Наука и Образование МГТУ им. Н.Э. Баумана

Сетевое научное издание ISSN 1994-0408 Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. № 12. С. 463–479.

DOI: 10.7463/1214.0752094

Представлена в редакцию: 24.12.2014

© МГТУ им. Н.Э. Баумана

УДК 629.78

Постоянный магнит как средство разгрузки маховиков космического аппарата

Симоньянц Р. П.^{1,*}, Галкин Д. И.²

* <u>akf_dekan@mail.ru</u>

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия ²ОАО «ВПК «НПО машиностроения», Реутов, Россия

Рассмотрена система магнитной разгрузки гироскопических исполнительных органов (маховиков) системы управления ориентацией и стабилизации космического аппарата на орбите Земли. Вместо трёх ортогонально расположенных электромагнитных приводов используется один постоянный магнит. От традиционных систем она отличается простотой реализации и экономичностью. Принцип действия системы иллюстрируется численным примером.

Ключевые слова: гироскопические исполнительные органы, маховики, магнитная система разгрузки, постоянный магнит

Введение

В системах управления ориентацией долговременных космических аппаратов (КА) обычно применяют инерционные исполнительные органы (ИИО) – двигатели-маховики и силовые гироскопы. Они не расходуют рабочего тела, поскольку создают внутренние управляющие моменты, но, парируя внешние возмущения, накапливают кинетический момент. Для поддержания работоспособности системы управления ИИО периодически разгружают, сбрасывая накопленный кинетический момент. Разгрузку осуществляют, прикладывая к корпусу КА моменты от внешних силовых полей или от реактивных двигателей [1, 2]. Часто эту задачу решает второй контур управления.

Применение во втором контуре реактивных двигателей сопряжено с затратами рабочего тела. Поэтому в длительных полётах предпочтение отдают способам разгрузки, использующим, как правило, гравитационные или магнитные поля. Алгоритмы управления процессом разгрузки формируют на основе информации о состоянии ИИО и о состоянии корпуса КА, стремясь обеспечить минимальную массу всей системы управления при максимальной простоте её реализации. Разгрузка возможна и без применения второго контура управления, за счёт, например, использования гравитационных моментов в процессе определённого маневра КА относительно центра масс. Для этого необходимо, чтобы КА имел такой тензор инерции, который при поворотах связанных осей координат относительно орбитальных осей на углы $< \pi/4$ обеспечит гравитационный момент, заведомо превышающий суммарный возмущающий момент в состоянии номинальной ориентации. Такая идея была успешно реализована в проекте орбитальной станции США «Скайлэб» (1973 г.) [3]. Подобный подход к разгрузке применим, когда в программе функционирования КА предусмотрены участки движения по орбите с произвольной ориентацией связанных осей. Например, манёвры разгрузки ИИО на борту «Скайлэб» выполнялись только в нерабочее ночное время.

В настоящее время проблема разгрузки накопленного ИИО кинетического момента без расхода рабочего тела сохраняет свою актуальность. В работах [4, 5, 6, 7] академик Микрин Е.А. и профессор Зубов Н.Е. с соавторами представили полученные ими результаты исследований этой проблемы. Синтез управления разгрузкой кинетического момента инерционных исполнительных органов космического аппарата за счёт использования гравитационных моментов выполнен ими в аналитическом виде. Полученные зависимости однозначно определяются параметрами орбиты, компонентами тензора инерции КА и учитывают ограничения на управление, обусловленные конструкцией ИИО. Они позволяют формировать закон управления для каждого такта бортовой ЭВМ.

Большое число исследований посвящено разработке систем управления ориентацией и стабилизации инерционными исполнительными органами с разгрузкой при помощи управляемых магнитных систем [14-19]. В работах [14], [15] представлены результаты исследований и практической разработки системы управления силовыми гироскопами, магнитными приводами и электрореактивными двигателями. Отмечено, что за счет эффективного использования магнитных приводов достигается экономичность всей системы.

Три токовые катушки управляемого магнитного привода включены также в состав исполнительных органов системы управления ориентацией микроспутника «Чибис-М», выведенного на орбиту в 2012 г. Их успешную работу совместно с шестью управляющими двигателями-маховиками подтвердили лётные испытания [17]. Ряд разработок таких систем защищены патентами [18, 19].

В данной статье обсуждается новый подход в вопросе построения системы магнитной разгрузки ИИО, отличающийся простотой реализации.

Магнитные системы сброса кинетического момента

В тех случаях, когда эллипсоид инерции КА близок к сфере, т.е. диагональные компоненты тензора инерции примерно одинаковы, гравитационная разгрузка практически невозможна. В этом случае используют специальные устройства, усиливающие эффект силового взаимодействия КА с окружающими полями, например, магнитные приводы.

Обычно магнитные приводы, закреплённые на КА параллельно связанным осям 0*xyz*, играют роль исполнительных органов второго контура управления ориентацией. Совместно с трёхкомпонентным магнитометром и комплексом измерительной и преобразующей аппаратуры они составляют магнитную управляющую систему. Существует большое число реализованных проектов магнитных систем управления КА различного назначения, сведения о которых достаточно полно отражены в литературе, например в [8, 9, 10, 12].

Магнитная система способна функционировать автономно, создавая управление

$$\bar{M}_m = \bar{P} \times \bar{B} \,, \tag{1}$$

где \overline{M}_{m} – вектор управляющего момента с проекциями $\{M_{m,x}, M_{m,y}, M_{m,z}\}$ на связанные оси; \overline{P} – вектор магнитного момента, компоненты которого $\{P_x, P_y, P_z\}$ по связанным осям КА создаются неуправляемыми магнитными приводами; \overline{B} – вектор магнитной индукции Земли, компоненты которой $\{B_x, B_y, B_z\}$ измеряются магнитометром или для каждого положения КА на заданной орбите вычисляются приближенно, например, по уравнениям дипольной модели [8], сначала в проекциях $\{B_{x_0}, B_{y_0}, B_{z_0}\}$ на оси орбитальной системы координат $0x_0y_0z_0$, затем через кватернионы или матрицу направляющих косинусов $[a_{ii}]$ – на оси 0xyz.

Управляющий момент может быть создан и при помощи постоянного магнита в кардановом подвесе [10]. Магнит ориентируется по силовым линиям магнитного поля Земли подобно магнитной стрелке компаса. Ортогонально расположенные управляющие катушки на корпусе КА, взаимодействуя с магнитом, создают относительно связанных осей управляющие моменты $\{M_{m,x}, M_{m,y}, M_{m,z}\}$.

Как следует из (1), создать управляющий момент относительно направления вектора \overline{B} невозможно. Это в равной мере относится и к системе с магнитными катушками, и к системе с постоянным магнитом в кардановом подвесе. Однако, поскольку положение \overline{B} относительно орбитальной системы координат в процессе движения меняется, то для каждой связанной оси КА практически всегда можно указать такие участки орбиты, на кото-

Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана

рых могут быть созданы ненулевые управляющие моменты. Для целей автономного управления ориентацией такая система представляет ограниченный интерес, но для разгрузки ИИО она широко применяется.

Модификация системы магнитной разгрузки

Существенный недостаток применяемых на практике магнитных систем разгрузки ИИО – необходимость второго контура управления, требующего дополнительного бортового оборудования и сложного алгоритмического обеспечения. Покажем возможность радикального упрощения сброса накопленного кинетического момента за счет применения нерегулируемой магнитной системы.

Идея модификации заключается в следующем. Допустим, что ИИО – три одноосных маховика с кинетическими моментами $\{L_x, L_y, L_z\}$, которые обеспечивают требуемую ориентацию КА, располагая ресурсом max $L_i = \pm L_p$, $i \in \overline{1,3}$. При $|L_i| \Rightarrow \eta_i \cdot L_p$, $0 < \eta_i < 1$, система управления переводится в режим разгрузки маховиков. Предусмотрен перевод системы в режим магнитной ориентации: маховик, имеющий min_{$i \in \overline{1,3}$} |L_i|, ориентируется по вектору индукции \overline{B} геомагнитного поля. Два других маховика занимают положение $\approx \pi/2$ к направлению \overline{B} и переключаются в режим сброса кинетического момента.

В режиме разгрузки осуществляется пассивная магнитная стабилизация КА. Закон управления маховиками реализует активное демпфирование движений, обеспечивая требуемое качество процесса разгрузки. Разгружающий момент торможения \overline{M}_T ограничивается требованиями динамики: устанавливается динамическое равновесие, угол статического отклонения в котором не должен превосходить определённой величины.

Математическая модель

Введём правые декартовые оси координат с началом в центре масс КА: 0xyz - cвя-занная система координат (ССК) и $0x_0y_0z_0 - орбитальная система координат (ОСК). Рас$ смотрим упрощенную динамическую модель:

$$\begin{cases} \frac{d\bar{K}}{dt} = \bar{M}_g + \bar{M}_m - \frac{d\bar{L}}{dt} - \bar{\omega} \times (\bar{K} + \bar{L}), \\ \bar{M}_g = 3\omega_*^2 \bar{e}_r \times J \cdot \bar{e}_r, \\ \bar{M}_m = \bar{P} \times \bar{B}, \\ \frac{dL_i}{dt} = M_{ui} - \kappa_i \cdot L_i, \end{cases}$$

$$(2)$$

Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана

где $\bar{K} = J\bar{\omega}$ – кинетический момент корпуса КА; $J = \|J_{ij}\|$, i, j = x, y, z – тензор инерции КА; $\bar{e}_r = \bar{r} \cdot r^{-1}$ – единичный вектор местной вертикали, \bar{r} – радиус вектор центра масс КА; $\bar{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости КА $\bar{\omega} = \bar{\omega}' + \bar{\omega}_*$; $\bar{\omega}'$ – угловая скорость относительно осей ОСК; $\bar{\omega}_*$ – угловая скорость ОСК (на круговой орбите $\omega_* = \sqrt{\mu/r^3} = const$, μ – гравитационный параметр); \bar{M}_g – гравитационный момент; \bar{M}_m – крутящий момент от взаимодействия магнитного поля Земли и магнитного привода; $\bar{L}_i =_i \bar{\omega}I_i$ – кинетический момент маховика, I_i – его момент инерции; k_i – коэффициент вентиляционного момента; M_{ui} – управляющий момент маховика; \bar{P} – магнитный момент магнитного привода.

Компоненты $\{B_x, B_y, B_z\}$ вектора магнитной индукции геомагнитного поля \overline{B} измерять не требуется, поскольку для заданной орбиты априори известны приближенные значения их проекций $\{B_{x_0}, B_{y_0}, B_{z_0}\}$ на орбитальные оси. Для оценки динамических свойств магнитной разгрузки ограничимся той точностью, которую доставляет дипольная модель геомагнитного поля [8]:

$$\begin{bmatrix} B_{x_0} B_{y_0} B_{z_0} \end{bmatrix}^T = B_{y_0} \cdot \begin{bmatrix} \cos u \cdot \sin i & |-2\sin u \cdot \sin i| - \cos i \end{bmatrix}^T,$$
(3)

где $B_{_{9r}} = B_{_{90}} \cdot (r/r_0)^{-3}$ – индукция поля в точке орбиты радиуса *r* над поверхностью геомагнитного экватора, r_0 – радиус Земли; $B_{_{90}}$ – индукция поля на поверхности геомагнитного экватора (0,315 Γc); *i* – наклонение орбиты, *u* – аргумент широты.

Задав положение связанной системы координатных осей относительно орбитальных матрицей направляющих косинусов $\|a_{ij}\|$, найдём проекции \overline{B}_i , $i = \overline{1,3}$

$$\begin{bmatrix} B_x B_y B_z \end{bmatrix}^T = \|a_{ij}\| \cdot \begin{bmatrix} B_{x_0} B_{y_0} B_{z_0} \end{bmatrix}^T.$$
(4)

Динамические уравнения (2) составлены в предположении, что доминирующее влияние на движение системы оказывают, помимо управляющих моментов, гироскопические моменты, гравитационные моменты \overline{M}_g и моменты сил магнитного взаимодействия \overline{M}_m . В установившихся режимах гравитационные моменты, обусловленные недиагональностью тензора инерции $J = \|J_{ij}\|$, т.е. асимметрией распределения масс, приводят к накоплению маховиками кинетических моментов. Вентиляционные моменты маховиков $\kappa_i \cdot L_i$ накопления не дают, поскольку являются внутренними моментами.

В соответствии с тензором инерции

$$J = \begin{bmatrix} J_{x} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_{y} & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & J_{z} \end{bmatrix}.$$
 (5)

компоненты кинетического момента приобретают более сложную структуру формул

$$\begin{bmatrix} K_{x} \\ K_{y} \\ K_{x} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_{x}\omega_{x} - J_{xy}\omega_{y} - J_{xz}\omega_{z} \\ J_{y}\omega_{y} - J_{yz}\omega_{z} - J_{yx}\omega_{x} \\ J_{z}\omega_{z} - J_{zx}\omega_{x} - J_{zy}\omega_{y} \end{bmatrix},$$
(6)

а угловая скорость орбитального движения даёт постоянные составляющие

$$\begin{bmatrix} K_x^* & K_y^* & K_z^* \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} -J_{xz}\omega_* & -J_{yz}\omega_* & +J_z\omega_* \end{bmatrix}^T.$$
 (6a)

Это принципиально меняет характер поведения системы по сравнению со случаем диагонального тензора инерции.

Компоненты вектора \overline{M}_{g} для произвольного положения ССК имеют значения:

$$\begin{bmatrix} M_{gx} \\ M_{gy} \\ M_{gz} \end{bmatrix} = -3\omega_{*}^{2} \begin{bmatrix} (J_{y} - J_{z})a_{22}a_{32} + (J_{xz}a_{22} - J_{xy}a_{32})a_{12} + J_{yz}(a_{22}^{2} - a_{32}^{2}) \\ (J_{z} - J_{x})a_{32}a_{12} + (J_{yx}a_{32} - J_{yz}a_{12})a_{22} + J_{xz}(a_{32}^{2} - a_{12}^{2}) \\ (J_{x} - J_{y})a_{12}a_{22} + (J_{zy}a_{12} - J_{zx}a_{22})a_{32} + J_{yx}(a_{12}^{2} - a_{22}^{2}) \end{bmatrix}.$$
(7)

Моменты силового взаимодействия магнитного привода КА с геомагнитным полем в соответствии с (1) определяются соотношениями:

$$\begin{bmatrix} M_{mx} \\ M_{my} \\ M_{mz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_y B_z - P_z B_y \\ P_z B_x - P_x B_z \\ P_x B_y - P_y B_x \end{bmatrix},$$
(8)

где компоненты $\{B_x, B_y, B_z\}$ вычисляются из (3), (4), а компоненты $\{P_x, P_y, P_z\}$ включаются по алгоритму разгрузки маховиков.

Для численного интегрирования динамических уравнений кинематику движения зададим в кватернионной записи:

$$2\mathbf{q} = \mathbf{q} \circ \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}^* \circ \mathbf{q} \tag{9a}$$

Через параметры Родрига-Гамильтона уравнение (9а) принимает вид:

$$2\dot{q}_{0} = -\left[q_{1}\left(\omega_{x}-\omega_{x}^{*}\right)+q_{2}\left(\omega_{y}-\omega_{y}^{*}\right)+q_{3}\left(\omega_{z}-\omega_{z}^{*}\right)\right],$$

$$2\dot{q}_{1} = q_{0}\left(\omega_{x}-\omega_{x}^{*}\right)+q_{2}\left(\omega_{z}+\omega_{z}^{*}\right)-q_{3}\left(\omega_{y}+\omega_{y}^{*}\right),$$

$$2\dot{q}_{2} = q_{0}\left(\omega_{y}-\omega_{y}^{*}\right)+q_{3}\left(\omega_{x}+\omega_{x}^{*}\right)-q_{1}\left(\omega_{z}+\omega_{z}^{*}\right),$$

$$2\dot{q}_{3} = q_{0}\left(\omega_{z}-\omega_{z}^{*}\right)+q_{1}\left(\omega_{y}+\omega_{y}^{*}\right)-q_{2}\left(\omega_{x}+\omega_{x}^{*}\right),$$
(96)

Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана

где $\mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_0 & q_1 & q_2 & q_3 \end{bmatrix}^T$ – кватернион поворота из орбитальной системы координат в связанную, q_0 – скалярный компонент кватерниона, $\overline{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix}$ – абсолютная угловая скорость КА, $\overline{\omega}_* = \begin{bmatrix} \omega_x^* & \omega_y^* & \omega_z^* \end{bmatrix}$ – угловая скорость движения орбитальных осей.

Четырьмя параметрами (9б) однозначно определяется ориентация связанных осей. Для вычисления $\begin{bmatrix} B_x & B_y & B_z \end{bmatrix}$ используем матрицу направляющих косинусов $\|a_{ij}\|$, $i, j = \overline{1,3}$, компоненты которой выражаются через параметры Родрига-Гамильтона [13]:

$$a_{11} = q_1^2 + q_0^2 - q_2^2 - q_3^2, \ a_{12} = 2(q_1q_2 + q_0q_3), \ a_{13} = 2(q_1q_3 - q_0q_2),$$

$$a_{21} = 2(q_1q_2 - q_0q_3), \ a_{22} = q_2^2 + q_0^2 - q_1^2 - q_3^2, \ a_{23} = 2(q_2q_3 + q_0q_1),$$

$$a_{31} = 2(q_1q_3 + q_0q_2), \ a_{32} = 2(q_2q_3 - q_0q_1), \ a_{33} = q_3^2 + q_0^2 - q_1^2 - q_2^2.$$
(10)

Угловые отклонения φ_i через направляющие косинусы a_{ij} зададим кинематической схемой ракетной системы конечных поворотов в последовательности:

 $\varphi_3 \rightarrow \varphi_2 \rightarrow \varphi_1$ (тангаж, курс, крен). Обозначив $\sin \varphi_i = s_i, \cos \varphi_i = c_i$, будем иметь:

$$\|a_{ij}\| = \begin{vmatrix} a_{11} = c_3c_2, & a_{12} = s_3c_2, & a_{13} = -s_2 \\ a_{21} = -c_1s_3 + s_1s_2c_3, & a_{22} = c_1c_3 + s_1s_2s_3, & a_{23} = s_1c_2 \\ a_{31} = c_1s_2c_3 + s_1s_3, & a_{32} = c_1s_2s_3 - s_1c_3, & a_{33} = c_1c_2. \end{vmatrix}$$

Алгоритм разгрузки

Управляющие моменты маховиков $\{M_{ux}, M_{uy}, M_{uz}\}$ в уравнениях (2) создаются в соответствии с алгоритмом стабилизации и разгрузки, который сформирован логически на основе физического анализа управляемого процесса ($\forall i = x, y, z$):

$$M_{ui} = k_{1i} \left(L_i \right) \cdot \varphi_i + k_{2i} \cdot \omega'_i + M_{ci} \left(L_i \right), \tag{11}$$

$$k_{1i}(L_i) = \begin{cases} k_{1i} & \forall |L_i| \le \eta_i \cdot L_{ip}, \\ 0 & \forall |L_i| > \eta_i \cdot L_{ip}, \quad \beta_i \le \varepsilon_{\beta_i}, \ 0 < \eta_i < 1. \end{cases}$$
(11a)

$$M_{ci}(L_i) = \begin{cases} 0 \quad \forall |L_i| \le \eta_i \cdot L_p, \\ -m_{ci}(t-\tau) \cdot \operatorname{sgn}(L_i) \quad \forall |L_i| > \eta_i \cdot L_p, \ \beta_i \le \varepsilon_{\beta_i}, \quad 0 < \eta_i < 1, \end{cases}$$
(116)

$$\beta_x = \frac{B_{x_0}}{\sqrt{B_{x_0}^2 + B_{y_0}^2 + B_{z_0}^2}}, \quad \beta_y = \frac{B_{y_0}}{\sqrt{B_{x_0}^2 + B_{y_0}^2 + B_{z_0}^2}}, \quad \beta_z = \frac{B_{z_0}}{\sqrt{B_{x_0}^2 + B_{y_0}^2 + B_{z_0}^2}}, \quad (11c)$$

где φ_i – угловые отклонения по *i* - каналу управления; $k_{1i}(L_i)$ – коэффициент усиления по углу, принимающий значения $\{0, k_{1i}\}$ в зависимости от величины кинетического момента L_i ; L_{ip} – предельное значение L_i ; η_i – коэффициент запаса по насыщению маховика; m_{ci} – значение момента торможения маховика; β_i – косинусы углов между направлением геомагнитного поля и соответствующей осью ОСК; τ – программная задержка по времени включения тормозящего момента; ε_{β_i} – пороговое значение относительной величины магнитной индукции в направлении *i*-оси ОСК.

При условии $|L_i| \leq \eta_i \cdot L_{ip}$ система управления *i* - канала реализует номинальный режим стабилизации по линейному закону с коэффициентом восстанавливающего момента k_{1i} и коэффициентом демпфирования k_{2i} . Когда L_i принимает пороговое значение $\eta_i \cdot L_{ip}$, система вступает в режим ожидания разгрузки. Логика ожидания основана на условии выбора участка полётной траектории, на котором одна из осей маховиков, имеющего минимальное значение L_i , по направлению совпадет с геомагнитным полем. Тогда два других маховика займут благоприятное для разгрузки положение.

Разрешает разгрузку условие $\beta_i \leq \varepsilon_{\beta_i}$, отражающее требование обеспечения ортогональности осей разгружаемых маховиков к направлению геомагнитного поля. При этом коэффициенты линейного восстанавливающего момента обнуляются ($k_{1i} = 0$) и система переходит в режим пассивной геомагнитной стабилизации.

Задержка *т* выбирается из условий окончания переходных процессов после переключения с режима номинальной стабилизации в режим пассивной магнитной стабилизации с активным демпфированием маховиками. После разгрузки система возвращается в режим номинальной стабилизации.

Номинальный режим стабилизации

Установившийся режим характеризуется состоянием КЛА: $a_{ij} = 1 \forall i = j, a_{ij} = 0 \forall i \neq j; \varphi_i = 0 \forall i = x, y, z; \omega_x = \omega_y = 0, \omega_z = -\omega_*$. Простой и наглядный вид имеет частное аналитическое решение по каналу тангажа: постоянная составляющая гравитационного момента, обусловленная недиагональностью тензора инерции (произведением инерции J_{xy}), приводит к систематическому росту величины кинетического момента по линейному закону:

$$L_{3}(t) = L_{30} - 3J_{xy} \omega_{*} \cdot t, \qquad (12)$$

где $L_{30} = L_3(0)$ – начальное значение кинетического момента маховика.

Если начальному состоянию предшествовал переходный процесс, то L_{30} определяется кинетическим моментом КА, т.е. его начальной угловой скоростью $\omega_{z0} = \omega_z(0)$: $L_{z0} \approx K_z(0) = J_z \omega_{z0}$. Расчётное время до наступления режима ожидания разгрузки в соответствии с алгоритмом разгрузки и формулой (12) равно:

$$T_{z\eta} = \left(\left| \eta \cdot L_{z\rho} \right| - \left| L_{z0} \right| \right) \cdot \left(3J_{xy} \omega_* \right)^{-1} \cdot$$
(13)

И в общем случае, если учесть и другие возмущающие моменты, оказывающие существенное влияние на динамику процесса управления, придём к аналогичному результату: накопление кинетического момента маховика канала тангажа происходит со скоростью, равной постоянной составляющей суммарного возмущающего момента внешних сил.

Коэффициент запаса по насыщению η_z выбирается, исходя из требования гарантии нормального функционирования системы до наступления благоприятных условий для разгрузки. Очевидно, допустимая величина времени ожидания разгрузки в рассматриваемой системе определяется формулой:

$$T_{z,1-\eta} = \left(\left| (1-\eta) \cdot L_{zp} \right| - \left| L_{z0} \right| \right) \cdot \left(3J_{xy} \omega_* \right)^{-1}.$$
(14)

По каналам крена и курса на поведение маховиков большое влияние оказывают гироскопические моменты, обусловленные вращением орбитальных осей со скоростью ω_* . Взаимосвязанные движения маховиков имеют периодический характер с круговой частотой ω_* . При этом величины $L_i(t), i = 1, 2$ могут быть ограниченными, т.е. max $L_i(t) < \eta_i \cdot L_{ip}$, но затраты на перекачивание кинетических моментов между каналами могут привести к недопустимо большому расходу энергии. Поэтому, как и в случае канала тангажа, маховики крена и курса также нуждаются в разгрузке.

Динамика разгрузки нерегулируемыми магнитами.

В соответствии с алгоритмом (11, 11а-с) при выполнении условия $\beta_i \leq \varepsilon_{\beta_i}$ ожидающие разгрузки маховики переключаются в режим демпфирования, и подключается нерегулируемый магнит, вектор магнитной индукции которого близок или совпадает по направлению с вектором \overline{B} . КА переходит в режим магнитной стабилизации. Начальные отклонения стабилизируемой по магнитному полю оси КА под действием восстанавливающих

моментов, обусловленных взаимодействием магнитных полей, приходят в колебательное движение. Колебания гасят маховики.

После окончания переходных процессов, на которые алгоритмом разгрузки отведено расчётное время τ , маховики переходят в режим торможения, сохраняя при этом функции демпфирования. Величина тормозного момента M_{ic} выбирается из условий ограничений, накладываемых на угол статического отклонения оси магнита от вектора \overline{B} .

Включение момента M_{ic} возбуждает переходные процессы, которые, затухая под действием маховиков, приходят к стационарному состоянию, отвечающему равновесному положению в соответствии с формулой:

$$M_{ic} = P \cdot B \cdot \sin \alpha \,. \tag{14}$$

К величинам M_{ic} и *P* предъявляется требование: при минимальных значениях модуля вектора геомагнитной индукции B_{min} угол α не превышает допустимого значения α_m . Поскольку в режим торможения могут быть переведены одновременно два маховика, то сформулированное требование принимает вид:

$$P \ge \frac{\sqrt{2M_c}}{B_{\min} \sin \alpha_m}.$$
(15)

Численное моделирование.

В качестве тестового примера рассмотрим случай КА на круговой орбите, радиус которой $r = 6871, 2 \ \kappa m$, наклонение $i = 70^{\circ}$. КА имеет тензор инерции $J = diag (10, 8, 11) \ \kappa z \cdot m^2$.

Предполагаем, что в начальный момент времени t = 0 аргумент широты u(0) = 0, ось *Oz* совпадает по направлению с вектором магнитной индукции **B**, кинетический момент маховика по этой оси имеет значение $L_z(0) \approx 0$. Полагаем, что по другим осям кинетические моменты маховиков имеют значения $L_x(0) = 0.85 H \cdot M \cdot c$, $L_y(0) = 0.95 H \cdot M \cdot c$, превышающие предельные значения L_w .

Магнитный момент постоянного магнита имеет значение $P = 3, 1 \ A \cdot m^2$. В режиме сброса кинетических моментов маховиков крена и курса осуществляется пассивная магнитная стабилизация при активном демпфировании маховиками. Коэффициенты усиления

по угловой скорости равны $k_{2x} = 0,5 c$, $k_{2y} = 0,5 c$, $k_{2z} = 2 c$. Допустимое значение угла отклонения оси *Oz* от направления вектора **B** равно $\alpha_m = 60^\circ$.

После разгрузки маховиков осуществляется переход в режим активной ориентации и стабилизации маховиками относительно орбитальной системы координат. Настройки регулятора при этом определяются коэффициентами усиления по углу $k_{1i} = 1$ и по скорости $k_{2i} = 4 c$, где i = x, y, z.

Решение рассматриваемой задачи осуществлялось численным интегрированием методом Эйлера с шагом $\Delta t = 0,1 c$. Результаты моделирования приведены на рис. 1 – 2. На рис. 1 показаны изменения кинетических моментов маховиков (красный график – по оси Ox, синий – по Oy, зеленый – по Oz). Как видно, разгрузка двух маховиков происходит за время порядка 500 *c*.

На рис. 2 представлена зависимость угла между вектором геомагнитной индукции и магнитной осью постоянного магнита $\alpha(t)$. Разгрузка маховиков происходит в момент, когда данный угол достигает значения порядка 44°, что не превышает заданного допустимого значения.



Рис. 1



Рис. 2

Выводы

Показана принципиальная возможность разгрузки двигателей-маховиков космического аппарата с использованием постоянного магнита. После разгрузки маховиков рассматриваемым методом осуществляется переориентация КА в базовую систему координат. В сравнении с методом сброса кинетических моментов инерционных органов с помощью управляемых электромагнитов, рассматриваемая система на базе постоянного магнита практически не требует затрат энергии для разгрузки, но при этом необходима дополнительная работа для переориентации КА. Вопросы качества процессов управления и энергетической эффективности метода требует дополнительных исследований.

Список литературы

- 1. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 600 с.
- 2. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1974. 340 с.

- Кострукчио Б.А., Ирби Дж.Е. Цифровая система управления пространственной ориентацией космической станции «Скайлэб» // Управление в пространстве: сб. Т. 1. М.: Наука, 1975. С. 306-324.
- Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Негодяев С.С., Рябченко В.Н., Богачев А.В., Воробьева Е.А. Синтез трехканальной системы разгрузки кинетического момента инерционных исполнительных органов космического аппарата для круговых орбит // Труды МФТИ. 2013. Т. 5, № 4. С. 18-25.
- 5. Богачев А.В., Воробьева Е.А., Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н., Тимаков С.Н. Разгрузка кинетического момента инерционных исполнительных органов космического аппарата в канале тангажа // Известия РАН. Теория и системы управления. 2011. № 3. С. 132-139.
- 6. Воробьева Е.А., Зубов Н.Е., Микрин Е.А. Безрасходная разгрузка накопленного кинетического момента инерционных исполнительных органов автономного космического аппарата на высокоэллиптической орбите // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 10. Режим доступа: <u>http://engjournal.ru/catalog/it/nav/1072.html</u> (дата обращения 01.11.2014).
- 7. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. Модификация метода точного размещения полюсов и его применение в задачах управления движением КА // Известия РАН. Теория и системы управления. 2013. № 2. С. 118-132.
- 8. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
- 9. Алпатов А.П., Драновский В.И., Салтыков Ю.Д., Хорошилов В.С. Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления. М.: Машиностроение, 1978. 200 с.
- 10. Боевкин В.И., Гуревич Ю.Г., Павлов Ю.Н., Толстоусов Г.Н. Ориентация искусственных спутников в гравитационных и магнитных полях. М.: Наука, 1976. 304 с.
- Микрин Е.А., Зубов Н.Е., Негодяев С.С., Богачев А.В. Оптимальное управление ориентацией космического аппарата на основе алгоритма с прогнозирующей моделью // Труды МФТИ. 2010. Том 2, № 3. С. 189-195.
- 12. Бихман Р.И., Шереметьевский Н.Н. Электромагнитная система сброса кинетического момента для искусственных спутников Земли, ориентированных в орбитальной системе координат // Избранные проблемы прикладной механики: сб. трудов, посвященный 60-летию академика В.Н. Челомея / АН СССР. М.: Наука, 1974. С. 133-142.
- 13. Челноков Ю.Н. Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твёрдого тела и их приложения. Геометрия и кинематика движения. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 512 с.
- 14. Сомов С.Е. Экономная разгрузка силового гироскопического комплекса системы ориентации спутника при широтно-импульсном управлении с запаздыванием // Труды

XII Всероссийского совещания по проблемам управления (ВСПУ-2014) (Москва, 16-19 июня 2014 г.). М.: ИПУ РАН, 2014. С. 3475-3488.

- 15. Somov Ye., Buryrin S., Somov S. Economical attitude and orbit control of information satellites by electromechanical, magnetic and plasma drivers // Proceedings of the 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST). IEEE Publ., 2013. P.1009-1014. DOI: 10.1109/RAST.2013.6581169
- 16. Gerhardt D.T., Palo S.E. Passive Magnetic Attitude Control for CubeSat Spacecraft // 24th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. 2012. P. 1-8. Режим доступа: <u>http://lasp.colorado.edu/home/csswe/files/2012/06/Gerhardt_SSC10_PMAC.pdf</u> (дата обращения 01.11.2014).
- 17. Иванов Д.С., Ивлев Н.А., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Ткачев С.С. Летные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис-М». М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2012. 32 с. (Препринт / ИПМ им. М.В. Келдыша РАН; № 58). Режим доступа: http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2012-58 (дата обращения 01.11.2014).
- 18. Григорьев Ю.И., Халов Г.Г., Кошелев В.А., Никонов А.А., Медников Б.А., Мельников В.Н., Черток М.Б., Клестов С.А., Платонов В.Н., Лимин Г.Ф. Способ магнитной разгрузки инерционных исполнительных органов космического аппарата и устройство для его осуществления: пат. 2070148 Российская Федерация. 1996. 8 с.
- 19. Ковтун В.С. Способ формирования управляющих моментов космического аппарата с магнитоинерционными исполнительными органами, система формирования управляющих моментов космического аппарата с магнитоинерционными исполнительными органами, магнитореологический исполнительный орган: пат. 2051840 Российская Федерация. 1996. 28 с.

Science & Education of the Bauman MSTU

Electronic journal ISSN 1994-0408 Science and Education of the Bauman MSTU, 2014, no. 12, pp. 463–479.

DOI: 10.7463/1214.0752094

Received:

24.12.2014

© Bauman Moscow State Technical Unversity

Permanent Magnet as an Unloading Tool of the Spacecraft Reaction Wheels

R.P. Simonyants^{1,*}, D.I. Galkin²

* <u>akf_dekan@mail.ru</u>

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia ²MIC «NPO Mashinostroyenia», Reutov, Russia

Keywords: gyroscopic actuators, reaction wheels, magnetic discharge system, permanent magnet

The spacecraft orientation and stabilization systems in the Earth orbit often use method of magnetic unloading to unload the inertial actuators (IA), for example reaction wheels. The system of magnetic unloading represents the second contour of orientation control with magnetic drives, i.e. three orthogonally located coils with current. Eliminating the external disturbing moments, reaction wheels accumulate the kinetic moments. Using a certain algorithm to control currents in coils enables torques, which action leads to dumping of the accumulated kinetic moment.

It is shown that the system of magnetic unloading can be significantly simplified, using for this purpose the permanent magnet (PM). In the course of nominal orientation and stabilization with respect to the orbital system of coordinates a PM is not connected with the spacecraft case and is independently guided towards the magnetic field lines.

In unloading mode a PM is rigidly connected with the case to provide a passive magnetic stabilization of the spacecraft. The reaction wheels located normally to the magnetic field lines are unloaded. The braking torques choice is based on the restriction conditions of an angle between the vectors of the PM magnetic moment and a vector of magnetic induction of Earth.

In comparison to the method of dumping kinetic moments by means of electromagnets control, the considered system with a permanent magnet almost does not consume a power for unloading, but the spacecraft reorientation demands an additional work.

Numerical modeling confirmed the basic operability of the system. The issues concerning the quality of process control and power efficiency of proposed method should be further studied.

References

- 1. Raushenbakh B.V., Tokar' E.N. *Upravlenie orientatsiey kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft Attitude Control]. Moscow, Nauka Publ., 1974. 600 p. (in Russian).
- 2. Alekseev K.B., Bebenin G.G. *Upravlenie kosmicheskimi letatel'nymi apparatami* [Spacecraft control]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974. 340 p. (in Russian).

- 3. Castruccio P.A., Irby J.E. All-Digital Attitude Control System for Skylab. In: *Proc. of the 5th IFAC Symposium on Automatic Control in Space*. New York, Pergamon, 1973.
- Zubov N.E., Mikrin E.A., Negodyaev S.S., Ryabchenko V.N., Bogachev A.V., Vorob'eva E.A. Synthesis of the three-channel system unloading kinetic momentum of inertia actuators in a spacecraft in a circular orbit. *Trudy MFTI = Proceedings of MIPT*, 2013, vol. 5, no. 4, pp. 18-25. (in Russian).
- Bogachev A.V., Vorob'eva E.A., Zubov N.E., Mikrin E.A., Misrikhanov M.Sh., Ryabchenko V.N., Timakov S.N. Unloading angular momentum for inertial actuators of a spacecraft in the pitch channel. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2011, no. 3, pp. 132-139. (English translation: *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2011, vol. 50, no. 3, pp. 483-490. DOI: <u>10.1134/S1064230711030075</u>).
- Vorob'eva E.A., Zubov N.E., Mikrin E.A. Desaturation method for accumulated actuator momentum of the spacecraft on high-elliptic orbit without fuel consumption. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii = Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, no. 10. Available at: <u>http://engjournal.ru/catalog/it/nav/1072.html</u>, accessed 01.11.2014. (in Russian).
- Zubov N.E., Mikrin E.A., Misrikhanov M.Sh., Ryabchenko V.N. Modification of the exact pole placement method and its application for the control of spacecraft motion. *Izvestiya RAN*. *Teoriya i sistemy upravleniya*, 2013, no. 2, pp. 118-132. (English translation: *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2013, vol. 52, no. 2, pp. 279-292. DOI: <u>10.1134/S1064230713020135</u>).
- 8. Kovalenko A.P. *Magnitnye sistemy upravleniya kosmicheskimi letatel'nymi apparatami* [Magnetic control systems of space aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975. 248 p. (in Russian).
- 9. Alpatov A.P., Dranovskiy V.I., Saltykov Yu.D., Khoroshilov B.C. *Dinamika kosmicheskikh apparatov s magnitnymi sistemami upravleniya* [Dynamics of spacecraft with magnetic control systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978. 200 p. (in Russian).
- 10. Boevkin V.I., Gurevich Yu.G., Pavlov Yu.N., Tolstousov G.N. *Orientatsiya iskusstvennykh sputnikov v gravitatsionnykh i magnitnykh polyakh* [Orientation of artificial satellites in gravitational and magnetic fields]. Moscow, Nauka Publ., 1976. 304 p. (in Russian).
- 11. Mikrin E.A., Zubov N.E., Negodyaev S.S., Bogachev A.V. Optimal control of spacecraft orbital orientation based on the algorithm with a predictive model. *Trudy MFTI = Proceedings of MIPT*, 2010, vol. 2, no. 3, pp. 189-195. (in Russian).
- 12. Bikhman R.I., Sheremet'evskiy N.N. Electromagnetic system of dump of angular momentum for artificial earth satellites, oriented in the orbital coordinate system. *Izbrannye problemy prikladnoy mekhaniki: sb. trudov, posvyashchennyy 60-letiyu akademika V.N. Chelomeya* [Selected problems of applied mechanics: collected papers dedicated to the 60th anniversary of academician V.N. Chelomey], AS USSR. Moscow, Nauka Publ., 1974, pp. 133-142. (in Russian).

- Chelnokov Yu.N. Kvaternionnye i bikvaternionnye modeli i metody mekhaniki tverdogo tela i ikh prilozheniya. Geometriya i kinematika dvizheniya [Quaternion and one biquaternion models and methods in mechanics of solids and their applications. Geometry and kinematics of movement]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2006. 512 p. (in Russian).
- Somov S.E. Economical unloading of power gyroscopic complex of the system of satellite orientation with pulse-width control with delay. *Trudy 12 Vserossiiskogo soveshchaniia po problemam upravleniia (VSPU-2014)* [Proceedings of the 12 National Conference on Control Problems (VSPU 2014)], Moscow, 16-19 June, 2014. Moscow, Publ. of Institute of Control Sciences of RAS, 2014, pp. 3475-3488. (in Russian).
- Somov Ye., Buryrin S., Somov S. Economical attitude and orbit control of information satellites by electromechanical, magnetic and plasma drivers. *Proceedings of the 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*. IEEE Publ., 2013, pp.1009-1014. DOI: <u>10.1109/RAST.2013.6581169</u>
- 16. Gerhardt D.T., Palo S.E. Passive Magnetic Attitude Control for CubeSat Spacecraft. 24th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. 2012, pp. 1-8. Available at: <u>http://lasp.colorado.edu/home/csswe/files/2012/06/Gerhardt_SSC10_PMAC.pdf</u>, accessed 01.11.2014.
- 17. Ivanov D.S., Ivlev N.A., Karpenko S.O., Ovchinnikov M.Yu., Roldugin D.S., Tkachev S.S. Letnye ispytaniya algoritmov upravleniya orientatsiey mikrosputnika «Chibis-M». Preprint no. 58 ["Chibis-M" Microsatellite Attitude Control Algorithms Flight Testing. Preprint no. 58]. Moscow, Keldysh Institute of Applied Mathematics (Russian Academy of Sciences), 2012. 32 p. Available at: <u>http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2012-58</u>, accessed 01.11.2014. (in Russian).
- 18. Grigor'ev Yu.I., Khalov G.G., Koshelev V.A., Nikonov A.A., Mednikov B.A., Mel'nikov V.N., Chertok M.B., Klestov S.A., Platonov V.N., Limin G.F. *Sposob magnitnoy razgruzki inertsionnykh ispolnitel'nykh organov kosmicheskogo apparata i ustroystvo dlya ego osushchestvleniya* [The method of magnetic unloading of inertial executive bodies of space-craft and the device for its implementation]. Patent RF, no. 2070148, 1996. (in Russian).
- 19. Kovtun V.S. Sposob formirovaniya upravlyayushchikh momentov kosmicheskogo apparata s magnitoinertsionnymi ispolnitel'nymi organami, sistema formirovaniya upravlyayushchikh momentov kosmicheskogo apparata s magnitoinertsionnymi ispolnitel'nymi organami, magnitoreologicheskiy ispolnitel'nyy organ [Method of generation of control moments of spacecraft with magnetic inertial executive bodies, system of generation of control moments of spacecraft with magnetic inertial executive bodies, magneto rheological executive body]. Patent RF, no. 2051840, 1996. (in Russian).