БОРТОВОЙ АЛГОРИТМ ДЛЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НАНОСПУТНИКА

Мельник М.Е.

ОАО «Ракетно-космический центр «Прогресс», Самара

mashagrigoreva@gmail.com

В настоящее время большое распространение получили наноспутники стандарта CubeSat. На базе Самарского государственного аэрокосмического университета ведётся работа по созданию спутника данного класса, основным назначением которого является изучение его динамики движения, отработка алгоритмов ориентации и стабилизации движения, используя встроенные измерительные и исполнительные средства, входящие в состав бортовых модулей: трёхосного магнитометра, размещённого на бортовом компьютере; датчиков Солнца, датчиков угловой скорости, размещённых на панелях солнечных батарей; магнитных катушек.

Ограничения, накладываемые принятым составом измерительных и исполнительных средств, а также характеристиками бортового компьютера формируют жёсткие требования на вычислительную сложность алгоритмов ориентации и стабилизации. Поскольку наноспутник будет ориентирован по вектору орбитальной скорости движения, то задача определения пространственной ориентации сводится к задаче определения ориентации продольной оси наноспутника, т.е. определения двух углов тангажа (ϑ) и рысканья (ψ), а задача управления сводится к задаче двухканального управления.

При решении поставленных задач используются системы координат, представленные на рис. 1 [1]. Оси орбитальной системы координат $OX_gY_gZ_g$ с началом в центре масс O движущегося по орбите наноспутника направлены следующим образом: ось OY_g - вдоль радиуса-вектора $\vec{\rho}$ по местной вертикали от центра Земли к центру масс наноспутника; ось OX_g - перпендикулярно оси OY_g, лежит в плоскости орбиты и направлена в сторону полёта; ось OZ_g - по бинормали к орбите и образует с первыми двумя осями правую систему координат. Связанная система координат выбирается таким образом, чтобы ее оси совпадали с главными центральными осями инерции наноспутника. Начало связанной системы координат $OXYZ$ располагается в центре масс наноспутника; ось OX направлена вперед вдоль продольной оси наноспутника; ось OY расположена в плоскости симметрии наноспутника совпадающей с плоскостью траектории, и направлена вверх по нормали, третья ось OZ дополняет систему координат до правой.

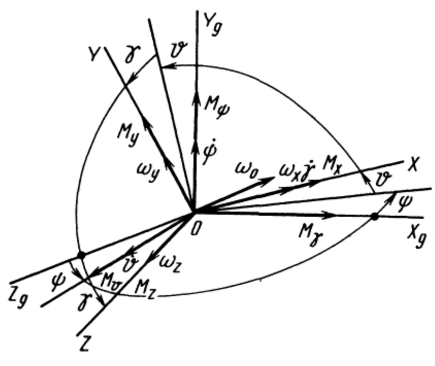

Рис. 1 – Схема углов поворота при переходе от орбитальной к связанной системе координат

Схема решения поставленных задач представлена на рис. 2.

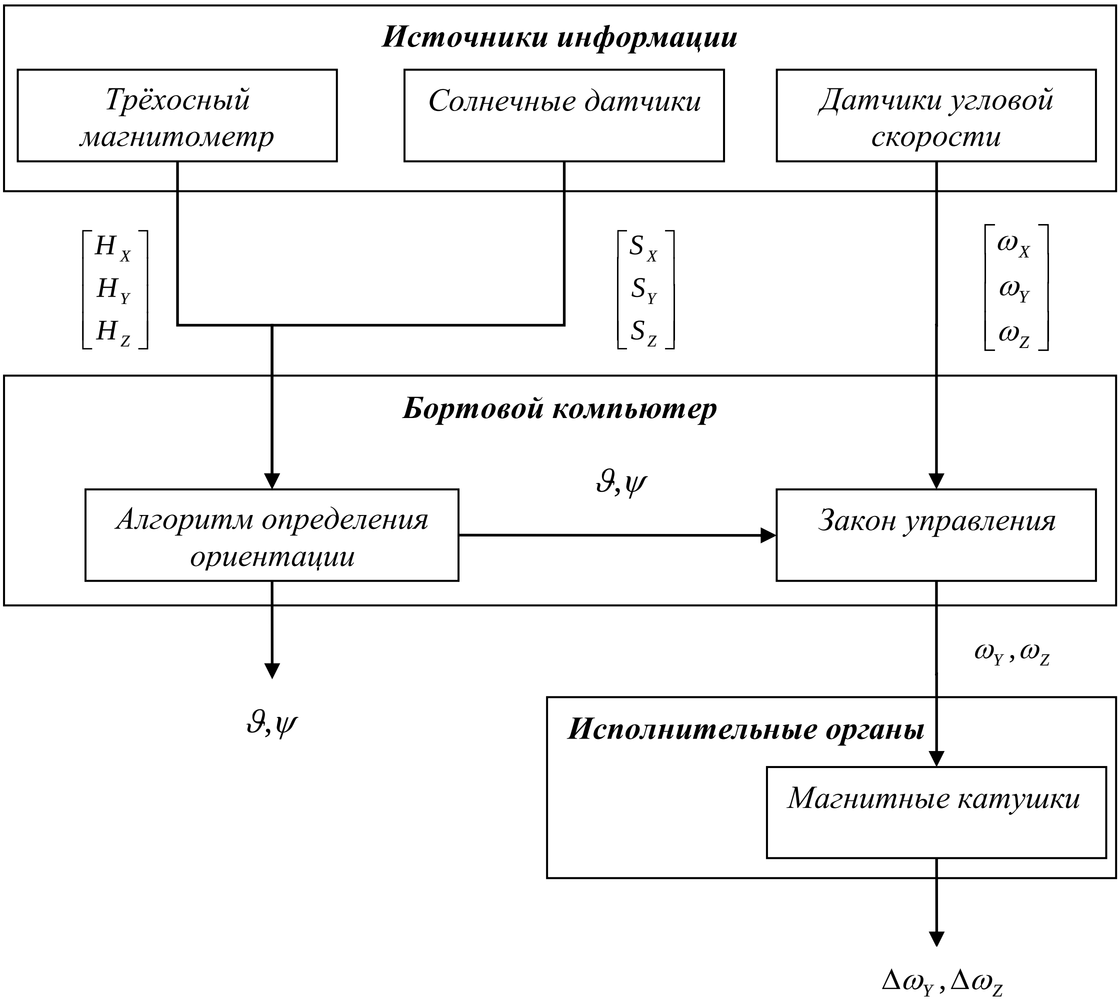

Рис. 2 – Схема решения поставленных задач

На рис. 2 приняты следующие обозначения:

$[H_X \quad H_Y \quad H_Z]^T$ - компоненты вектора напряжённости магнитного поля Земли, $[S_X \quad S_Y \quad S_Z]^T$ - компоненты вектора токосъема с панелей солнечных батарей, $[\omega_X \quad \omega_Y \quad \omega_Z]^T$ - проекции мгновенной угловой скорости наноспутника,

$\Delta\omega_Y, \Delta\omega_Z$ - изменение значений проекций угловой скорости наноспутника после управляющего воздействия.

В качестве алгоритма определения ориентации выбран двухвекторный алгоритм определения углового положения наноспутника[2]. На каждый момент времени расчета ориентации имеем составляющие векторов $\mathbf{S}$ и $\mathbf{H}$ в связанной и орбитальной системах координат. Составляющие единичных векторов $\mathbf{S}$ и $\mathbf{H}$ в связанной и орбитальной системах координат связаны соотношениями

$$\begin{vmatrix} S_X \\ S_Y \\ S_Z \end{vmatrix} = \mathbf{A} \begin{vmatrix} S_{Xg} \\ S_{Yg} \\ S_{Zg} \end{vmatrix}; \quad \begin{vmatrix} H_X \\ H_Y \\ H_Z \end{vmatrix} = \mathbf{A} \begin{vmatrix} H_{Xg} \\ H_{Yg} \\ H_{Zg} \end{vmatrix}. \qquad (1)$$

Матрицу перехода от орбитальной к связанной системе представим следующим образом:

$$\mathbf{A_1} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\vartheta & -\sin\vartheta & -\sin\psi\cos\vartheta \\ -\sin\gamma\sin\psi+\cos\gamma\cos\psi\sin\vartheta & \cos\gamma\cos\vartheta & -\sin\gamma\cos\psi-\cos\gamma\sin\psi\sin\vartheta \\ \cos\gamma\sin\psi+\sin\gamma\cos\psi\sin\vartheta & \sin\gamma\cos\vartheta & \cos\gamma\cos\psi-\sin\gamma\sin\psi\sin\vartheta \end{bmatrix} \quad (2)$$

Введем в рассмотрение орты

$$\mathbf{p}=\mathbf{H};\quad \mathbf{q}=\frac{\mathbf{H}\times\mathbf{S}\times\mathbf{H}}{|\mathbf{H}\times\mathbf{S}|};\quad \mathbf{r}=\frac{\mathbf{H}\times\mathbf{S}}{|\mathbf{H}\times\mathbf{S}|}. \quad (3)$$

Матрицы перехода $\mathbf{M_1}$, $\mathbf{M_2}$ от вспомогательной системы координат *Opqr* соответственно к осям связанной и орбитальной систем имеют вид

$$\mathbf{M}_1^{\mathrm{T}} = \frac{1}{|\mathbf{H}\times\mathbf{S}|}\begin{vmatrix} H_X|\mathbf{H}\times\mathbf{S}| & H_Y|\mathbf{H}\times\mathbf{S}| & H_Z|\mathbf{H}\times\mathbf{S}| \\ S_X-H_X(\mathbf{H},\mathbf{S}) & S_Y-H_Y(\mathbf{H},\mathbf{S}) & S_Z-H_Z(\mathbf{H},\mathbf{S}) \\ H_YS_Z-H_ZS_Y & H_ZS_X-H_XS_Z & H_XS_Y-H_YS_X \end{vmatrix};$$

$$\mathbf{M}_1^{\mathrm{T}} = \frac{1}{|\mathbf{H}\times\mathbf{S}|}\begin{vmatrix} H_{Xg}|\mathbf{H}\times\mathbf{S}| & H_{Yg}|\mathbf{H}\times\mathbf{S}| & H_{Zg}|\mathbf{H}\times\mathbf{S}| \\ S_{Xg}-H_{Xg}(\mathbf{H},\mathbf{S}) & S_{Yg}-H_{Yg}(\mathbf{H},\mathbf{S}) & S_{Zg}-H_{Zg}(\mathbf{H},\mathbf{S}) \\ H_{Yg}S_{Zg}-H_{Zg}S_{Yg} & H_{Zg}S_{Xg}-H_{Xg}S_{Zg} & H_{Xg}S_{Yg}-H_{Yg}S_{Xg} \end{vmatrix}. \quad (4)$$

Используя матрицы $\mathbf{M_1}$ и $\mathbf{M_2}$, найдем матрицу перехода от орбитальной системы координат к связанной. Получим

$$\mathbf{A}_2 = \mathbf{M}_1\mathbf{M}_2^{\mathrm{T}} \quad (5)$$

Углы ϑ,ψ находятся с помощью матриц $\mathbf{A}_1$ и $\mathbf{A}_2$ по известным тригонометрическим соотношениям.

В данной задаче в качестве объекта управления выступает модель движения наноспутника относительно центра масс [1]:

$$\begin{cases} I_x\dot{\omega}_x-(I_y-I_z)\omega_y\omega_z=-M_{xy}+M_{xв} \\ I_y\dot{\omega}_y-(I_z-I_x)\omega_x\omega_z=-M_{yy}+M_{yв} \\ I_z\dot{\omega}_z-(I_x-I_y)\omega_x\omega_y=-M_{zy}+M_{zв} \end{cases} \quad (6)$$

где $[I_X \quad I_Y \quad I_Z]^T$ - главные центральные моменты инерции наноспутника относительно соответствующих осей, $[M_{xy} \quad M_{yy} \quad M_{zy}]^T$ и $[M_{xв} \quad M_{yв} \quad M_{zв}]^T$ - проекции управляющего и возмущающего моментов на соответствующие оси.

В качестве управляющего момента возьмем момент, создаваемый магнитными катушками [3]:

$$\mathbf{M_у} = \mathbf{L}\times\mathbf{H} \quad (7)$$

где $\mathbf{L}$ - дипольный момент магнитной катушки.

В общем случае возмущающий момент можно записать в виде [3]:

$$\mathbf{M_в} = \mathbf{M_г}+\mathbf{M_а}+\mathbf{M_с}+\mathbf{M_м} \quad (8)$$

где $\mathbf{M_г},\mathbf{M_а},\mathbf{M_с},\mathbf{M_м}$ - векторы возмущающих моментов соответственно гравитационного, аэродинамического, давления солнечного излучения и от магнитного поля Земли. При решении поставленной задачи будем учитывать только гравитационный и аэродинамический возмущающие моменты.

Ожидаемая точность решения поставленных задач: задачи определения ориентации наноспутника- 10°, задачи управления ориентации наноспутника- ± 5°.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ.

Список литературы

1. Попов, В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. – 2-е изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 184 с.

2. *Беляев, М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях / М.Ю. Беляев. – М.: Машиностроение, 1984.-264 с.*

3. *Коваленко, А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975. – 248 с.*