

УДК 629.78

## СХЕМА КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИЗМЕРЕНИЙ МАГНИТОМЕТРА И ДАТЧИКА УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКА

Исенгалиева Н. М., Мельник М. Е., Крамлих А. В.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика  
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Высокоточное измерение вектора магнитного поля с помощью дешёвых и малогабаритных феррозондов не представляет никаких технических проблем. Ещё большие возможности по созданию дешёвой малогабаритной аппаратуры для магнитных измерений дают магниторезистивные микросхемы. Магнитометры давно и широко используются в навигационной аппаратуре в качестве измерительных датчиков. Аппаратная простота и дешевизна реализации миниатюрных измерителей магнитного поля Земли (МПЗ) делает идею использовать на наноспутниках для решения задачи определения ориентации.

Трудности использования данных измерения магнитного поля известны – это флуктуации магнитного поля и влияние магнитных полей самого объекта, на котором установлен магнитометр. Эти трудности тем или иным способом преодолеваются. Принципиальной трудностью использования магнитометров в качестве основного источника информации об ориентации наноспутника является невозможность однозначно определить пространственную ориентацию наноспутника по измерениям вектора магнитного поля.

В данной работе рассматривается схема комплексирования показания магнитометра с показаниями датчиков угловых скоростей (ДУС).

Связь вектора напряжённости МПЗ  $\mathbf{H}$  в проекциях на оси связанной системы координат ( $\mathbf{H}_1$ ) с проекциями этого же вектора на оси орбитальной системы координат ( $\mathbf{H}_2$ ) имеет вид [1]:  $\mathbf{H}_1 = \mathbf{M}\mathbf{H}_2$ . (1)

Скорость изменения вектора напряженности МПЗ в ССК ( $\dot{\mathbf{H}}_1$ ) можно записать через значения вектора напряженности МПЗ в ОСК ( $\mathbf{H}_2$ ) и скорость изменения вектора напряженности МПЗ в ОСК ( $\dot{\mathbf{H}}_2$ ) следующим образом:

$$\dot{\mathbf{H}}_1 = \dot{\mathbf{M}}\mathbf{H}_2 + \mathbf{M}\dot{\mathbf{H}}_2. \quad (2)$$

Считая, что орбита круговая, дополним соотношения (2) тремя кинематическими уравнениями, связывающими первые производные по времени Эйлеровых углов  $\alpha_n$ ,  $\phi$  и  $\gamma_a$  (угол прецессии – угол скоростного крена  $\gamma_a$ , угол нутации – пространственный угол атаки  $\alpha_n$ , угол собственного вращения – угол аэродинамического крена  $\phi_n$ ) с проекциями вектора угловой скорости на связанные оси  $\omega_x$ ,  $\omega_y$  и  $\omega_z$  [2]:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\gamma}_a \cos \alpha_n + \dot{\phi}_n + \omega_0 m_{11}, & \omega_y &= \dot{\gamma}_a \sin \phi_n \sin \alpha_n + \dot{\alpha}_n \cos \phi_n + \omega_0 m_{22}, \\ \omega_z &= \dot{\gamma}_a \cos \phi_n \sin \alpha_n - \dot{\alpha}_n \sin \phi_n + \omega_0 m_{23}. \end{aligned} \quad (3)$$

Решая совместно уравнения (2, 3) с учётом (1) находим искомые углы ориентации наноспутника.

### Библиографический список

1. Беляев М. Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. – М.: Машиностроение, 1984. – 264 с.
2. Белецкий В. В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. – М.: Наука, 1965. – 416 с.