

Работает дефлектор следующим образом. На катушку одного из электромагнитов подается переменное напряжение соответствующей амплитуды и частоты. Создаваемое этим напряжением магнитное поле поворачивает на определенный угол и с определенной частотой якорь-оправу дефлектора, на котором закреплено отражающее зеркало. Другой электромагнит находится под постоянным напряжением и выполняет роль возвратной пружины. Блок управления сканированием 4 формирует необходимые электрические сигналы с целью управления работой дефлекторов. При этом на дефлектор вертикальной развертки подаются сигналы с фиксированной частотой и амплитудой, что обеспечивает работу этого дефлектора с постоянными углом и частотой сканирования. Для горизонтального дефлектора блоком управления вырабатываются сигналы с переменной амплитудой управляющего напряжения в каждом цикле сканирования для обеспечения сканирования луча. Блок управления маяком 5 задает цикличность работы маяка, обеспечивая с целью экономии изотопного источника питания отключение всех устройств на период молчания маяка.

## ЭЛЕКТРОМАГНИТНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Бобин Д.Г., Семкин Н.Д.

Система ориентации космического аппарата надувной сферической конструкции построена следующим образом. В качестве измерителя углового положения КА использованы три феррозондовых датчика, которые размещены так, чтобы их магнитные оси были взаимно перпендикулярны. При этом непосредственно измеряются компоненты вектора магнитной индукции  $B_x$ ,  $B_y$ ,  $B_z$ . Поступающая с феррозондов информация обрабатывается в блоке обработки данных. По контуру шара располагаются три взаимно-перпендикулярных плоских токонесущих контура. По двум из них будет осуществляться активное управление положением КА в пространстве, а по третьему (назовем его полуактивным) будет пропускаться постоянный ток небольшой величины, который и будет задавать направление управления. Полуактивный контур отвечает за наличие восстанавливающего момента, пропорционального углам отклонения. Этот момент старается уменьшить угол отклонения КА. Активные контура дают демпфирующий момент, который ответственен за гашение энергии колебаний КА. Ток в этих контурах существенно больше, чем в полуактивном.

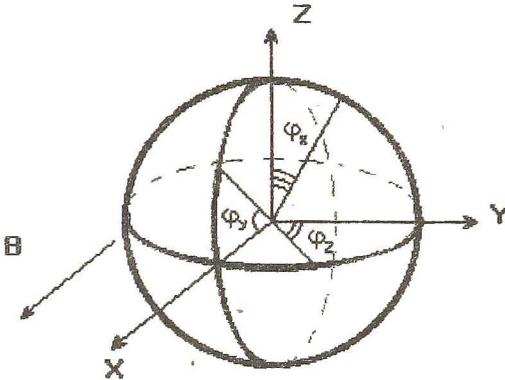


Рис. 1. Ориентация КА в пространстве.

На логике управления мы остановимся позже, а сейчас поясним физические принципы работы исполнительных органов.

Рассмотрим круговой контур с током, находящийся в однородном магнитном поле. Вращательный момент, действующий на контур равен  $M=[L,B]$ , где  $L$  - вектор дипольного магнитного момента,  $B$  - вектор индукции магнитного поля. Причем  $L=ISn$ , где  $S$  - площадь контура,  $I$  - ток, протекающий по контуру,  $n$  - положительная нормаль - нормаль, направление которой связано с направлением тока в контуре правилом правого винта.

Пусть направления векторов  $L$  и  $B$  образуют произвольный угол  $\varphi$ . Модуль вектора  $M$  равен  $M=LB*\sin(\varphi)$ .

Это выражение относится к полуактивному контуру. Ток по нему протекает гораздо меньший, чем по активным контурам, поэтому управление ориентацией первым контуром будет незначительным. Что касается двух других контуров, то здесь ситуация иная. На рис.1. изображена ориентация всех контуров относительно магнитного поля Земли. Видно, что нормаль активных контуров перпендикулярна вектору МПЗ, что соответствует максимуму управления. При повороте КА вокруг осей  $OX, OY, OZ$  образуются углы  $\varphi_x$  - угол крена,  $\varphi_y$  - угол тангажа и  $\varphi_z$  - угол рыскания соответственно. При появлении угла тангажа  $\varphi_y$ , для контура, лежащего в плоскости  $OXZ$  будет справедливо:

$$M_y=LB*\cos(\varphi_y)$$

Таким образом, управляя токами в активных контурах (помня о правиле правого винта), мы можем изменять  $L$ , а следовательно, изменять  $M$ . Поскольку система ориентации нашего КА использует в качестве ориентира направление вектора МПЗ, то в плоскости  $YOZ$  наш спутник оказывается незастабилизированным, потому что не может быть создан момент относительно направления, совпадающего с вектором индукции  $B$

магнитного поля Земли. Для такой стабилизации можно использовать энергию гравитационного поля.

При повороте тела на некоторые углы  $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$  (т.е. повороты вокруг осей  $OX, OY, OZ$  соответственно), на него действует гравитационный момент

$$\left. \begin{aligned} M_x &= 3Gm_s(J_z - J_y)\alpha_{31}\alpha_{32}/R^3 \\ M_y &= 3Gm_s(J_x - J_z)\alpha_{31}\alpha_{32}/R^3 \\ M_z &= 3Gm_s(J_y - J_x)\alpha_{31}\alpha_{32}/R^3 \end{aligned} \right\},$$

где  $G=6.67 \cdot 10^{-11}$  Н\*м<sup>2</sup>/кг<sup>2</sup>-гравитационная постоянная,  $m_s$  - масса Земли,  $R$ -расстояние между центрами масс спутника и планеты,  $J_x, J_y, J_z$ - моменты инерции относительно осей  $OX, OY, OZ$ ,  $\alpha_{31}, \alpha_{32}, \alpha_{33}$  - направляющие косинусы, определяющие взаимное положение орбитальной и связанной систем координат:

$$\left. \begin{aligned} \alpha_{31} &= -\sin(\varphi_y) \cos(\varphi_z) + \cos(\varphi_y) \sin(\varphi_z) \sin(\varphi_x) \\ \alpha_{32} &= \sin(\varphi_y) \sin(\varphi_z) + \cos(\varphi_y) \sin(\varphi_x) \cos(\varphi_z) \\ \alpha_{33} &= \cos(\varphi_y) \cos(\varphi_z) \end{aligned} \right\}$$

Рассмотрим процесс управления подробнее. В первоначальный момент времени КА отклонен на некоторый угол  $\varphi$ , при этом он вращается с какой-то заданной ему при отделении от ракеты-носителя угловой скоростью. На данном этапе работает только полуактивный контур, и чем больше угол, тем больше возвращающий момент. Однако этот контур обладает контур и чем больше угол, тем больше возвращающий момент. Однако этот контур обладает малым ориентирующим моментом, поскольку ток, протекающий по нему достаточно мал. При достижении определенных условий, определяемых функцией управления, включаются, в зависимости от ориентации угла отклонения, активные контура, которые обладают управляющим воздействием большим на два порядка по сравнению с полуактивным контуром. Воздействие активного контура не прекращается до определяемого функцией управления момента времени. Таким образом, он придает корпусу КА возвращающий момент. Далее процесс повторяется до тех пор, когда отклонения КА будет способен демпфировать, а затем и возвращать к нулю один полуактивный контур.

При появлении угла тангажа  $\varphi_y$  управляющий момент относительно  $OY$  определяется следующим образом:

$$M_y = I_1 B S^* \sin(\varphi_y) + \Phi[U(t)] * \Phi_1[U(t)] * I_2 B S^* \cos(\varphi_y).$$

Первый член этого выражения описывает взаимодействие полуактивного контура с МПЗ, а второй член - активного контура. Поскольку активные контура включаются в момент, когда отклонение КА требует активного вмешательства, поэтому в выражении магнитного момента перед вторым членом стоят функции управления  $\Phi[U(t)]$  и  $\Phi_1[U(t)]$  (они будут рассмотрены ниже).

При появлении угла рыскания  $\varphi_z$  момент относительно OZ будет определяться выражением

$$M_z = I_1 BS^* \sin(\varphi_z) + \Phi[U(t)] * \Phi_1[U(t)] * I_3 BS^* \cos(\varphi_z).$$

Вокруг оси OX создать магнитный момент невозможно, поэтому стабилизация угла крена осуществляется только с помощью гравитационного момента. Индексы 1,2,3 обозначают соответственно первый (полуактивный) контур, расположенный в плоскости YOZ, второй (активный), расположенный в плоскости XOY и третий (активный) в плоскости XOZ.

Функции  $\Phi[U(t)]$  и  $\Phi_1[U(t)]$  определяют момент включения активного контура и момент, когда угол отклонения равен  $90^\circ$ , и когда система перебрасывается в другое состояние. Поясним этот момент подробнее. Предположим, что начальные условия оказались такими, что система стабилизации не в состоянии затормозить движение КА. В этом случае при  $\varphi = 90^\circ$  ток в активном контуре меняется на противоположный, заставляя КА вернуться в исходное положение. Если не предусмотреть этого, то при достижении угла в  $90^\circ$  активный контур начинает создавать момент в противоположном направлении и вместо торможения станет ускорять движение КА. Функция  $\Phi_1[U(t)]$  определяется из уравнения:

$$\Phi_1[U(t)] = \begin{cases} 1 & \text{при } \varphi < 90^\circ \\ -1 & \text{при } \varphi \geq 90^\circ \end{cases}$$

$\Phi[U(t)]$  представляет собой релейную зависимость с зоной нечувствительности, поскольку именно такая зависимость позволит работать с наибольшей эффективностью. Она описывается следующим выражением:

$$\Phi[U(t)] = \begin{cases} 1 & \text{при } (U_{\text{ду}} + U_{\text{дус}}) \leq U_{\text{ср}} \\ 0 & \text{при } |U_{\text{ду}} + U_{\text{дус}}| < U_{\text{ср}} \\ -1 & \text{при } (U_{\text{ду}} + U_{\text{дус}}) \geq U_{\text{ср}} \end{cases}$$

где  $U_{\text{ду}}$  и  $U_{\text{дус}}$  определяются как

$$U_{\text{ду}} = K_{\text{ду}} * \varphi, \quad U_{\text{дус}} = K_{\text{дус}} * \omega.$$

$U_{\text{ср}}$  выбирается из условия:

$$\begin{cases} U_{\text{ср}} = U_{\text{ду}} = K_{\text{ду}} * \varphi \\ U_{\text{ср}} = U_{\text{дус}} = K_{\text{дус}} * \omega \end{cases},$$

где  $K_{\text{ду}}$  и  $K_{\text{дус}}$  - коэффициенты пропорциональности, которые определяются из условий погрешности приведения.

Найдем  $U_{\text{ср}}$  исходя из заданной погрешности приведения.  $\varphi = \pm 3^\circ = \pm 0.052$  рад,  $\omega = \pm 1.2 * 10^{-4}$  рад/с. Примем  $K_{\text{ду}} = 1$ , тогда  $U_{\text{ср}} = 0.052$  и  $K_{\text{дус}} = 433$ . Таким образом,  $\Phi[U(t)]$  и  $\Phi_1[U(t)]$  дают разрешение на работу активных контуров с положительным или отрицательным знаком, т.е. определяет направление токов в контурах.

На основе разработанной программы было проведено исследование процесса ориентирования КА. Меняя токи в контурах  $I_1$ ,  $I_2$ ,  $I_3$  и начальные

значения угла отклонения  $\varphi$  и угловой скорости  $\omega$ , можно видеть зависимость времени установления процесса ориентации от каждого из этих параметров. Исследования были проведены для углов поворота вокруг разных осей для спутника массой 50 кг, имеющего диаметр токонесущих контуров 5 м. При этом расчетные моменты инерции были равны  $J_x=J_y=24.3 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ,  $J_z=15.3 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ . Время приведения при начальном отклонении  $15^\circ$ , начальной угловой скорости 0 рад/с и токах  $I_1=1 \text{ мА}$ ,  $I_2=I_3=100 \text{ мА}$  составляет порядка 1000 секунд.

## ПРОВОДИМОСТЬ УДАРНО-СЖАТЫХ МДМ - СТРУКТУР

Барышев Е.Ю.

Изучение процессов, протекающих при взаимодействии высокоскоростных частиц с металлами [1,2], полупроводниками, диэлектриками [3,4], представляет значительный научный и практический интерес в связи с использованием таких материалов в качестве преобразователей физико-химических параметров частиц [5,6], элементов контроля работоспособности частей конструкций космических аппаратов [7]. Теория этих процессов уже создана и для удара бойка в однородную среду существуют методы получения математических моделей.

При ударе бойка о мишень в ней возникает ударная волна, мощность которой зависит от импульса ударяющей частицы. Фронт этой волны в мишени представляет собой полусферу, ее прохождение вызывает выделение энергии, которая идет на увеличение температуры вещества.

В данной работе приводится приложение метода крупных частиц к расчету параметров неоднородной мишени, в частности слоистой МДМ – структуры (металл – диэлектрик – металл). Датчик представляет собой конденсатор с толстым основанием и напыленными на нее диэлектриком и верхней обкладкой. Резкое увеличение проводимости ударносжатых МДМ - структур обусловлено как сжатием вещества, так и термической ионизацией [8]. Ионизация испаренного в результате удара вещества бойка и мишени происходит за счет приложенного к обкладкам конденсатора напряжения порядка 100 В и высокой температуры.

Преобразователи частиц на основе полиметилметакрилата обладают высокой чувствительностью к удару, надежностью и стабильностью характеристик в космических условиях. Для определения проводимости ударносжатых диэлектриков МДМ - структуры как функции времени, параметров частицы решается система уравнений гидродинамики и элект-