**И. А. Перцева** (Ульяновск, УлГУ). **Об ориентации спутника относительно вращающейся системы координат.**

Предлагается новое решение задачи об одно- и трехосной ориентации спутника относительно неинерциальной системы координат.

Пусть система координат $O\alpha\beta\gamma$ вращается с угловой скоростью $\overline{\omega}_0(t)$ относительно абсолютной системы координат $O_1\xi\eta\zeta$, система $Oxyz$ неизменно связана со спутником. Пусть заданы два орта $\overline{s}_0$ и $\overline{r}_0$, причем орт $\overline{s}_0$ занимает неизменное положение в системе $O\alpha\beta\gamma$, а орт $\overline{r}_0$ занимает неизменное положение в системе $Oxyz$.

Решается задача об ориентации спутника, при которой орт $\overline{r}_0$ направлен по оси $\overline{s}_0$. При этом учитывается перемещение масс в космическом аппарате, т. е. принимаем тензор инерции $I = I(t)$.

Уравнение вращательного движения космического аппарата под действием управляющего момента $\overline{M}_{\text{упр}} = \overline{M}_0 + \overline{M}$ можно записать в виде [1]:

$$I\frac{d\overline{\omega}}{dt} + \dot{I}\overline{\omega} = A(t,\overline{\omega})\overline{\omega} + A_1(t,\overline{\omega}) + \overline{M}_0 + \overline{M}.$$

Допустим, что при $\overline{M} = 0$, под действием момента $\overline{M}_0$, спутник совершает заданное нестационарное вращение с угловой скоростью $\overline{\omega} = \overline{\omega}_0$. Составим уравнения возмущенного движения:

$$I\frac{d\overline{x}}{dt} = A(t,\overline{x})\left(\overline{\omega}_0(t) + \overline{x}\right) + A(t,\overline{\omega}_0(t))\overline{x} + A_1(t,\overline{x}) - \dot{I}\overline{x} + \overline{M},$$

$$\dot{\overline{s}}_0 = -\overline{x}\times\overline{s}_0,$$

где $\overline{x} = \overline{\omega} - \overline{\omega}_0$ — возмущение, $\overline{\omega}$ — угловая скорость спутника, $\overline{M}$ — управляющий момент, обеспечивающий ориентацию орта $\overline{r}_0$ по отношению к $\overline{s}_0$ при наличии начальных отклонений или при действии возмущений.

Поставленная задача решается выбором стабилизирующего момента $\overline{M} = -B(t)\overline{x} + \alpha(\overline{r}_0\times\overline{s}_0)$, где коэффициент $\alpha(t) > 0$ и матрица $B(t)$ выбираются из условий:

$$\overline{x}^T A(t,\overline{x})\overline{\omega}_0(t) - \frac{1}{2}\overline{x}^T\dot{I}\overline{x} - \frac{1}{2}\overline{x}^T(B(t)+B^T(t))\overline{x} \leqslant -c_0\,|\,\overline{x}\,|^{\,2} \leqslant 0, \qquad c_0 > 0,$$

$$-(\dot{I} + B + B^T + A + A^T) \leqq \rho(t)I(t), \qquad \dot{\alpha}(t) \leqq q(t)\alpha(t).$$

Пусть трехосная ориентация спутника определяется совпадением ортов $\overline{r}_{0i}$, где $i = 1,2,3$, неизменно связанных со спутником, с ортами $\overline{s}_{0i}$, $i = 1,2,3$, системы $O\alpha\beta\gamma$.

Задача трехосной ориентации, при которой орты $\overline{r}_{0i}$ совпадают с ортами $\overline{s}_{0i}$, решается, если управляющий момент $\overline{M}$ определим в виде:

$$\overline{M} = -B(t)\overline{x} + \sum_{i=1}^{3} b_i(\overline{r}_{0i}\times\overline{s}_{0i}), \qquad b_i(t) > 0,$$

где коэффициенты $b_i(t)$ и матрица $B(t)$ выбираются из условий:

$$\overline{x}^T A(\overline{x})\overline{\omega}_0(t) - \frac{1}{2}\overline{x}^T\dot{I}\overline{x} - \frac{1}{2}\overline{x}^T(B(t)+B^T(t))\overline{x} \leqslant -c_0\,|\,\overline{x}\,|^{\,2} \leqslant 0, \qquad c_0 > 0,$$

$$-(\dot{I} + B + B^T) \leqq \rho(t)I(t), \qquad \dot{b_i}(t) \leqq q(t)b_i(t).$$

Полученные результаты, в частности, обобщают результаты работ [2]–[3].

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 05-01-00765).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Раушенбах В.В.*, *Токарь В.И.* Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974, 598 с.
2. *Бугров Д. И.* Построение стабилизирующего управления летательным аппаратом с использованием функции Ляпунова. — Прикл. матем. и мех., 1996, т. 60, в. 5.
3. *Андреев А. С.*, *Перегудова О. А.* К методу сравнения в задачах об асимптотической устойчивости. — Прикл. матем. и мех., 2006, т. 70, в. 6, с. 965–976.