

УДК 004.896

А.С. Крячок, Ю.Д. Щербашин, Е.Ю. Мелкумян

**К ВОПРОСУ О СТАБИЛИЗАЦИИ ПОЛОЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА С  
ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТОКОВЫХ КАТУШЕК, ВЗАИМОДЕЙСТВУЮЩИХ С  
МАГНИТНЫМ ПОЛЕМ ЗЕМЛИ**

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», кафедра автоматизации проектирования энергетических процессов и систем, kryachok@apeps.kpi.ua

*В связи с появлением материалов с принципиально новыми характеристиками и технологическими достижениями последних возрос интерес к разработке микро и наноспутников нового поколения, выводимых на орбиту ракетой-носителем как дополнительный полезный груз. В работе сформулированы задачи ориентации наноспутника с помощью магнитного поля Земли. Сформулирован общий алгоритм решения поставленных задач (остановка вращения спутника с помощью катушек с током при использовании фотодатчиков). Составлен эскизный вариант модели системы ориентации, приведены результаты моделирования.*

**Ключевые слова:** ключевые слова: стабилизация положения наноспутника, токовые катушки, магнитное поле Земли, программное обеспечение.

**Введение**

В связи с появлением материалов с принципиально новыми характеристиками и технологическими достижениями последних лет появились новые перспективы в решение такой важной задачи как повышение коэффициента заполнения объема космического аппарата полезным грузом. По этой причине, в частности, возрос интерес к разработке микро и наноспутников нового поколения, выводимых на орбиту ракетой-носителем как дополнительный полезный груз.

**1. Конструктивные и функциональные особенности**

Наноспутники имеют следующие конструктивные и функциональные особенности:

- малые габариты (до  $0.1 * 0.1 * 0.1$  м) и вес (до  $1.5 \div 2.0$  кг);
- отсутствие герметизации корпуса;
- малое потребление энергии (до  $1.5 \div 2.0$  Вт);
- весьма скромные функциональные возможности, например, исследование теплового режима работы элементов спутника; исследование радиационной устойчивости различных материалов в условиях космического вакуума; фотографирование земной поверхности.

**2. Задача управления ориентацией наноспутника в космическом пространстве**

Ввиду малых осевых моментов инерции стабилизацию положения наноспутника в космическом пространстве можно осуществлять за счет магнитного поля Земли, т.е. без использования энергоемких гироскопов. При этом возникает задача одновременного измерения компонент векторной механической (кинематической) величины. Подобные задачи появляются, например, в механике, когда необходимо получить информацию о полях деформаций, силах, перемещениях, скоростях или ускорениях; в гравиметрии при измерении гравитационных полей, а также в робототехнических, интеллектуальных геофизических и многих других системах управления объектами. Для измерения компонент пространственной механической величины разработано большое количество разнообразных преобразователей, которые используют многие физические явления [1 – 5].

Силовым элементом системы стабилизации наноспутника являются 3 взаимно-перпендикулярные катушки, управляемые током. Сигнал изменения тока в катушках вырабатывает специальный быстродействующий адаптивный регулятор на основе данных малогабаритных датчиков с низким потреблением тока от источника (солнечных батарей):

- 6-ти фотодатчиков (на всех гранях куба) для грубой ориентации спутника по Солнцу и свету, отражаемого Землей;
- 3-х датчиков угловых скоростей вращения вокруг 3-х взаимно-перпендикулярных осей (нормалей к плоскости катушек управления);

- измерителя вектора напряженности магнитного поля Земли для точной ориентации спутника.

При отстыковке наноспутника возникают крутящие моменты, связанные с несинхронным срабатыванием элементов электромеханической системы. Поэтому в первый момент отделения спутника он «кувыркается» с угловой скоростью порядка одного радиана в секунду по всем трем ортогональным осям. При неудачном срабатывании электромеханики отстыковки угловая скорость наноспутника может достигать нескольких десятков радиан в секунду.

Задача стабилизации положения спутника разбивается на ряд этапов:

1. За счет управления током в катушках остановить «кувыркание» спутника, т.е. при подлете к заданной точке траектории свести к нулю угловые скорости вращения спутника по 3 главным осям.
2. Определить (грубо) пространственную ориентацию спутника по фотодатчикам.
3. По тарировочным кривым фотодатчиков определить необходимые углы поворота спутника по 3-м осям так, чтобы телекамера спутника была ориентирована на требуемый участок земной поверхности. Выполнить с помощью регулятора маневр перевода спутника на заданный азимут, крен и тангаж.
4. Выключить ток в катушках управления и включить магнитометр.
5. Зафиксировать показания фотодатчиков и направление вектора магнитного поля Земли в заданной точке траектории. От системы навигации GPS получить координаты местоположения спутника и вычислить необходимые углы по Солнцу и магнитному полю Земли.
6. Выключить магнитометр и включить регулятор для отработки заданных курсовых углов, ориентируясь на уточненные по магнитометру показания фотодатчиков.

### 3. Использование фотодатчиков для ориентации наноспутника

Пусть ток фотодатчика линейно зависит от его освещенности. Освещенность, в свою очередь, зависит от косинуса угла падения светового потока. Абстрагируясь от второстепенной задачи учета светового потока исходящего от поверхности Земли и предполагая, что 3 грани поверхности (куба) наноспутника освещены Солнцем, а 3 грани находятся в тени, определим углы падения светового потока на освещенные грани. Рис. 1 иллюстрирует, под какими углами солнечный луч  $L$  освещает эти 3 грани.

Передняя грань с нормалью  $n_x$  освещена под углом  $\alpha$ , правая грань с нормалью  $n_y$  освещена под углом  $\beta$ , верхняя грань с нормалью  $n_z$  освещена под углом  $\gamma$  по отношению к световому потоку от Солнца. Соответственно, токи фотодатчиков будут определяться формулами:

$$\begin{aligned} I_x &= I_x^{\max} \cos \alpha \\ I_y &= I_y^{\max} \cos \beta \\ I_z &= I_z^{\max} \cos \gamma, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $I_x^{\max}$ ,  $I_y^{\max}$ ,  $I_z^{\max}$  – токи фотодатчиков граней с нормальями  $n_x$ ,  $n_y$ ,  $n_z$  (рис. 1) при перпендикулярном к поверхности грани падении на нее солнечного луча

(тарировается на Земле);  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z$  – токи фотодатчиков, наблюдаемые в космосе;  $\cos \alpha$ ,  $\cos \beta$ ,  $\cos \gamma$  – направляющие косинусы углов, образуемых лучом  $L$  с координатными осями  $n_x$ ,  $n_y$ ,  $n_z$  (см. рис.2).

При наблюдаемых  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z$  и известных  $I_x^{\max}$ ,  $I_y^{\max}$ ,  $I_z^{\max}$  легко вычисляются косинусы углов  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$ . В качестве контроля точности вычислений можно воспользоваться соотношением [6]:

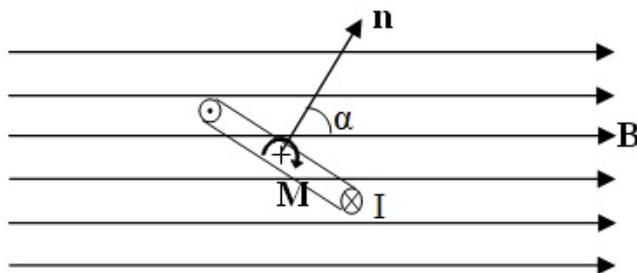
$$\cos^2 \alpha + \cos^2 \beta + \cos^2 \gamma = 1. \quad (2)$$

Не останавливаясь подробно, отметим что при «кувыркании» частота пульсации токов  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z$  позволяет вычислить угловые скорости спутника по трем координатным осям. Неизменные токи фотодатчиков свидетельствуют о том, что вращение остановлено.

### 4. Исследование процесса стабилизации положения спутника

При «кувыркании» спутника необходимо управлять током катушек таким образом, чтобы свести к нулю угловые скорости по всем трем координатным осям.

На модели исследован простейший случай ориентации на любой заданный угол  $\alpha$  рамки (многовитковой плоской катушки) с током в магнитном поле Земли (рис. 2):



где **n** – нормаль плоскости рамки;  
**B** – вектор магнитной индукции, Тл;  
**I** – ток в рамке, А;  
 $\alpha$  – угол между нормалью рамки и вектором магнитной индукции, радиан;  
**M** – крутящий момент, Н\*м.

Рис. 2. Взаимодействие рамки с током **I** в магнитном поле **B** дает крутящий момент **M**

Крутящий момент **M** плоской многовитковой катушки (рамки) с током **I** в магнитном поле с индукцией **B** определяется законом Ампера-Лоренца [7]:

$$M = I * p * S * B * \sin \alpha, \tag{3}$$

где **M** – крутящий момент, Н\*м; **I** – ток в катушке, А; **p** – число витков катушки; **S** – площадь рамки (катушки), м<sup>2</sup>; **B** – индукция магнитного поля (Земли), Тл;  $\alpha$  – угол между нормалью плоскости рамки **n** и вектором **B** индукции магнитного поля Земли, радиан.

В соответствии со вторым законом Ньютона для вращающегося тела крутящий момент **M** вызывает угловое ускорение, пропорциональное моменту инерции тела [8]:

$$M = J * \dot{\omega}, \tag{4}$$

где  $\dot{\omega}$  – угловое ускорение, рад/с<sup>2</sup>;

$$J = \int_V \rho h^2 dV \text{ – момент инерции вращающегося тела объема } V, \text{ кг/м}^2;$$

$\rho$  – плотность в текущем элементарном объеме  $dV$ , кг/м<sup>3</sup>; **h** – расстояние  $dV$  от оси вращения, м.

Подставляя уравнение (4) в (3), получим:

$$\dot{\omega} = \frac{I * p * S * B * \sin \alpha}{J}. \tag{5}$$

В процессе управления только часть параметров в (5), а именно, **I** – ток и  $\alpha$  – угол поворота рамки, являются переменными величинами. Остальные параметры – суть константы, зависящие от конструкции вращающегося тела и магнитного поля Земли на данной широте. Поэтому (5) можем записать в следующем виде:

$$\dot{\omega} = K * I * \sin \alpha, \tag{6}$$

где  $\dot{\omega}$  – угловое ускорение, рад/с<sup>2</sup>;  
 $K = (p * S * B) / J;$

**I** – ток управления в катушке, А;  
 $\alpha$  – угол поворота нормали катушки относительно вектора индукции магнитного поля Земли, радиан.

При начальной скорости вращения рамки  $\omega = \omega_0$  и начальном угле поворота  $\alpha = \alpha_0$  закон

изменения во времени угла  $\alpha$  определяется блок-схемой, изображенной на рис. 3.

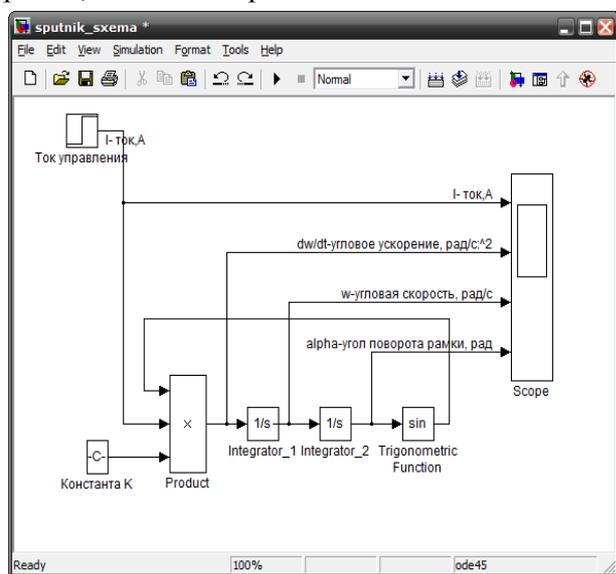


Рис. 3. – Схема моделирования динамической системы (6) управления положением рамки с током в магнитном поле Земли

исследования динамической системы, описываемой уравнением (6) на языке функциональных схем Simulink [9, 10].

Визуально-графический язык Simulink содержит функциональные блоки и линии-провода их соединяющие.

Блок перемножения **Product** реализует вычисление углового ускорения согласно уравнению

(6). С выхода Product вычисленное значение углового ускорения  $\dot{\omega}$  подается на вход интегратора Integrator\_1. С выхода интегратора, предварительно «заряженного» начальным условием  $\omega_0$ , получается изменяющаяся во времени переменная  $\omega(t)$ , которая подается на вход Integrator\_2. С выхода этого блока, предварительно «заряженного» начальным условием  $\alpha_0$ , получается изменяющаяся во времени переменная  $\alpha(t)$ .

Далее вычисляется синус угла  $\alpha$  (блок Trigonometric Function) и полученное значение  $\sin\alpha(t)$  поступает на первый вход блока умножения Product. На второй вход этого блока поступает сигнал управления током катушки  $I$ , а на третий – константа  $K$ , предварительно вычисленная по формуле (7).

Блок Scope – это осциллоскоп для наблюдения графиков изменения во времени переменных моделируемого динамического процесса.

На рис. 4 отображены графики изменения переменных при небольшом  $\omega_0 > 0$  и подаче на катушку постоянного значения тока управления равного +1 А. Как видим, в системе возникают незатухающие автоколебания с углами  $0 < \alpha(t) < 360^\circ$ .

Увеличение  $\omega_0$  более некоторого значения  $\omega_{кр.} = 0.4663$  рад/с приводит к расходящемуся процессу – при подаче постоянного тока катушка продолжает «кувыркаться» (рис. 5). Если  $\alpha_0 > 0$  и  $\omega_0 \leq 0$ , то автоколебания совершаются вокруг нулевого значения угла  $-180^\circ < \alpha(t) < +180^\circ$  (рис. 6).

На рис. 7 показано решение задачи перевода системы из статического положения  $\alpha_0 = 90^\circ$  в заданное положение  $\alpha = 60^\circ$ . Перевод достигнут манипулированием током постоянной амплитуды  $\pm 1$  А в виде ШИМ-сигнала: на 1-ой секунде в катушку подан ток -1А, на 7.7 секунде - +1А, который отключается на 11.55 секунде.

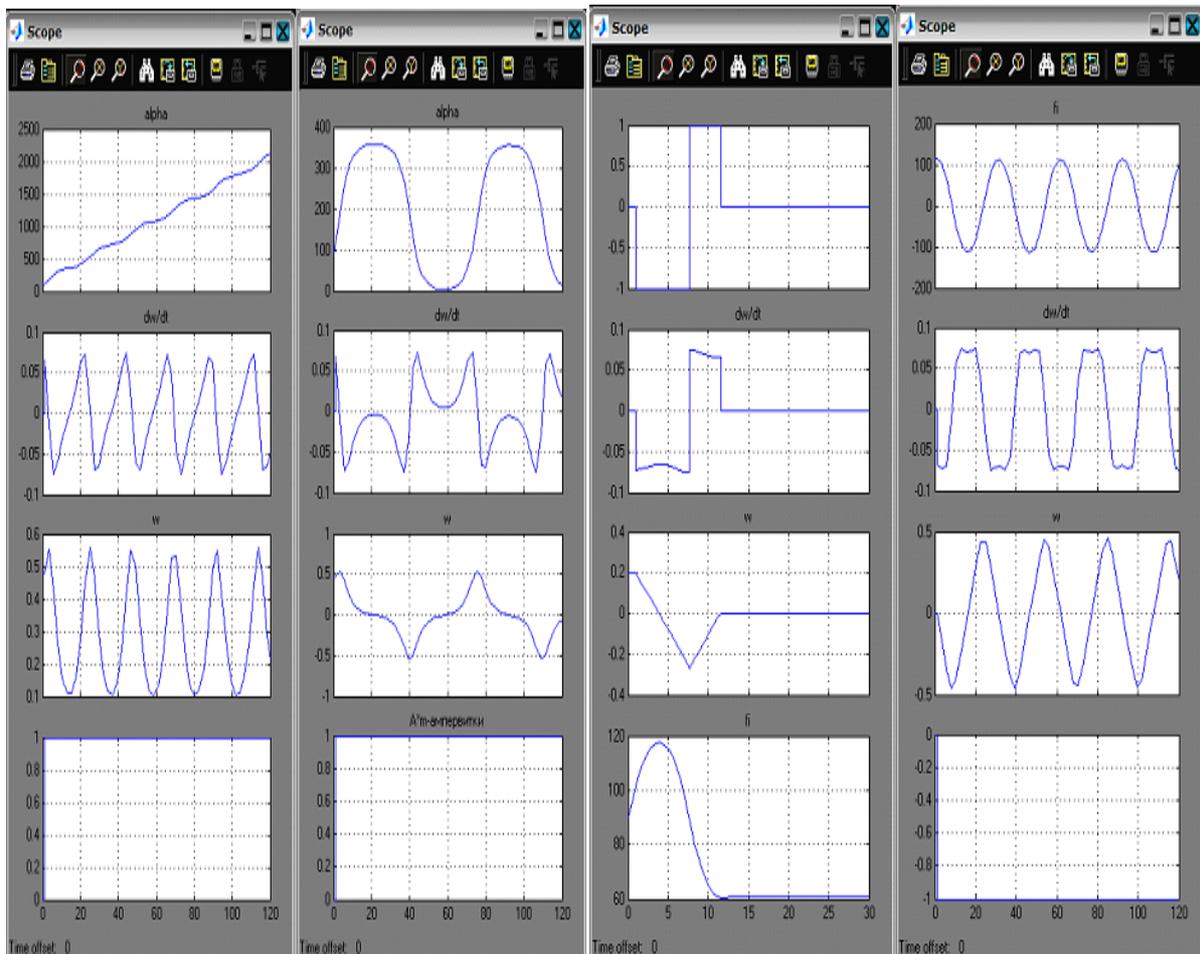


Рис. 4. – Автоколебания при подаче в катушку постоянного тока

Рис. 5. – Расходящийся процесс при  $\omega_0 > \omega_{кр}$

Рис. 6. – Автоколебания вокруг нуля

Рис. 7. – Решение задачи перевода системы в заданное состояние

Более сложной является задача, когда необходимо пересекать нулевую линию углов. На рис. 8 показано решение задачи перевода системы из  $\alpha_0 = 90^\circ$  в  $\alpha = -90^\circ$ : на первой секунде подается ток  $I = -1A$ , на 6-й секунде отключается ток для прохода по инерции нулевой линии, на 9.9 секунде вновь подается  $-1A$ , который отключается на 14.833 секунде. Процесс перевода занимает менее 15 секунд.

При малых углах  $\alpha$  однокатушечная система теряет управляемость, т.к. в соответствии с (6) угловое ускорение равно нулю при любом, сколь угодно большом токе. Две взаимно-перпендикулярные катушки с током решают эту проблему. На рис. 9 показано решение задачи перевода вращающейся системы катушек с  $\omega_0 = 0.1$  рад/сек и  $\varphi_0 = 90^\circ$  в заданное состояние  $\omega = 0$  рад/сек и  $\varphi = 0^\circ$ .

Перевод достигнут манипулированием тока в двух взаимно-перпендикулярных катушках. В катушку с нормалью  $n_x$  подается ток  $\pm 1A$ :  $-1A$  на секунде 1.0;  $0A$  на 7.487 секунде;  $-1A$  на 12 секунде;  $0A$  на 17 секунде. В катушку  $n_y$  подается ток  $\pm 1A$ :  $+1A$  на 6.6 секунде;  $0A$  на 12.1 секунде.

**Выводы.** Сформулированы задачи ориентации наноспутника с помощью магнитного поля Земли. Сформулирован общий алгоритм решения поставленных задач (остановка вращения спутника с помощью катушек с током при использовании фотодатчиков).

Составлен эскизный вариант модели системы ориентации, приведены результаты моделирования. Показано, что при подаче в катушку постоянного тока при малых  $\omega_0$  возникают незатухающие автоколебания, а при некотором  $\omega_0 > \omega_{кр}$  не возникает остановки вращения. Для такой остановки необходим знакопеременный ШИМ-сигнал управления.

Две взаимно-перпендикулярные катушки с током  $\pm 1A$  в виде ШИМ-сигнала обеспечивают полную управляемость положением спутника.

### Список литературных источников

1. Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации (автономные системы). – М.: Наука, 1966. – 579 с.
2. Гераїмчук М.Д., Іванов Ю.Є. Дослідження багатоконпонентних перетворювачів механічних величин. – К.: Віпол, 1996. – 110 с.
3. Ибрагимов И.Х. Теоретические основы измерения характеристик поля ускорений. – Л.: Издательство ЛГУ, 1979. – 167 с.
4. Шваб И.А., Селезнев А.В. Измерение угловых ускорений. – М.: Машиностроение, 1983. – 159 с.
5. Крячок А.С. Моделирование характеристик магнитометрических систем регистрации малых перемещений // Экономическая безопасность государства и информационно-технологические аспекты ее обеспечения (научное издание) / Под общ. ред. Г.К. Вороновского, И.В. Недина. – Киев: Знання України, 2005. – С. 524 – 528.
6. <http://www.pm298.ru/reshenie/vector7.php>. Формула направляющих косинусов.
7. [http://ru.wikipedia.org/wiki/%C7%E0%EA%EE%ED\\_%C0%EC%EF%E5%F0%E0](http://ru.wikipedia.org/wiki/%C7%E0%EA%EE%ED_%C0%EC%EF%E5%F0%E0). Закон Ампера-Лоренца.
8. [http://fizika.aip.ru/1/1\\_23.html](http://fizika.aip.ru/1/1_23.html). Второй закон Ньютона для вращающегося тела.
9. Дьяконов В.П. MATLAB 6/x + Simulink 4/5. Основы применения. – М.: СОЛОН-Пресс, 2004. – 768 с.
10. Забара С.С., Гагарін О.О., Кузьменко І.М., Щербашин Ю.Д. Моделювання систем в середовищі MATLAB. – К.: Університет «Україна», 2011. – 137 с.

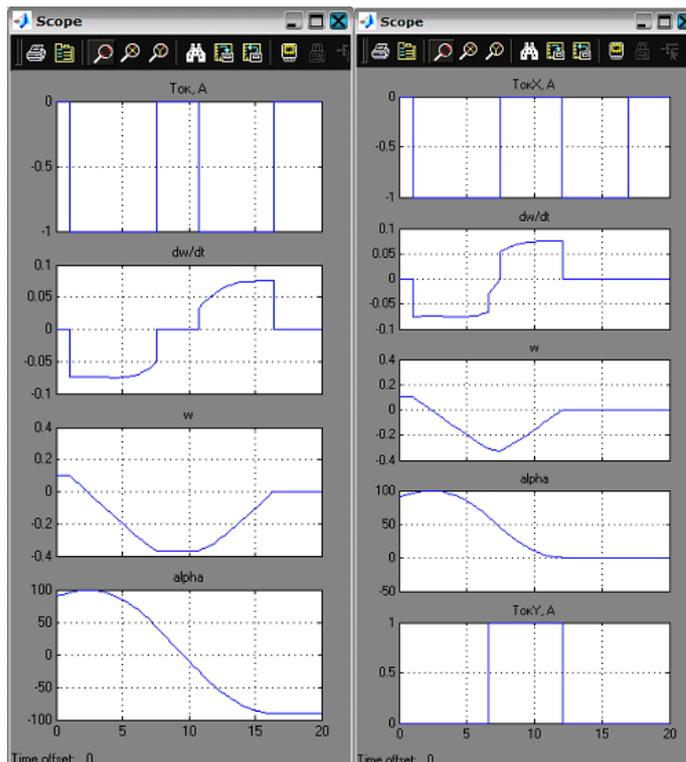


Рис. 8. – Перевод системы из  $\alpha_0 > 0$  в заданное состояние  $\alpha < 0$  через нулевое  $\alpha$

Рис. 9. – Перевод системы в заданное состояние  $\alpha = 0$  (управление током двух взаимно-перпендикулярных катушек)