

УДК 629.78

Р. А. Петухов, В. В. Евстифеев

ПЕРСПЕКТИВНАЯ КОМБИНИРОВАННАЯ СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Предложена перспективная система стабилизации и ориентации малых космических аппаратов с микрореактивными двигателями, не имеющая прямых аналогов для спутников наноразмерности (массой до 10 кг). Указаны преимущества и область применения космических аппаратов с предлагаемой системой. Приведены конструктивные схемы аппарата и способы его предварительного успокоения, ориентации и стабилизации (а также формулы для расчета необходимого числа микрореактивных двигателей). Приведены математические модели динамики углового и орбитального движения аппарата.

E-mail: roman_MAD@mail.ru; evstf@iu1.bmstu.ru

Ключевые слова: космический аппарат, система управления, стабилизация, ориентация, микроэлектромеханические системы, микрореактивные двигатели, гравитация, динамика.

Миниатюризация приборного состава и аппаратуры космических аппаратов (КА) допускает возможность значительного уменьшения их массогабаритных характеристик по сравнению с аппаратами предшествующих поколений. Эта тенденция приводит не только к снижению стоимости КА и затрат на их выведение, но также позволяет им решать ряд совершенно новых задач в космическом пространстве.

Малые КА принято классифицировать по массе следующим образом [1]: от 100 до 1000 кг — миниспутники, от 10 до 100 кг — микро-спутники, от 1 до 10 кг — наноспутники, от 0,1 до 1 кг — пикоспутники, менее 0,1 кг — фемтоспутники.

В настоящее время особый интерес в мире проявляется к КА самой малой размерности, вплоть до нано- и пикоспутников. В разработке и создании таких КА активно продвигаются вперед [2] европейские страны, США, Япония, Канада, Китай, Аргентина и др.

Перспективы применения наноспутников весьма обширны: это разработка новых космических технологий, оперативное дистанционное зондирование Земли, метео- и геологический мониторинг Земли, связь и коммуникации (в том числе высокоширотные), использование нескольких взаимодействующих аппаратов (так называемого роя) при

создании сверхапертурных космических комплексов, проведение отдельных научных экспериментов, исследование новейших материалов в условиях космического полета и др.

Для решения многих целевых задач необходимо осуществлять устойчивую ориентацию и стабилизацию спутника, а также его предварительное успокоение после отделения от ракеты-носителя или разгонного блока. Системы стабилизации и ориентации КА можно разделить по методам стабилизации следующим образом [3, 4]: 1) пассивные, использующие гравитационные и аэродинамические силы, стабилизацию вращением, стабилизацию давлением солнечных лучей; 2) активные, использующие реактивные двигатели, двигатели-маховики, моментные магнитопроводы; 3) комбинированные (активно-пассивные), использующие различные комбинации активных и пассивных систем. Системы стабилизации и ориентации малых и сверхмалых зарубежных аппаратов являются преимущественно активными, использующими в качестве органов управления моментные магнитопроводы. Иногда применяются двигатели-маховики и реактивные двигатели.

Предлагаемая для малых КА активно-пассивная система предварительного успокоения, ориентации и стабилизации КА не имеет прямых аналогов для аппаратов наноразмерности и предназначена для создания перспективных образцов наноспутников [5]. Система представляет собой комбинацию пассивной подсистемы в виде гравитационного стабилизатора (ГС) и активной — в виде микрореактивных двигателей (мРД) подсистем. Следует отметить, что в настоящее время мРД считаются самыми передовыми разработками в области микроэлектромеханических систем [1] (MEMS — Micro-Electro-Mechanical Systems) космического назначения.

Активно-пассивная система предварительного успокоения, ориентации и стабилизации КА является рациональным техническим решением для аппаратов, движущихся по геоцентрическим орбитам, и может применяться для поддержания ориентации соответствующей оси аппарата на гравитационный центр планеты, а также трехосной ориентации КА. Системой могут решаться задачи предварительного успокоения аппарата после его отделения от ракеты-носителя (РН) или разгонного блока (РБ) и задача переориентации КА из одного гравитационно-устойчивого положения в другое.

Пассивная подсистема ориентации и стабилизации КА представляет собой ГС [6] и демпфер, рассеивающий энергию либрационного углового движения аппарата. Назначение ГС состоит в создании ориентирующего гравитационного момента за счет особой конфигурации эллипсоида инерции КА, например, путем выдвигания балансирующего груза по типу гравитационной штанги. При этом соответствующая ось аппарата будет стремиться к устойчивому положению по

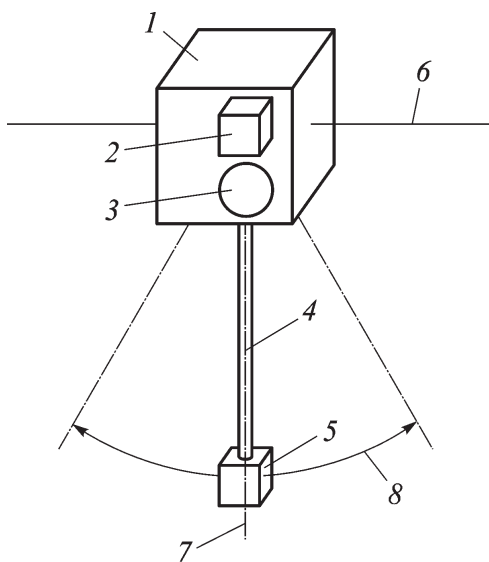


Рис. 1. Принципиальная схема КА:

1 — КА; 2 — блок управления мРД; 3 — демпфер; 4 — ГС; 5 — блок мРД; 6 — орбита КА; 7 — местная вертикаль (положение динамического равновесия ГС); 8 — максимум отклонения ГС от положения динамического равновесия

реализующего предложенную систему стабилизации и ориентации, приведена на рис. 1.

После отделения КА от последней ступени РН (РБ) выполняется операция его успокоения. В данном случае осуществляется разворачивание ГС. При этом увеличиваются значения инерционных параметров и, соответственно, уменьшаются значения приобретенных вследствие разделения паразитных угловых скоростей. Диссипирующие свойства демпфера обеспечивают последующее рассеяние энергии возмущений. Однако при отсутствии внешнего трения этот процесс чрезвычайно растянут во времени и обладает свойством самоподдерживаться вследствие непрерывного изменения направления вектора местной вертикали при орбитальном движении КА.

Применение предложенной активно-пассивной системы предварительного успокоения, ориентации и стабилизации позволяет наноспутнику осуществлять успокоение посредством включения мРД (одиночного или залпового — в зависимости от располагаемой тяги единичного двигателя и потребного для успокоения КА силового импульса), размещаемых в блоке на дальнем относительно центра масс КА конце ГС (см. рис. 1). Вектор тяги каждого мРД перпендикулярен продольной оси ГС (из условия максимизации момента силы). При этом двигатели включаются в момент пересечения дальним относительно центра масс КА концом ГС с блоком мРД местной вертикали (рис. 2), что обеспечивает наилучшее (с точки зрения расхода рабочего тела, точности

направлению к центру масс планеты. Активная подсистема ориентации и стабилизации КА представляет собой блок мРД. Этот блок размещается на дальнем конце ГС, что соответствует наибольшему значению реактивного момента от двигателей относительно центра масс аппарата.

Преимущества предлагаемой активно-пассивной системы заключаются в малых массо- и энергозатратах при процессах успокоения, ориентации и стабилизации КА, длительном времени ее штатной работы (за счет пассивной подсистемы), эффективности применения мРД для спутников наноразмерности, малой стоимости и высокой надежности по сравнению с традиционными активными системами.

Принципиальная схема варианта КА,

реализующего предложенную систему стабилизации и ориентации,

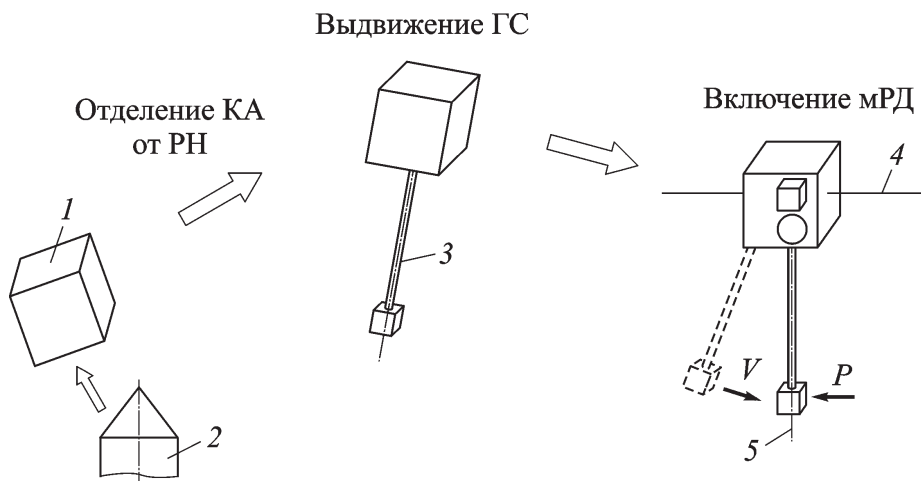


Рис. 2. Схема предварительного успокоения КА:

1 — КА; 2 — РН; 3 — ГС; 4 — орбита КА; 5 — местная вертикаль; V — направление движения блока мРД; P — направление вектора тяги мРД

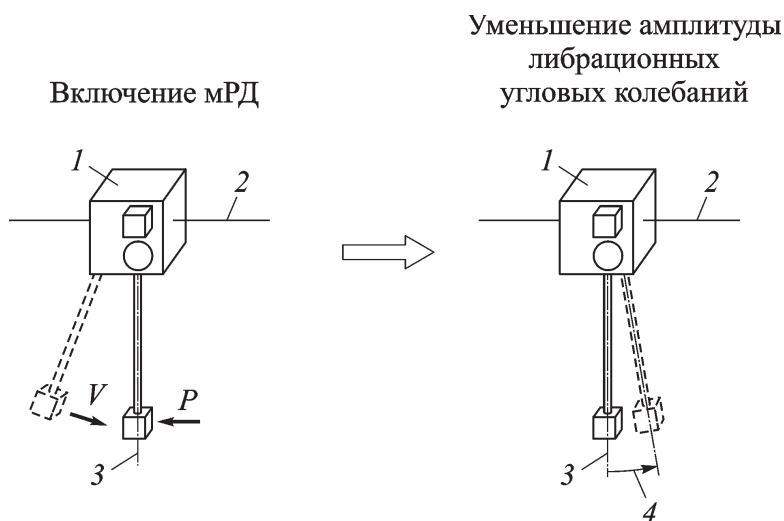


Рис. 3. Схема стабилизации КА:

1 — КА; 2 — орбита КА; 3 — местная вертикаль; 4 — максимум отклонения ГС от положения динамического равновесия; V — направление движения блока мРД; P — направление вектора тяги мРД

регулирования, потребного силового импульса, простоты программно-аппаратной реализации блока управления включением мРД, времени успокоения КА) проведение данной операции.

Аналогично решается задача поддержания заданного положения главной оси инерции КА в пространстве, т.е. требуемой стабилизации (рис. 3). Использование мРД существенно уменьшает амплитуду либрационных угловых колебаний и увеличивает быстродействие системы стабилизации. При этом, как правило, задействуется меньшее число двигателей (поскольку уровень возмущений обычно ниже, чем при успокоении КА).

При выполнении операции ориентации (переориентации) КА мРД включается в момент максимального отклонения продольной оси штанги ГС от положения ее динамического равновесия, совпадающего с местной вертикалью (рис. 4). В этом случае главная ось инерции

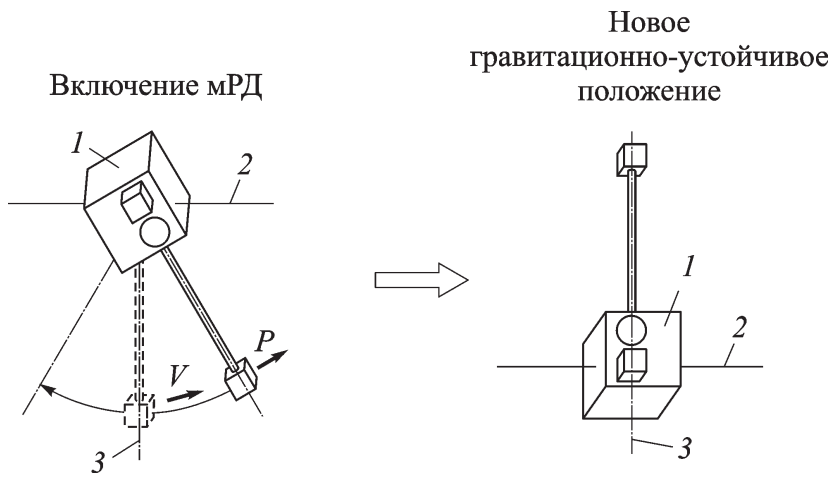


Рис. 4. Схема переориентации КА (обозначения см. рис. 3)

КА переводится из одного гравитационно-устойчивого положения в другое гравитационно-устойчивое положение.

Для конкретного КА и конкретной программы его полета рассчитывается оптимальное число МРД, что позволяет реализовать как в штатных, так и в нештатных ситуациях серию активных коррекций положения аппарата относительно его центра масс.

В случае углового движения КА с уже развернутым ГС предложенная активно-пассивная система предварительного успокоения, ориентации и стабилизации КА предназначена для ориентирования аппарата в орбитальной системе координат (СК). Рассмотрим угловое положение связанной СК относительно орбитальной СК при угловом движении КА [7]. Ориентацию связанных осей xyz относительно орбитальных $x_0y_0z_0$ зададим тремя конечными поворотами в последовательности: тангаж ϑ (вокруг оси z), курс ψ (вокруг оси y), крен γ (вокруг оси x) или матрицей девяти направляющих косинусов [6, 7]:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix};$$

$$a_{11} = \cos \vartheta \cos \psi;$$

$$a_{12} = \sin \vartheta \cos \psi;$$

$$a_{13} = -\sin \psi;$$

$$a_{21} = -\cos \gamma \sin \vartheta + \sin \gamma \sin \psi \cos \vartheta;$$

$$a_{22} = \cos \gamma \cos \vartheta + \sin \gamma \sin \psi \sin \vartheta;$$

$$a_{23} = \sin \gamma \cos \psi;$$

$$a_{31} = \cos \gamma \sin \psi \cos \vartheta + \sin \gamma \sin \vartheta;$$

$$a_{32} = \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta - \sin \gamma \cos \vartheta;$$

$$a_{33} = \cos \gamma \cos \psi.$$

Соотношения (кинематические уравнения), определяющие связь проекций вектора угловой скорости КА $\vec{\omega}$ на связанные оси с производными углов конечных поворотов $\dot{\vartheta}$, $\dot{\psi}$, $\dot{\gamma}$, имеют вид

$$\begin{aligned}\omega_x &= \dot{\gamma} - (\dot{\vartheta} - \omega_{\text{орб}}) \sin \psi, \\ \omega_y &= \dot{\psi} \cos \gamma + (\dot{\vartheta} - \omega_{\text{орб}}) \sin \gamma \cos \psi, \\ \omega_z &= (\dot{\vartheta} - \omega_{\text{орб}}) \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma,\end{aligned}$$

где $\omega_{\text{орб}}$ — орбитальная угловая скорость КА.

Динамика вращательных движений КА относительно центра масс в соответствии с основной теоремой механики об изменении кинетического момента [8] описывается векторным уравнением (для движения в связанных осях $x y z$):

$$\frac{d\vec{H}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{H} = \vec{M}, \quad (1)$$

где \vec{H} — вектор кинетического момента КА; \vec{M} — главный момент внешних сил; $\vec{\omega}$ — угловая скорость КА.

В проекциях на связанные оси уравнение (1) имеет вид

$$\begin{aligned}\dot{H}_x + H_z \omega_y - H_y \omega_z &= M_x, \\ \dot{H}_y + H_x \omega_z - H_z \omega_x &= M_y, \\ \dot{H}_z + H_y \omega_x - H_x \omega_y &= M_z.\end{aligned} \quad (2)$$

Вектор кинетического момента КА

$$\vec{H} = J \cdot \vec{\omega},$$

где J — тензор инерции КА, имеющий вид

$$J = \begin{pmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & J_z \end{pmatrix}.$$

Известно [7], что при отсутствии возмущений положение равновесия спутника $\vartheta = \psi = \gamma = 0$ устойчиво, если выполняются следующие соотношения между моментами инерции: $J_z > J_x > J_y$.

Проекции вектора \vec{H} на связанные оси $x y z$ при недиагональном тензоре инерции имеют вид

$$\begin{aligned}H_x &= J_x \omega_x - J_{xy} \omega_y - J_{xz} \omega_z, \\ H_y &= J_y \omega_y - J_{yx} \omega_x - J_{yz} \omega_z, \\ H_z &= J_z \omega_z - J_{zx} \omega_x - J_{zy} \omega_y.\end{aligned} \quad (3)$$

Подставив (3) в (2), получим уравнения динамики вращательного движения КА в проекциях на оси связанной СК:

$$\begin{aligned}
 & J_x \dot{\omega}_x - J_{xy} \dot{\omega}_y - J_{xz} \dot{\omega}_z + \dot{J}_x \omega_x - \dot{J}_{xy} \omega_y - \dot{J}_{xz} \omega_z + \\
 & + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y + (J_{xy} \omega_z - J_{xz} \omega_y) \omega_x + J_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) = M_x; \\
 & J_y \dot{\omega}_y - J_{xy} \dot{\omega}_x - J_{yz} \dot{\omega}_z + \dot{J}_y \omega_y - \dot{J}_{xy} \omega_x - \dot{J}_{yz} \omega_z + \\
 & + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z + (J_{yz} \omega_x - J_{xz} \omega_z) \omega_y + J_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) = M_y; \\
 & J_z \dot{\omega}_z - J_{xz} \dot{\omega}_x - J_{yz} \dot{\omega}_y + \dot{J}_z \omega_z - \dot{J}_{xz} \omega_x - \dot{J}_{yz} \omega_y + \\
 & + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y + (J_{xz} \omega_y - J_{yx} \omega_x) \omega_z + J_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) = M_z.
 \end{aligned} \tag{4}$$

Если считать, что распределение масс КА стационарно (не изменяется во времени) и главные оси инерции КА совпадают со связанными осями координат аппарата (центробежные моменты инерции равны нулю), то из (4) получим:

$$\begin{aligned}
 & J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y = M_x; \\
 & J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z = M_y; \\
 & J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y = M_z.
 \end{aligned} \tag{5}$$

Уравнения углового движения КА относительно ЦМ в виде (5) называются уравнениями в форме Эйлера [8].

Вектор \vec{M} представляет собой совокупность моментов внешних сил, действующих на КА в полете:

$$\vec{M} = \vec{M}_{\text{реакт}} + \vec{M}_{\text{аэрод}} + \vec{M}_{\text{солн}} + \vec{M}_{\text{магн}} + \vec{M}_{\text{грав}} + \vec{M}_{\text{пр}},$$

где $\vec{M}_{\text{реакт}}$ — момент реактивных сил при отбросе масс (например, момент от реактивных двигателей); $\vec{M}_{\text{аэрод}}$ — аэродинамический момент; $\vec{M}_{\text{солн}}$ — момент от сил светового давления; $\vec{M}_{\text{магн}}$ — момент от взаимодействия с магнитным полем планеты; $\vec{M}_{\text{грав}}$ — гравитационный момент; $\vec{M}_{\text{пр}}$ — различные другие моменты (например, момент от столкновения с малым метеором).

Аналитические выражения для гравитационных моментов относительно связанных осей имеют вид

$$\begin{aligned}
 & (M_{\text{грав}})_x = -3 \frac{\mu}{r^3} [(J_y - J_z) a_{22} a_{32} + \\
 & + (J_{xz} a_{22} - J_{xy} a_{32}) a_{12} + J_{yz} (a_{22}^2 - a_{32}^2)]; \\
 & (M_{\text{грав}})_y = -3 \frac{\mu}{r^3} [(J_z - J_x) a_{32} a_{12} + \\
 & + (J_{yx} a_{32} - J_{yz} a_{12}) a_{22} + J_{xz} (a_{32}^2 - a_{12}^2)]; \\
 & (M_{\text{грав}})_z = -3 \frac{\mu}{r^3} [(J_x - J_y) a_{12} a_{22} + \\
 & + (J_{zy} a_{12} - J_{zx} a_{22}) a_{32} + J_{yx} (a_{12}^2 - a_{22}^2)],
 \end{aligned} \tag{6}$$

где μ — гравитационный параметр планеты; r — радиус-вектор КА.

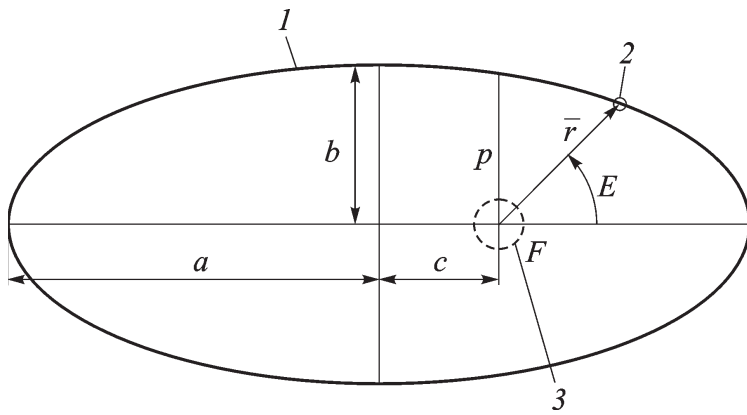


Рис. 5. Движение центра масс КА по орбите:

1 – КА; 2 – центр масс КА; 3 – планета (притягивающий центр); r – радиус-вектор центра масс КА; a и b – большая и малая полуоси орбиты; c – сжатие орбиты; p – фокальный параметр орбиты; F – фокус орбиты (притягивающий центр)

Если считать, что главные оси инерции КА совпадают с осями связанной СК аппарата (центробежные моменты инерции равны нулю), то из (6) получим следующие выражения для гравитационных моментов:

$$(M_{\text{грав}})_x = -3 \frac{\mu}{r^3} (J_y - J_z) a_{22} a_{32};$$

$$(M_{\text{грав}})_y = -3 \frac{\mu}{r^3} (J_z - J_x) a_{32} a_{12};$$

$$(M_{\text{грав}})_z = -3 \frac{\mu}{r^3} (J_x - J_y) a_{12} a_{22}.$$

При движении центра масс КА по орбите (рис. 5) эксцентриситет орбиты равен

$$e = \frac{c}{a} = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a},$$

при $e = 0$ – орбита круговая, при $0 < e < 1$ – эллиптическая.

В работе [9] показано, что устойчивость КА только с гравитационной системой ориентации обеспечивается при $e \leq 0,355$.

Фокальный параметр орбиты

$$p = a(1 - e^2).$$

Уравнение движения центра масс КА по орбите имеет вид

$$r = \frac{p}{1 + e \cos E}, \quad (7)$$

где E – угол истинной аномалии.

К уравнениям движения центра масс аппарата необходимо добавить уравнение скорости изменения угла истинной аномалии, а также связь этого угла с орбитальной угловой скоростью:

$$\dot{E} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2}.$$

С учетом (7) получим уравнения орбитального движения центра масс аппарата:

$$\dot{E} = \frac{\sqrt{\mu}}{p^{3/2}}(1 + e \cos E)^2;$$

$$\omega_{\text{орб}} = \dot{E}.$$

Габаритные размеры и импульс мРД, размещаемых на матрице, достаточно малы. Импульс твердотопливных мРД составляет $\sim 0,1$ мН·с при времени работы 1 мс с силой тяги мРД 0,1 Н. Поэтому для создания относительно мощного импульса необходима одновременная работа нескольких мРД. В то же время за счет малого размера ($\sim 1 \times 2 \times 2$ мм) одного двигателя, обеспечивается достаточно большая гибкость при получении потребного значения импульса (см. рис. 1).

Твердотопливные мРД предполагают разовое использование, в то время как жидкостные двигатели можно заправлять повторно.

В зависимости от целевых задач на борту КА могут быть установлены как твердотопливные мРД, так и жидкостные, а также их различные комбинации.

Рассмотрим перспективные твердотопливные мРД.

Моделью работы одного мРД будем считать идеализированную зависимость (в виде ступеньки) его тяги от времени работы. Эта зависимость выбрана из условия того, что время переходных процессов углового движения КА значительно больше времени импульса мРД, и поэтому особенности нарастания и спада тяги двигателей учитывать не будем.

Сила тяги и импульс мРД равны

$$F_{\text{мРД}}(t) = F_{\text{мРД}}[1(t - t_{\text{вкл}}) - 1(t - t_{\text{вкл}} - t_{\text{раб}})];$$

$$p_{\text{мРД}} = \int_{t_{\text{вкл}}}^{t_{\text{выкл}}} F_{\text{мРД}}(t) dt = F_{\text{мРД}} t_{\text{раб}},$$

где $1(t - \tau) = \begin{cases} 1, & t \geq \tau \\ 0, & t < \tau \end{cases}$ — функция Хевисайда (единичная функция);

$F_{\text{мРД}}(t)$ — зависимость силы тяги мРД от времени; $F_{\text{мРД}} = \text{const}$ — уровень силы тяги мРД; $t_{\text{вкл}}$ и $t_{\text{выкл}}$ — моменты включения и выключения мРД; $t_{\text{раб}} = t_{\text{выкл}} - t_{\text{вкл}}$ — время работы мРД.

Обозначим плечи сил мРД по соответствующим каналам следующим образом: $l_{\text{мРД}}$ — по каналам тангажа и крена; $l_{\text{мРД}}^{\psi}$ — по каналу курса. Тогда управляющие моменты от мРД в связанной СК запишем следующим образом:

$$(M_{\text{мРД}})_x = l_{\text{мРД}} F_{\text{мРД}} N_{\gamma} t [1(t - t_{\text{вкл}}^{\gamma}) - 1(t - t_{\text{вкл}}^{\gamma} - t_{\text{раб}})];$$

$$(M_{\text{мРД}})_y = l_{\text{мРД}}^{\psi} F_{\text{мРД}} N_{\psi} [1(t - t_{\text{вкл}}^{\psi}) - 1(t - t_{\text{вкл}}^{\psi} - t_{\text{раб}})];$$

$$(M_{\text{мРД}})_z = l_{\text{мРД}} F_{\text{мРД}} N_{\vartheta} [1(t - t_{\text{вкл}}^{\vartheta}) - 1(t - t_{\text{вкл}}^{\vartheta} - t_{\text{раб}})],$$

где $N_\gamma, N_\psi, N_\vartheta$ — рассчитанное в блоке управления мРД число задействованных реактивных двигателей в каждом из каналов; $t_{\text{вкл}}^\gamma, t_{\text{вкл}}^\psi, t_{\text{вкл}}^\vartheta$ — рассчитанные в блоке мРД моменты включения реактивных двигателей по каждому из каналов.

Алгоритмы работы блока управления мРД для каждого из режимов его работы (успокоение, ориентация/переориентация, стабилизация) разрабатываются для конкретной программы полета КА и могут быть построены, например, на значениях измерений датчиков углов (ДУ) и датчиков угловых скоростей (ДУС). В качестве ДУ может быть использован MEMS-блок типа “Nanosatellite Sensor Suite (NSS)” фирмы SPEC. В качестве ДУС может быть использован миниатюрный блок типа “nanosat IMU” фирмы Tethers Unlimited, Inc.

Конструктивно блок управления мРД находится в корпусе КА (см. рис. 1). Там же находятся расположенные по связанным осям аппарата ДУ и ДУС, измеряющие углы (γ, ψ, ϑ) и угловые скорости ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$) соответственно. Для определения пространственных координат центра масс КА можно использовать, например, приемник спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS, в перспективе — Galileo. С помощью данных, полученных от датчиков, и с учетом целевых задач полета в блоке управления мРД рассчитываются параметры работы двигательной установки (время включения, ориентация КА, расположение и число задействуемых мРД).

Блок управления мРД может работать в четырех режимах:

режим “0” — управление блоком мРД отсутствует (пассивный режим);

режим “П” — режим предварительного успокоения КА;

режим “О” — режим ориентации (переориентации) КА;

режим “С” — режим стабилизации КА.

В каждом из режимов работы используются соответствующие алгоритмы управления блоком мРД. При этом предполагается одновременное задействование (залп) нескольких мРД. Выход из одного режима и переход в другой осуществляется при выполнении соответствующих условий, записанных в алгоритмах блока управления мРД для конкретного КА.

Функционально систему управления угловыми маневрами КА можно представить схемой, изображенной на рис. 6. Блок управления мРД представляет собой современную БЦВМ, выполненную на радиационно-стойкой элементной базе. В зависимости от целевой миссии и располагаемой энергии на борту КА может быть использовано двойное или тройное резервирование (горячее и холодное).

Режим “0” блока управления мРД используется в случаях, когда не требуется активное управление угловым движением КА относительно

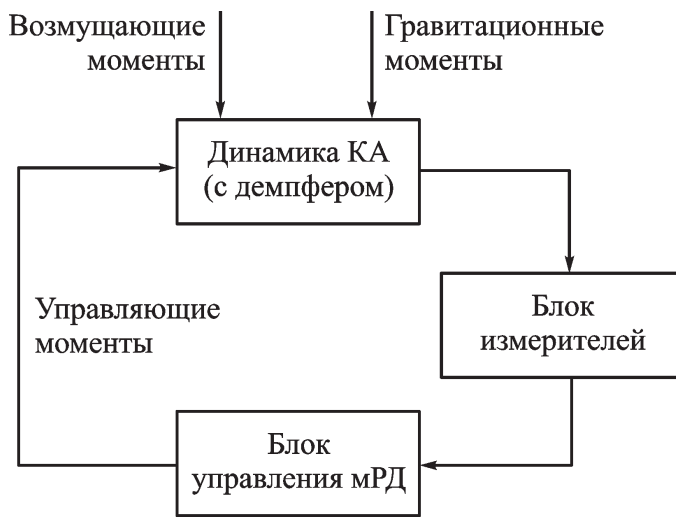


Рис. 6. Функциональная схема системы управления углового движения КА

его центра масс. При этом управляющие моменты отсутствуют и за-действуется лишь пассивная подсистема стабилизации КА с диссипа-цией энергии углового движения демпфером. Этот режим применяется в случае отсутствия необходимости в длительной точной ориентации на планету. В этом режиме энергозатраты системы минимальны.

Режим “П” используется после отделения КА от РН (РБ). При задействовании режима “П” в первую очередь осуществляется развер-тывание ГС. Затем блок измерителей отслеживает момент пересечения продольной осью ГС местной вертикали, и в этот момент блок упра-вления мРД задействует потребное для предварительного успокоения КА число двигателей (см. рис. 2).

Следующая методика оценки числа задействуемых двигателей в режиме “П” может быть использована в алгоритмах работы блока управления мРД. Число задействуемых мРД определяется по следую-щим формулам:

$$N_{\gamma} = \frac{J_x (\omega_x^*)^2}{2l_{\text{мРД}}\rho_{\text{мРД}}}; \quad N_{\psi} = \frac{J_y (\omega_y^*)^2}{2l_{\text{мРД}}^{\psi}\rho_{\text{мРД}}}; \quad N_{\vartheta} = \frac{J_z (\omega_z^*)^2}{2l_{\text{мРД}}\rho_{\text{мРД}}}. \quad (8)$$

С помощью формул (8) при известных параметрах КА и каждо-го мРД можно оценить необходимое для процесса предварительного успокоения КА число двигателей. Информация о значениях (изме-ряемых ДУС) угловых скоростей КА $\omega_x^*, \omega_y^*, \omega_z^*$ в проекциях на оси связанной СК передается в блок управления мРД. Момент включения двигателей блоком управления мРД определяется по показаниям ДУ:

$$\begin{aligned} |\gamma^*| &\leq \gamma_{\text{пор}}; \\ |\psi^*| &\leq \psi_{\text{пор}}; \\ |\vartheta^*| &\leq \vartheta_{\text{пор}}, \end{aligned}$$

где $\gamma^*, \psi^*, \vartheta^*$ — значения углов, измеряемых ДУ; $\gamma_{\text{пор}}, \psi_{\text{пор}}, \vartheta_{\text{пор}}$ — по-роговые значения углов поворота, необходимые для работы соответ-ствующих алгоритмов в блоке управления мРД.

Режим “О” используется в случае необходимости перевода КА из одного гравитационно-устойчивого положения в другое гравитационно-устойчивое положение (при обоих этих положениях продольная ось ГС — ось минимального момента инерции — проходит вдоль местной вертикали). Необходимость в данном маневре может возникнуть при переориентации целевой аппаратуры или в случае неверной ориентации КА после отделения от РН.

С целью минимизировать энергетические затраты в рассматриваемом процессе мРД включается в момент максимума отклонения продольной оси ГС от положения ее динамического равновесия — местной вертикали (см. рис. 3). Канал курса в данном случае не задействуют.

Следующая методика оценки числа мРД в режиме “О” может быть использована в алгоритмах работы блока управления мРД.

В зависимости от того, по какому каналу (крена или тангажа) максимальное отклонение от положения динамического равновесия больше, задействуются те или иные мРД. При этом в положении максимального отклонения продольной оси ГС от местной вертикали происходит смена знака угловых скоростей по каналам крена и тангажа, а также выполняется условие

$$\begin{aligned}\omega_x^* &= 0, \\ \omega_z^* &= 0.\end{aligned}\tag{9}$$

Процесс переориентации осуществляется по каналу крена, если выполняются условия (9) и $\gamma^* > \vartheta^*$, или по каналу тангажа, если выполняются условия (9) и $\vartheta^* > \gamma^*$.

Число мРД по каналу тангажа определяют по формуле

$$N_{\vartheta} \geq \frac{\sqrt{\frac{3\mu}{2r^3} J_z (J_x - J_y) (1 + \cos 2\vartheta^*)}}{l_{\text{мРД}} \rho_{\text{мРД}}}.\tag{10}$$

Для управления по каналу крена число мРД определяют по формуле

$$N_{\gamma} \geq \frac{\sqrt{\frac{3\mu}{2r^3} J_x (J_z - J_y) (1 + \cos 2\gamma^*)}}{l_{\text{мРД}} \rho_{\text{мРД}}}\tag{11}$$

Выражения (10) и (11) используются в алгоритме включения мРД при процессе переориентации КА для определения минимального числа задействуемых двигателей. Радиус-вектор КА рассчитывается алгоритмом блока управления мРД, например с помощью показаний GPS-приемника.

Стабилизация наноспутника может осуществляться как в пассивном режиме (режим “0”), так и в активно-пассивном (режим “С”).

Режим “С” целесообразно использовать при жестких ограничениях на время переходных процессов системы стабилизации и ориентации КА, поскольку только пассивная стабилизация (за счет гравитационных моментов и диссипации энергии вращения демпфером) может длиться достаточно большое время – порядка нескольких витков КА (особенно на орбитах с большим эксцентриситетом). Используя мРД, можно за короткое время уменьшить амплитуду либрационных колебаний (вокруг положения устойчивого динамического равновесия – местной вертикали) и тем самым минимизировать время переходного процесса при стабилизации КА.

Как и в режиме предварительного успокоения (режиме “П”), включение двигателей блоком управления мРД происходит в момент пересечения продольной осью ГС местной вертикали (см. рис. 4). При этом, поскольку угловая скорость вращения КА значительно меньше, чем в процессе предварительного успокоения, задействуется меньшее число мРД.

Следующая методика оценки числа двигателей в режиме “С” может быть использована в алгоритмах работы блока управления мРД.

В момент включения мРД должны выполняться условия

$$\vartheta = 0, \quad \gamma = 0, \quad \psi = \psi^*.$$

За короткое время работы мРД требуется получить требуемые угловые скорости по связанным осям: $\omega_x = \omega_x^{тр}$, $\omega_y = \omega_y^{тр}$, $\omega_z = \omega_z^{тр}$.

Число мРД для получения требуемых угловых скоростей КА в режиме “С” определяют по формулам

$$N_\gamma = \frac{J_x [(\omega_x^*)^2 - (\omega_x^{тр})^2]}{2l_{мРД} \rho_{мРД}}; \quad N_\psi = \frac{J_y [(\omega_y^*)^2 - (\omega_y^{тр})^2]}{2l_{мРД}^\psi \rho_{мРД}}; \quad (12)$$

$$N_\vartheta = \frac{J_z [(\omega_z^*)^2 - (\omega_z^{тр})^2]}{2l_{мРД} \rho_{мРД}}.$$

Уравнения (8) являются частным случаем уравнений (12) при условии, что $\omega_x^{тр} = 0$, $\omega_y^{тр} = 0$, $\omega_z^{тр} = 0$.

Формулы (12) используются в алгоритме включения мРД при процессе стабилизации КА для определения числа задействуемых мРД.

Работа выполнена по ФЦП “Научные и научно-педагогические кадры инновационной России” гос. контракт от 06.08.2009 г. № П 608.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. NanoSatellite Beacons for Space Weather Monitoring: Final Report / Science & Technology Facilities Council Rutherford Appleton Laboratory; SWNS-RAL-RP-0001, Issue 1.0, 28 February 2008. – 119 p.

2. Н о в о с т и космонавтики. – 2005. – № 2, 5, 12; – 2006. – № 7, 11; – 2007. – № 3, 7; – 2008. – № 6; – 2010. – № 9; – 2010. – № 10.
3. И н ж е н е р н ы й справочник по космической технике / А.А. Алатырцев и др.; Под ред. А.В. Солодова. – М.: Воениздат, 1977. – 430 с.
4. П о п о в В. И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 184 с.
5. З а я в к а № 2011106267 от 21.02.2011 г., МПК В 64 G 1/00 - 1/34. Способ активно-пассивного успокоения, ориентации и стабилизации КА / Петухов Р.А. и др.
6. О р и е н т а ц и я искусственных спутников в гравитационных и магнитных полях / В.И. Боевкин, Ю.Г. Гуревич, Ю.Н. Павлов, Г.Н. Толстоусов. – М.: Наука, 1976. – 304 с.
7. Б е л е ц к и й В. В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. – М.: Наука, 1965. – 416 с.
8. Л а н д а у Л. Д., Л и ф ш и ц Е. М. Теоретическая физика: Учеб. пособ.: Для вузов. В 10 т. Т. 1. Механика. – 5-е изд., стереот. – М.: Физматлит, 2007. – 224 с.
9. A n a n d D. K., W h i s n a n t J. M., P i s a c a n e V. L., S t t u r m a n i s M. The capture and stability of the lidos gravity-gradient satellite in an eccentric orbit. AIAA Paper. – No. 921. 8. – 1969.

Статья поступила в редакцию 24.05.2011

Роман Андреевич Петухов родился в 1985 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2008 г. Заместитель начальника отдела ОАО “ВПК “НПО машиностроения”, аспирант кафедры “Системы автоматического управления” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор пяти научных работ в области динамики движения и систем управления космических аппаратов.

R.A. Petukhov (b. 1985) graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 2008. Deputy head of department of ОАО “VPK “NPO Mashinostroeniya”, post-graduate of "Automatic Control Systems" department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 5 publications in the field of dynamics of motion and control systems of spacecrafts.

Валентин Васильевич Евстифеев родился в 1931 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1955 г. Канд. техн. наук, доцент кафедры “Системы автоматического управления” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 80 научных работ в области систем автоматического управления.

V.V. Yevstifeev (b. 1931) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1955. Ph. D. (Eng.), assoc. professor of “Automatic Control Systems” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 80 publications in the field of control systems.