Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого Институт прикладной математики и механики Кафедра теоретической механики

Разработка магнитной системы ориентации и стабилизации малых космических аппаратов

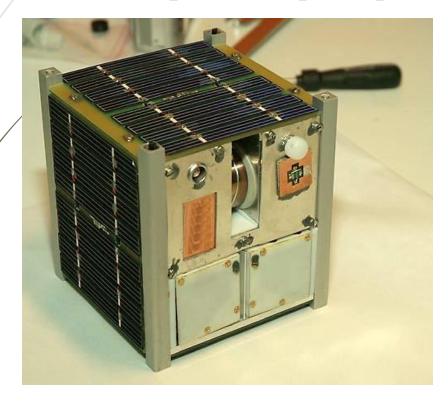
Исполнитель: Буй Ван Шань

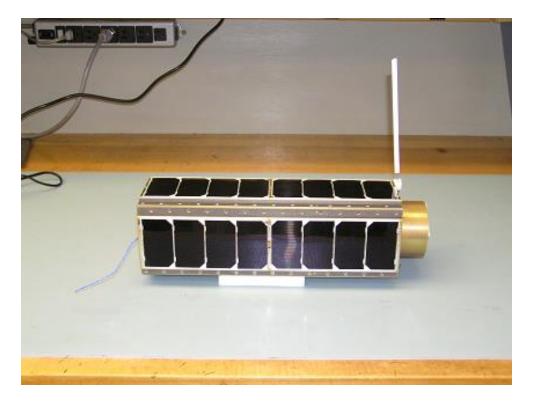
Руководитель: Мурачёв А.С.

Санкт-Петербург 2016

Введение

- ► Стандарт CubeSat разработан Стэндфордским университетом в 1999 г.
- Спецификации: размер10х10х10 см³, масса не более 1.33 кг.



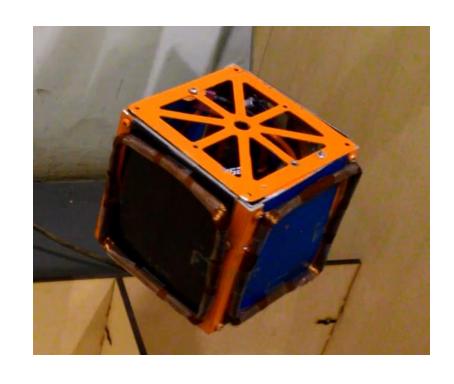


Элементарный спутник 1U

Спутник 3U

Введение

- Виды систем управления движением:
 - Магнитные системы
 - Системы с реактивными двигателями
 - Системы с солнечным парусом
 - Гравитационные системы ориентации
 - Системы с маховиками



- Создание магнитной системы управления угловым движением КА
- Разработка алгоритма управления при стабилизации КА
- **У** Создание имитатора поля



Магнитное управление космическим аппаратом (К.А.) – Основное уравнение управления

■ Момент взаимодействия магнитной системы К.А с магнитным полем Земли (МПЗ):

$$\mathbf{M} = \mathbf{L} \times \mathbf{B} \tag{1}$$

Где: L – вектор магнитного момента К.А.;

В – вектор индукции МПЗ.

Магнитное управление космическим аппаратом (К.А.)

В проекциях на оси управления космического аппарата выражение (1)

принимает вид

$$\begin{cases} M_{x} = L_{y}B_{z} - L_{z}B_{y} \\ M_{y} = L_{z}B_{x} - L_{x}B_{z} \\ M_{z} = L_{x}B_{y} - L_{y}B_{x} \end{cases}$$
(2)

Изменяя соответствующим образом L и изменяя тем самым по определенному закону управляющие моменты M_x , M_y , M_z , можно в принципе обеспечить желаемый режим управления.

Особенности магнитного управления:

- Нельзя создать управляющий момент вдоль направления поля. Все возможные положения М заключены в плоскости, перпендикулярной В.
- ■Управление по осям оказывается зависимым.
- При совпадении вектора магнитного момента L и поля В управление невозможно

Магнитное поле Земли

Приближенное представление о величине МПЗ на поверхности Земли можно получить, воспользовавшись выражением магнитного потенциала шара:

$$U = \frac{M_3}{R^2} \cos \theta_M$$

Где θ =90- ϕ - дополнение к геомагнитной широте,

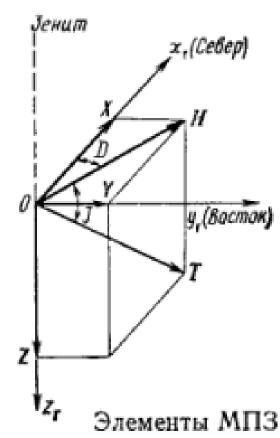
R – радиус Земли,

 M_3 (≈ 8.1·10²⁵ ед. СГСМ) -магнитный момент Земли

Составляющие полного вектора напряженности Т:

$$Z = -\frac{\partial U}{\partial z_{\Gamma}} = \frac{\partial U}{\partial R} = -\frac{2M_3}{R^3} \cos \theta_{M}, H = -\frac{\partial U}{\partial x_{\Gamma}} = -\frac{\partial U}{R \partial \theta_{M}} = \frac{M_3}{R^3} \sin \theta_{M}$$

■ Индукция поля земли: $B \approx 31 - 62$ мкТл.



Требования к имитатору геомагнитного поля

Напряженность

$$H = \frac{B}{\mu_0} = \frac{4\pi^2 J}{\mu_0 m_m T^2}$$
 (3)

Где: $T = 60 \, c$ - период колебания

$$J = \frac{mR^2}{2} = 0.5 \cdot 10^{-2} \text{Kr. m}^2 - \text{момент инерции}$$

$$m_m = 0.4 \text{ Am}^2$$

Получаем: Н ≈ 250 А/м

■ Однородность 95%

Разработка имитатора геомагнитного поля

Выбор конструкции имитатора: Кольца Гельмгольца

$$H = \frac{NI}{a_c \left(\left(\frac{d_c}{2a_c}\right)^2 + 1\right)^{\frac{3}{2}}}$$

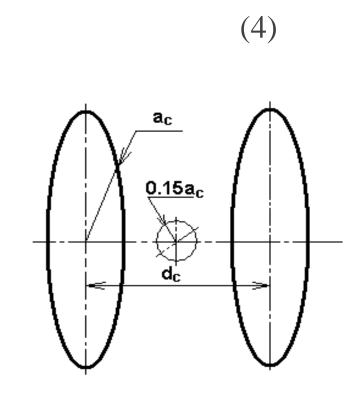
$$d_c/a_c = 1.116$$

Электрические параметры

NI=258 А·витк.

$$a_{c} = 50 \text{ cm}$$

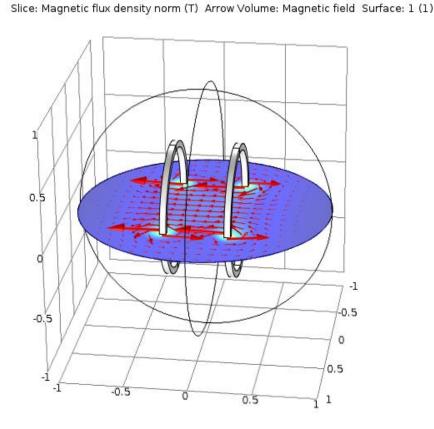
Выберем $N=110 \rightarrow I = 2.3A$



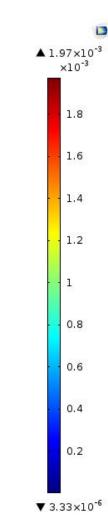
11 Моделирование имитатора поля

Индукция в точке х магнитного поля контура, содержащего N витков с током I:

- Модель
- **■** N= 110 вит.
- d=R=0.5M

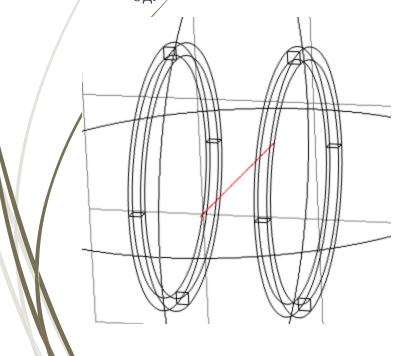


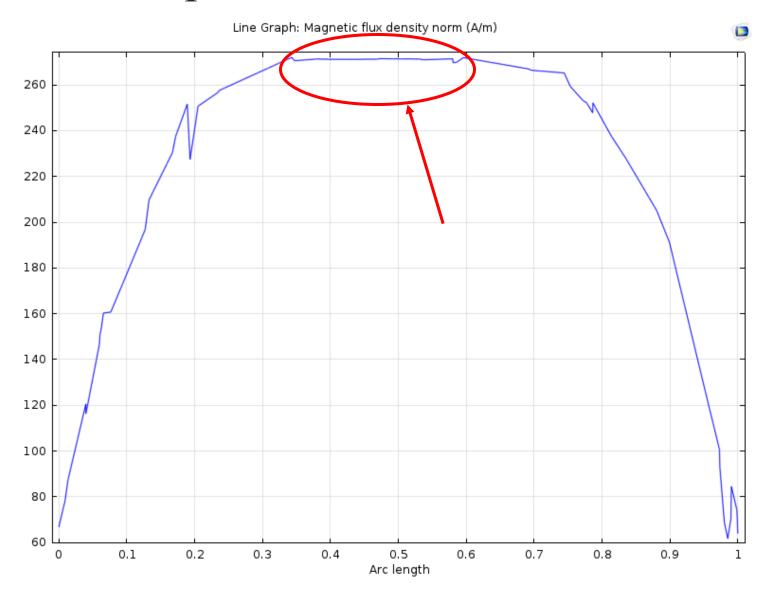




12 Моделирование имитатора поля

- **Моделирование**
- \blacksquare I= 2.3 A
- **■** N≠ 110 вит.
- D=R=0.5M
- **р d**_{од.} **≈ 20** см

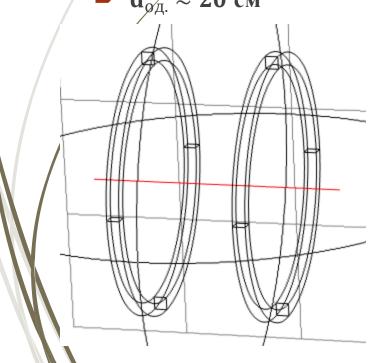


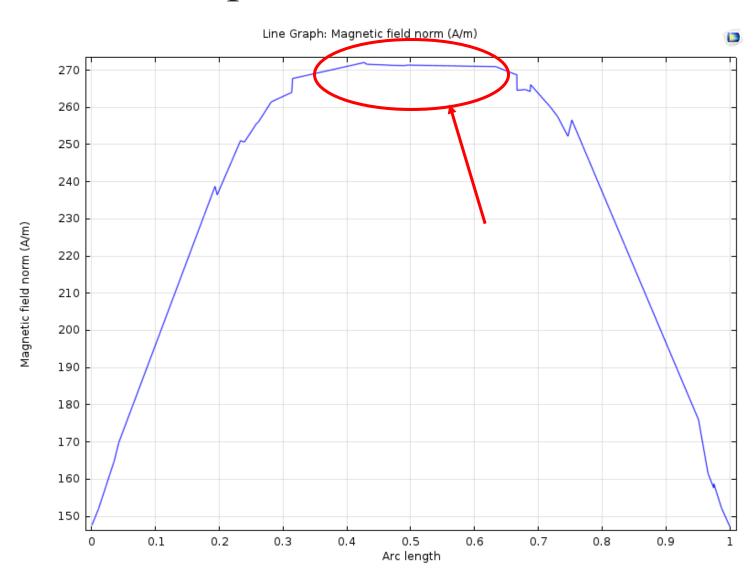


3 Моделирование имитатора поля



- \blacksquare I=/2.3 A
- **N**= 110 вит.
- \rightarrow D=R=0.5 M
- $d_{\phi\pi} \approx 20 \text{ cm}$





Экспериментальный образец имитатора поля

- **■**N=110 вит.
- $-d_{\text{провод}} = 0.75$ мм
- ■Масса катушек ≈ 2кг
- Напряженность поля
 - В ≈ 320мкТл



Магнитные исполнительные катушки КА

Параметры катушек:

(3)
$$\rightarrow$$
 m = $\frac{4\pi^2 J}{\mu_0 H T^2}$

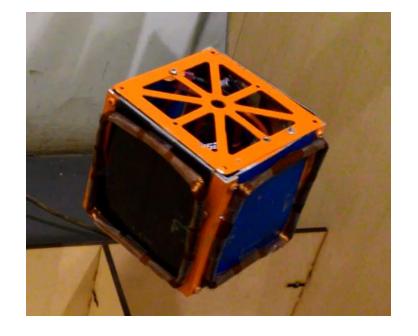
▶ Дипольный момент катушки вычисляется формуле:

$$m = ISN = 0.4 Am^2$$

Площадь сечения провода

$$S_{r} = \frac{4\rho m}{Ul} = \frac{\pi d_{\pi p}^{2}}{4}$$

- lacktriangle Диаметр провода $d_{np} = \sqrt{\frac{4S_r}{\pi}} = 4\sqrt{\frac{\rho m}{\pi U l}} \approx 0.2$ мм
- U= 11.1 B
- **■** N= 300 вит.
- \blacksquare I= 0.26 A
- $P \approx 3 B_T$



Уравнение движения спутника

Лагранжиан системы спутника: $L = T - \Pi$

Где: Т – Кинетическая энергия, П – Потенциальная энергия макета.

$$T = \frac{M(v_{Cx}^{2} + v_{Cy}^{2} + v_{Cz}^{2})}{2} + \frac{Ap^{2} + Bq^{2} + Cr^{2}}{2}, \qquad \Pi = -Mgd \cdot \cos\theta - mB$$

$$v_{Cx} = \dot{x} - d \cdot \cos\theta \sin\psi \cdot \dot{\theta} - d \cdot \sin\theta \cos\psi \dot{\psi}, \qquad p = \dot{\psi} \sin\theta \sin\varphi + \dot{\theta} \cos\phi,$$

$$v_{Cy} = \dot{y} + d \cdot \cos\theta \cos\psi \cdot \dot{\theta} - d \cdot \sin\theta \sin\psi \dot{\psi}, \qquad q = \dot{\psi} \sin\theta \cos\varphi - \dot{\theta} \sin\phi,$$

$$v_{Cz} = d \cdot \sin\theta \cdot \dot{\theta}. \qquad r = \dot{\psi} \cos\theta + \dot{\phi}.$$

$$\Pi = -Mgd \cdot \cos \theta - mB$$

$$p = \dot{\psi} \sin \theta \sin \varphi + \dot{\theta} \cos \phi,$$

$$q = \dot{\psi} \sin \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \phi,$$

$$r = \dot{\psi} \cos \theta + \dot{\phi}.$$

Уравнение движения спутника

- Система уравнений Лагранжа второго рода

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{dt}} \frac{\partial L}{\partial q_{i}} - \frac{\partial L}{\partial q_{i}} = 0 \tag{5}$$

где q_i (i=1,2,...6) - сопряженные координаты системы

$$ightharpoons$$
 Если ог \equiv ог $'$ \rightarrow р $=$ q $=$ 0, r $=$ $\dot{\psi}$ $=$ ω

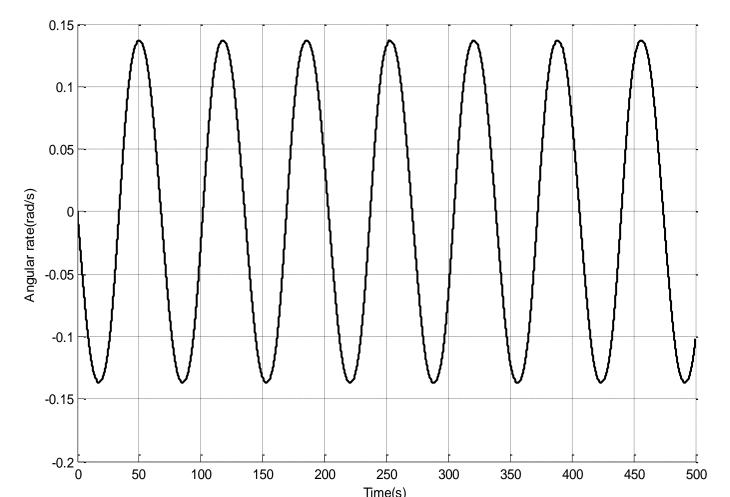
18

Уравнение движения спутника

- lacktriangle Суммарный дипольный момент: $\overrightarrow{m} = \overrightarrow{m_1} + \overrightarrow{m_2}$
- $(6) \rightarrow J\ddot{\psi} + m_1 B_0 \sin\psi + m_2 B_0 \cos\psi = 0 \rightarrow J\ddot{\psi} = -m_1 B_0 \sin\psi m_2 B_0 \cos\psi$ (7)

• Проинтегрируем (7):

$$m_1=I_1 SN=0.4 Am^2$$
 $m_2=I_2 SN=0 \ Am^2$
 $\psi_0=rac{\pi}{2}$, $\omega_0=0$ град.
 $J=0.005\ \mathrm{K}\Gamma\ \mathrm{M}^2$

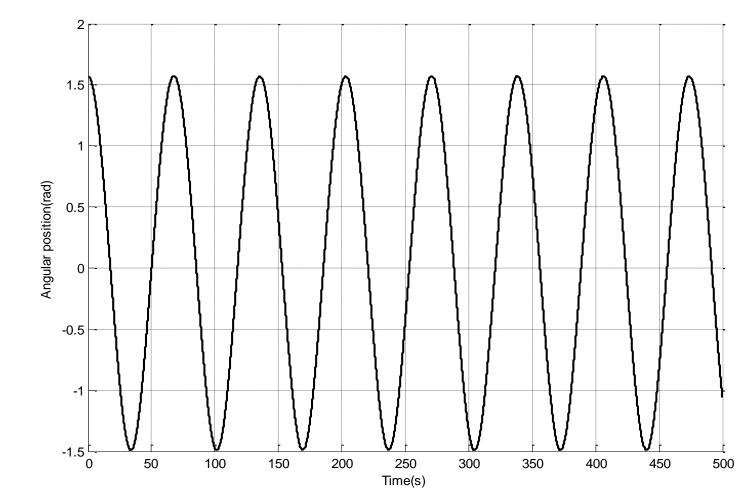


19 Уравнение движения спутника

- lacktriangle Суммарный дипольный момент: $\overrightarrow{m} = \overrightarrow{m_1} + \overrightarrow{m_2}$
- $(6) \rightarrow J\ddot{\psi} + m_1 B_0 \sin\psi + m_2 B_0 \cos\psi = 0 \rightarrow J\ddot{\psi} = -m_1 B_0 \sin\psi m_2 B_0 \cos\psi$ (7)

• Проинтегрируем (7):

$$m_1=I_1 SN=0.4 Am^2$$
 $m_2=I_2 SN=0~Am^2$
 $\psi_0=rac{\pi}{2}$, $\omega_0=0$ град.
 $J=0.005~\mathrm{K}\Gamma~\mathrm{M}^2$



■ Вектор коррекции ошибки ориентации спутника можно представить в виде:

$$m = K_{\pi}\omega + K_{o}\varepsilon \tag{8}$$

где: К_д, К_о - коэффициенты демпфирующего и ориентирующего моментов;

є – угловое отклонение КА от заданного положения

— Йеобходимый дипольный момент:

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} \mathbf{L}_{\mathbf{x}} \\ \mathbf{L}_{\mathbf{y}} \\ \mathbf{L}_{\mathbf{z}} \end{bmatrix} = \frac{\mathbf{m} \times \mathbf{B}}{|\mathbf{B}|} = \mathbf{m} \times \mathbf{b} = \begin{bmatrix} \mathbf{m}_{\mathbf{y}} \mathbf{b}_{\mathbf{z}} - \mathbf{m}_{\mathbf{z}} \mathbf{b}_{\mathbf{y}} \\ \mathbf{m}_{\mathbf{z}} \mathbf{b}_{\mathbf{x}} - \mathbf{m}_{\mathbf{x}} \mathbf{b}_{\mathbf{z}} \\ \mathbf{m}_{\mathbf{x}} \mathbf{b}_{\mathbf{y}} - \mathbf{m}_{\mathbf{y}} \mathbf{b}_{\mathbf{x}} \end{bmatrix}$$

где $b = \frac{B}{|B|}$ – нормированный вектор индукции поля в связанной системе координат.

■ Получаем дипольные моменты для первой и второй катушки:

$$L_{x} = m_{y}b_{z} - m_{z}b_{y}$$

$$L_{y} = m_{z}b_{x} - m_{x}b_{z}.$$
(9)

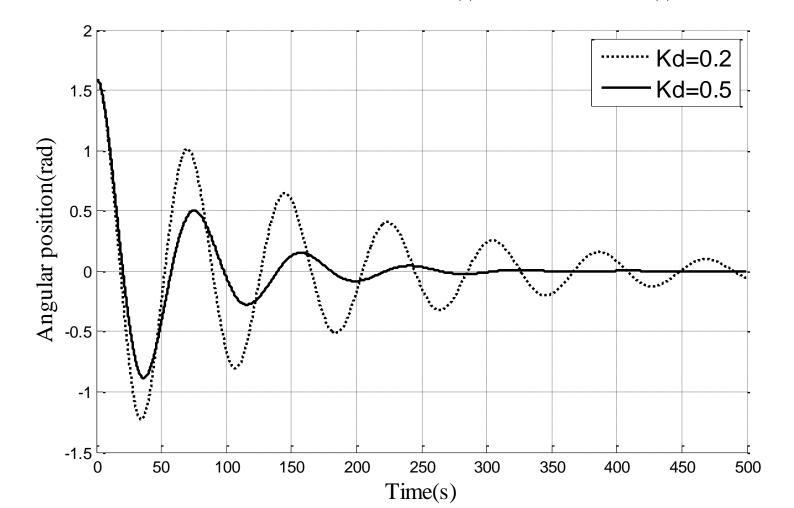
при небольших углах, вектор индукции в связанной системе координат можно приблизительно записать:

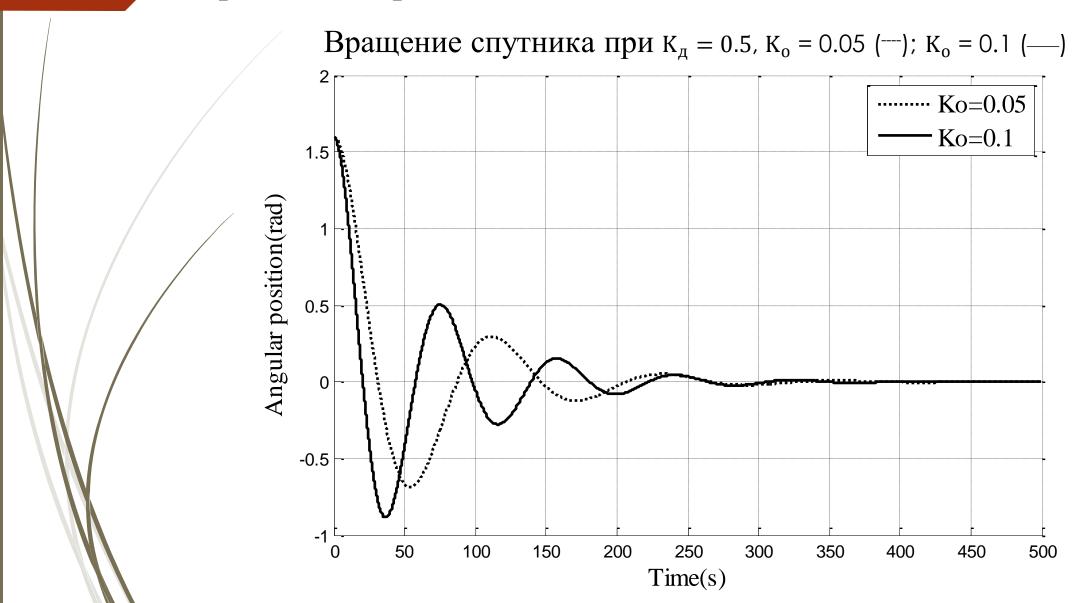
$$B = A(\phi, \theta, \psi)B^{0} = \begin{bmatrix} 1 & \psi & -\theta \\ -\psi & 1 & \phi \\ \theta & -\phi & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B^{0}_{x} \\ B^{0}_{y} \\ B^{0}_{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B^{0}_{x} + \psi B^{0}_{y} \\ -\psi B^{0}_{x} + B^{0}_{y} \\ \theta B^{0}_{x} - \phi B^{0}_{y} \end{bmatrix}.$$

$$b_{x} = \frac{B_{x}}{|B|} = \frac{B^{0}_{x} + \psi B^{0}_{y}}{|B|}.$$

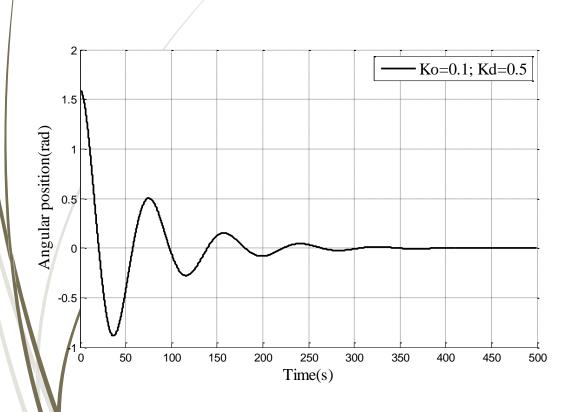
$$b_{y} = \frac{-\psi B^{0}_{x} + B^{0}_{y}}{|B|}.$$

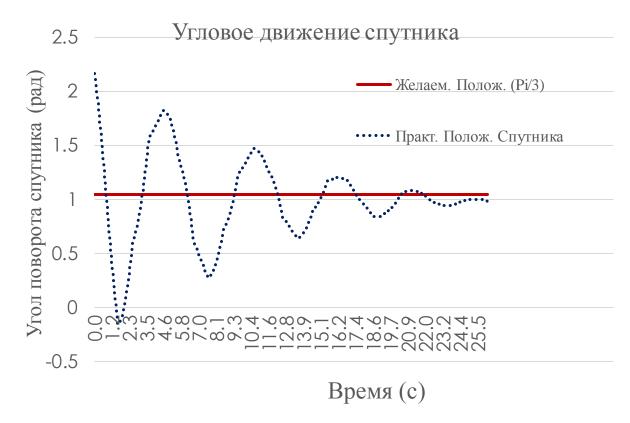
Вращение спутника при $K_0 = 0.1$ и $K_A = 0.2$ (---), $K_A = 0.5$ (----)





Сравнение результатов





Ошибка ориентации ≈ 0.17 рад



Выводы

- Изучен принцип магнитного управления малыми космическими аппаратами, подробно рассмотрены его особенности, достоинства и недостатки.
- Выбрана конструкция и проведены расчеты электрических, магнитных рараметров, также создан имитатор поля.
- Проведены расчеты параметров токовых катушек и создана система магнитного управления спутника.
- Вывод уравнение движения спутника, проведен анализ движения спутника.
- ▶ Реализован закон управления спутника при стабилизации КА относительно МПЗ, проведены эксперименты.

Литературы

- 1. M. Pastena and M. Grassi, Optimum Design of a three-axis Magnetic Field Simulator, IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, Vol.38, No.2, April 2002, pp.488-501.
- 2. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М., «Машиностроение», 1975, 248с.
- 3. Д.В. Сивухин. Общий курс физики. Учебное пособие: для вузов. В 5 т. Т.Ш. Электричество. 4-е изд., стереот. М.: Физматлит; Издательство МФТИ, 2002 г, 656 с.
- 4. Айзерман М.Ф. Классическая механика. «Наука» Изд.; М, 1980г, 368 с.
- 5. Овчинников М.Ю., Цветков Е.А. Москва, 2005 Проектирование имитатора геомагнитного поля в составе лабораторного стенда для отработки способов управления ориентацией микроспутников.
- 6. П.Л. Калантаров, Л.А. Цейтлин. Расчет индуктивностей: Справочная книга. 3-е изд., переработанное и дополненное. Л.: Энергоатомиздат, Ленинградское отделение, 1986 г, 488 с.
- 7. Active magnetic control system for gravity gradient stabilized spacecraft. Francois Martel, Parimal K.Pal and Mark Psiaki, Cornell University
- 8. Control systems, robotics and automation Vol. II PID Control Araki M.
- 9. Севастьянов Н.Н., Бранец В.Н., Панченко В.А., Казинский Н.В., Кондрации Т.В., Негодяцев С.С. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли. Труды МФТИ No3, том 1. -2009.
- 10. Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2003.
- 11. Ziegler, J.G & Nichols, N. B. (1942). "Optimum settings for automatic controllers". Transactions of the ASME 64.
- 12. Euston, M.; Coote, P.; Mahony, R.; Kim, J.; Hamel, T. A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV. In Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Acropolis Convention Center, Nice, France, 22–26 September 2008.

Спасибо за внимание!