушки з внутрішнім опором

Щоб обрахувати час реакції, необхідно скласти таке рівняння:

$$L \frac{di}{dt} + Ri = v,$$

де v — напруга в V ; i — струм в A .

Перетворення Лапласа з одиничним кроком:

$$LsI(s) + RI(s) = \frac{1}{s}I(s)(Ls + R) = \frac{1}{s}I(s) = \frac{v}{Ls^2 + Rs}.$$

Застосувавши обернене перетворення Лапласа, перетворимо формулу в часову область:

$$i(t) = \frac{v}{R} \left(1 - e^{-\frac{Rt}{L}} \right).$$

Напишемо невеликий код для побудови графіку в часовій області для струму та на рис. 8 побудуємо графік:

```

U=5;
R=170;
L=0.0004;
t=[-1:0.01:1];
t0=0.2;
i0=0.03;
i=U./R*(1-exp(-(R*t./L)));
plot(t,i)
grid,
title('Імпульсна характеристика за допомогою ШІМ'),
xlabel('час,t(c)'),
ylabel('Струм,I(mA)').
    
```

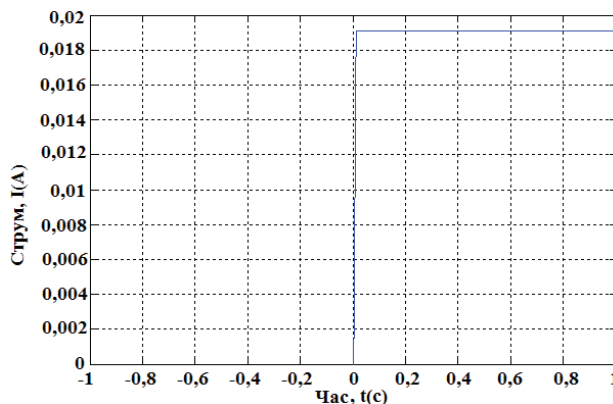


Рис. 8. Імпульсна характеристика для струму в часовій області

Графік на рис. 8 показує реакцію на вхідні параметри. Формула для розряджання котушки:

$$I_0 e^{-\frac{R(t-t_0)}{L}},$$

де I_0 — струм розрядки за час t_0 [2, 4].

Оскільки деякі датчики, необхідні для виявлення напрямку магнітного поля Землі, розряджання котушки, ймовірно, будуть вимірювати неправильні дані. Тому час розряду котушки має бути розрахований, щоб мати можливість знати, коли котушка розряджена достатньо, щоб бути впевненим, що датчик вимірює правильні дані [9, 10].

5. Висновки

1. Досліджено підбір параметрів котушки та обрховано характеристики для мікросупутника.
2. Показано як вхідні величини, такі як: кількість витків, структура матеріалу обмотки впливають на вагу самих котушок і, внаслідок, самого космічного апарату.
3. Визначили, що температура в космосі також значно впливає на опір в котушках. Він температурно-залежний, тому буде змінюватися магнітний дипольний момент котушки, а це заважатиме задовольняти вимогам до самого мікросупутника. Щоб мікросупутник мав правильну орієнтацію, необхідно підібрати такі параметри, щоб можна було керувати поданням струму в котушках пропорційно необхідному повороту в просторі. Отже, тема є дуже актуальною та потребує багато досліджень.

Література

1. Svartveit, K. Attitude determination of the NCUBE satellite [Electronic resource] / K. Svartveit. — Department of Engineering Cybernetics, 2003. — Available at: \www/URL: <http://www.google.com.ua/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=1&ved=0CBsQFjAA&url=http%3A%2F%2Fwww.amsat.org.ar%2Fsubsat%2Fsvartveit03.pdf&ei=qE6gU8-EB6LP0QX17oCADQ&usg=AFQjCNH8Q73mbsw6Qhf18Um34gwL41dQ&bvm=bv.68911936,d.d2k&cad=rja>. — 20.05.2014.
2. Pedersen, D. R. Feedback Control [Text] / Daniel Rene Pedersen, Jacob Deleuran Grunnet, Jesper Abildgaard Larsen, Karl Kaas Laursen, Ewa Kolakowska, Isaac Pineda Amo. — 2008. — P. 9–15.
3. Мелашенко, О. М. Оптимізація магнітної системи стабілізації мікросупутника за змішаним H_2/H_∞ -критерієм [Текст] / О. М. Мелашенко, Л. М. Рижков // Наукові вісті НТУУ «КПІ». Приладобудування та інформаційно-вимірювальна техніка. — 2008. — Вип. 62. — С. 89–93.
4. Albertos, P. Multivariable Control Systems: An Engineering Approach [Text] / P. Albertos, A. Sala. — Springer, 2004. — 342 p.
5. Gregory, B. S. Attitude Control System Design for ION, the Illinois Observing Nanosatellite [Electronic resource] / B. S. Gregory. — B. S., Marquette University, 2001. — Available at: \www/URL: http://cubesat.ece.illinois.edu/Files/ACS_Bryan_Gregory_Thesis.pdf. — 20.05.2014.
6. Боевкин, О. П. Ориентация искусственных спутников в гравитационных и магнитных полях [Текст] / О. П. Боевкин. — М.: Наука, 1976. — 250 с.
7. Коваленко, А. П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами [Текст] / А. П. Коваленко. — М.: Машиностроение, 1975. — 250 с.
8. Овчинников, М. Ю. Труды 3-его Совещания «Управление движением малогабаритных спутников» [Электронный ресурс] / под ред. Овчинникова М. Ю.; ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. — Москва, 2007. — Режим доступа: \www/URL: http://www.keldysh.ru/papers/2007/prep23/prep2007_23.html. — 20.05.2014.
9. Мелашенко, О. М. Оптимізація магнітної системи стабілізації мікросупутника за змішаним H_2/H_∞ -критерієм [Текст] / О. М. Мелашенко, Л. М. Рижков // Наукові вісті НТУУ «КПІ». Приладобудування та інформаційно-вимірювальна техніка. — 2009. — Вип. 72. — С. 100–105.
10. Gu, D.-W. Robust Control Design with MATLAB® [Text] / D.-W. Gu, P. Petkov, M. M. Konstantinov. — XXI, Ed. 2. — Springer, 2013. — 468 p.

ИССЛЕДОВАНИЕ И ПОДБОР ПАРАМЕТРОВ КАТУШКИ МИКРОСПУТНИКА НТУУ «КПИ»

Управление угловым движением микроспутника, или, другими словами, системы управления относительно центра масс, как правило, — наиболее сложная и ответственная часть бортового оборудования. Эффективность применения МС и, соответственно, эффективность выполняемых ими практических задач значительным образом зависит от функциональных возможностей этих систем, а также их технических и эксплуатационных характеристик. В этой статье определяется производительность микроспутника НТУУ «КПИ» при использовании блока управления системы — магнитных катушек для ориентации микроспутников в пространстве.

Ключевые слова: момент поворота, магнитные катушки, ток, магнитные устройства, микроспутник.

Зінченко Валерій Петрович, кандидат технічних наук, доцент, кафедра автоматизації експериментальних досліджень, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Україна, **e-mail: zinchenko.vp@gmail.com**.
Сарьбога Ганна Володимирівна, старший викладач, кафедра приборів та систем керування літальними апаратами, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Україна, **e-mail: shteflyuk@ukr.net**.

Зинченко Валерий Петрович, кандидат технических наук, доцент, кафедра автоматизации экспериментальных исследований, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Украина.
Сарьбога Анна Владимировна, старший преподаватель, кафедра приборов и систем управления летательными аппаратами, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Украина.

Zinchenko Valery, National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute», Ukraine, **e-mail: zinchenko.vp@gmail.com**.
Saryboga Ganna, National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute», Ukraine, **e-mail: shteflyuk@ukr.net**